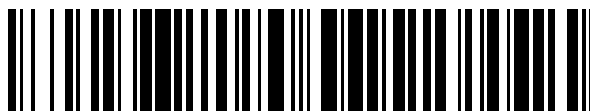


19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 585 930**

51 Int. Cl.:

F01D 11/00 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **03.12.2004** **E 04822139 (4)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **08.06.2016** **EP 1692370**

54 Título: **Conjunto refrigerado de cubierta de turbina de gas con supresión de ingestión de gas caliente**

30 Prioridad:

04.12.2003 US 729695

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

10.10.2016

73 Titular/es:

HONEYWELL INTERNATIONAL INC. (100.0%)
115 Tabor Road
Morris Plains, NJ 07950, US

72 Inventor/es:

MORRIS, MARK, C.;
SCIACCA, JOHN, F.;
TILTMAN, ALAN, G.;
ZURMEHLY, GEORGE, E. y
HOWE, WILLIAM, J.

74 Agente/Representante:

LEHMANN NOVO, María Isabel

ES 2 585 930 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

Conjunto refrigerado de cubierta de turbina de gas con supresión de ingestión de gas caliente

ANTECEDENTES DE LA INVENCION

5 La invención se refiere en general a sistemas de motor de turbina de gas y, más particularmente, a conjuntos refrigerados de cubierta de turbina de gas.

10 Se han utilizado ampliamente conjuntos de cubierta de turbina en motores de turbina de gas. El conjunto de cubierta de turbina puede estar posicionado inmediatamente aguas abajo de una boquilla de turbina de alta presión (HPT). El conjunto de cubierta de turbina puede rodear un rotor de la HPT y puede definir un límite exterior de un trayecto de flujo de gas a alta temperatura a través de la HPT. Durante el funcionamiento del motor, la exposición al flujo de gas de alta temperatura puede dar como resultado un fallo de los componentes de cubierta de turbina. Debido a la diferente expansión de los componentes del conjunto de rotor y cubierta de turbina, también puede dar como resultado un contacto entre el conjunto de cubierta de turbina y las puntas de los álabes del rotor. Una pequeña cantidad de aire de refrigeración procedente de un compresor puede ser utilizada para disminuir algunos de los efectos adversos del flujo de gas a alta temperatura.

15 Minimizar la cantidad de aire necesario para refrigerar el conjunto de cubierta de turbina es deseable porque la eficiencia del motor disminuye a medida que la cantidad de aire de refrigeración aumenta. Métodos para minimizar el aire de refrigeración necesario pueden incluir disminuir las fugas de aire de refrigeración procedentes del conjunto o reducir las necesidades de refrigeración del sistema aumentando la eficacia del esquema de refrigeración.

20 Los conjuntos de cubierta de turbina han experimentado un daño significativo debido a la falta del cierre hermético robusto del conjunto. Esta fuga puede dar como resultado una reducción significativa en la presión de la cavidad de refrigeración (y margen de flujo de retorno), que puede dar como resultado una ingestión de gas caliente y daño en el equipo mecánico. El margen de flujo de retorno es la relación de la diferencia entre la presión de la cavidad de refrigeración de cubierta y la presión del trayecto de flujo a la presión del trayecto de flujo. Si el margen de flujo de retorno del conjunto resulta negativo (o para algunos diseños incluso un número positivo bajo), puede ingerirse gas de vía de flujo caliente en partes de la cubierta y pueden causar un daño significativo. Uno de los retos en el mantenimiento del buen margen de flujo de retorno es debido a la dificultad en de sellar los diversos trayectos de fuga que permiten que el aire de refrigeración escape de la cavidad de refrigeración de cubierta.

25 Se han descrito varios métodos para reducir las fugas de aire de refrigeración. Estos métodos incluyen la utilización de cierres herméticos de tipo de lengüeta metálica y de cierres herméticos de plataforma metálica. Desafortunadamente, los cierres herméticos de plataforma no son adecuados para algunas aplicaciones, y los cierres herméticos de lengüeta metálica, que están asegurados en ranuras mecanizadas en los lados de los segmentos, pueden fallar en el entorno operativo de algunos motores. Además, los técnicos de montaje pueden cortarse en cierres herméticos de plataforma metálica afilada, pequeña.

30 También se han descrito métodos para reducir las necesidades de refrigeración del sistema. Se ha descrito la fabricación de los componentes del conjunto a partir de materiales más robustos y la utilización de Revestimientos de Barrera Térmica (TBC). Diseños que utilizan TBC para mantener los anillos exteriores aislados del gas del trayecto de flujo caliente pueden experimentar un fallo de estratificación de los TBC, lo que a su vez da como resultado un daño de la cubierta. El daño de la cubierta puede dar como resultado grandes holguras de la punta del álabe de turbina. El aumento subsiguiente en la holgura del álabe de la turbina aumenta el consumo de combustible y también da como resultado un aumento en la temperatura de entrada de turbina, que además daña el equipo mecánico.

35 Se han descrito métodos para aumentar la eficacia de configuraciones de refrigeración. En un método se han perforado agrupaciones complejas de agujeros de refrigeración de película en segmentos de cubierta. Aunque, esto da como resultado una refrigeración aumentada del conjunto de cubierta de turbina, todos los bordes de los segmentos de cubierta pueden no ser refrigerados suficientemente y la integridad del sistema puede sufrir.

40 Se han descrito conjuntos de cubierta de turbina que tienen refrigeración aumentada de los bordes de segmento de cubierta. Tal descripción utiliza un gancho/plataforma de conexión en los extremos de los segmentos en conjunción con cierres herméticos de lengüeta y ranuras convencionales para producir un cierre hermético del espacio de extremo entre los segmentos circunferenciales adyacentes. Además, esta descripción utiliza agujeros de refrigeración de película para reforzar la refrigeración en los lados del segmento. Aunque, se aumenta la refrigeración de los bordes de segmento de cubierta, los cierres herméticos de lengüeta metálica pueden sufrir daños a temperaturas de funcionamiento más altas debido a la ingestión de gas caliente, lo que da como resultado una pérdida de margen de flujo de retorno para el conjunto.

45 Conjuntos de cubierta de turbina que tienen ingestión de gas caliente reducida han sido descritos en la Patente Norteamericana nº 4.573.866. Estos conjuntos utilizan aletas de pasador para refrigerar los segmentos de cubierta e incorporar cierres herméticos de lámina metálica y cierres herméticos de fuelles para reducir las fugas de flujo de refrigeración. Un flujo de refrigeración es utilizado para presurizar el área alrededor de los lados del segmento de

cubierta. También se utilizan un cierre hermético de lengüeta y una característica de conexión de machihembrado para segmentos adyacentes. Aunque esto da como resultado una reducción de ingestión de gas caliente en los lados de los segmentos, la ingestión de gas caliente en la cubierta delantera y en las cavidades traseras puede no ser reducida suficientemente.

5 Conjuntos de refrigeración de cubierta que tienen refrigeración mejorada del clip-C trasero han sido descritos en la Patente Norteamericana nº 6.139.257. Los agujeros de refrigeración están formados en el carril trasero de los segmentos de cubierta para refrigerar por impacto las esquinas traseras de la cubierta y para presurizar la cavidad trasera entre la base del segmento de cubierta y el clip-C. Aunque pueden reducirse la ingestión de gas caliente y el consiguiente sobrecalentamiento de las esquinas traseras de la cubierta, son necesarios conjuntos con otras reducciones en la
10 ingestión de gas caliente.

Como puede verse, hay una necesidad de conjuntos de cubierta de turbina mejorados. Adicionalmente, se necesitan conjuntos de cubierta de turbina en los que la ingestión de flujo de gas caliente es disminuida. Además, se necesitan conjuntos en los que el flujo de aire de refrigeración es minimizado permitiendo al mismo tiempo temperaturas de flujo de gas aumentadas. Se necesitan conjuntos en los que la ingestión de gas caliente en la cubierta delantera y la cavidad trasera es reducida. Además, son necesarios conjuntos de cubierta de turbina que tienen refrigeración aumentada a los
15 cierres herméticos de alta presión y los ganchos de suspensión de cubierta.

El documento US5641267 describe un conjunto de cubierta para un motor de turbina que tiene una cavidad entre partes respectivas radialmente exteriores de un álabe de una turbina y una paleta de estator, recibiendo la cavidad aire refrigerado a través de un canal. El documento US6276692 describe métodos de cerrar herméticamente un espacio
20 contra el flujo de un gas principal utilizando un gas secundario.

RESUMEN DE LA INVENCION

De acuerdo con la invención se proporciona un conjunto refrigerado de cubierta para un motor de turbina de acuerdo con la reivindicación 1 de las reivindicaciones adjuntas.

25 El aparato para un motor de turbina comprende una cavidad de zona de ingestión de gas caliente posicionada radialmente hacia fuera desde un trayecto de flujo de gas caliente a través del motor de turbina; al menos una cavidad de zona intermedia caliente posicionada radialmente hacia fuera desde y en comunicación de flujo con la cavidad de zona de ingestión de gas caliente; una cavidad de zona superior fría posicionada radialmente hacia fuera desde y en comunicación de flujo con al menos una cavidad de zona intermedia caliente; una ranura inclinada posicionada radialmente hacia dentro desde la cavidad de zona de ingestión de gas caliente; estando la ranura inclinada en
30 comunicación de flujo con la cavidad de zona de ingestión de gas caliente y el trayecto de flujo de gas caliente; y una pluralidad de aberturas de chorro de dilución posicionadas radialmente hacia fuera desde la ranura inclinada y en comunicación de flujo con al menos una cavidad de zona intermedia caliente.

Cuando el motor de turbina tiene una pluralidad de perfiles aerodinámicos el conjunto de cubierta puede comprender una cavidad de zona de ingestión de gas caliente posicionada radialmente hacia fuera desde un trayecto de flujo de gas caliente a través del motor de turbina; una cavidad de zona intermedia caliente posicionada radialmente hacia fuera desde y en comunicación de flujo con la cavidad de zona de ingestión de gas caliente; una cavidad de zona superior fría posicionada radialmente hacia fuera desde y en comunicación de flujo con la cavidad de zona intermedia caliente; una ranura inclinada posicionada radialmente hacia dentro desde la cavidad de zona de ingestión de gas caliente, estando la ranura inclinada en comunicación de flujo con la cavidad de zona de ingestión de gas caliente y el trayecto de flujo de
40 gas caliente, teniendo la ranura inclinada un ángulo de ranura entre aproximadamente 20° y aproximadamente 60°; y una pluralidad de aberturas de chorro de dilución posicionadas radialmente hacia fuera desde la ranura inclinada y en comunicación de flujo con la cavidad de zona intermedia caliente, estando al menos una abertura de chorro de dilución posicionada en línea con una estela del borde posterior de cada perfil aerodinámico, y en la que una distancia entre una salida de flujo y de cada abertura de chorro de dilución y la cavidad de zona de ingestión de gas caliente es al menos
45 aproximadamente 5,1 mm (0,20 pulgadas).

Estas y otras características, aspectos y ventajas de la presente invención se comprenderán mejor con referencia a los siguientes dibujos, descripción y reivindicaciones.

BREVE DESCRIPCION DE LOS DIBUJOS

50 La fig. 1 es una vista en sección transversal de un conjunto refrigerado de cubierta de turbina de acuerdo con una realización de la presente invención.

La fig. 2 es una vista de cerca de la fig. 1 que muestra patrones de flujo de acuerdo con una realización de la presente invención;

La fig. 3 es una distribución de presión estática en una región de estela de acuerdo con una realización de la presente invención;

La fig. 4 es una gráfica de variación de presión circunferencial en función de la distancia axial desde un borde posterior de perfil aerodinámico de acuerdo con una realización de la presente invención;

La fig. 5 es una gráfica de variación de presión circunferencial en función de la distancia radial en una cavidad delantera de cubierta de acuerdo con una realización de la presente invención;

- 5 La fig. 6 es un análisis computacional de dinámica de fluidos de ingestión de gas caliente en una cavidad anterior de cubierta de HPT de acuerdo con una realización de la presente invención; y

La fig. 7 es un análisis computacional de dinámica de fluidos de ingestión de gas caliente en una cavidad delantera de cubierta de HPT de la técnica anterior.

DESCRIPCIÓN DETALLADA DE LA INVENCION

- 10 La siguiente descripción detallada es la de los mejores modos de poner en práctica la invención contemplados actualmente. La descripción no debe ser tomada en un sentido limitativo, sino que es hecha simplemente con el propósito de ilustrar los principios generales de la invención, ya que el marco de la invención está definido mejor por las reivindicaciones adjuntas.

- 15 La presente invención proporciona en general conjuntos refrigerados de cubierta de turbina de gas y métodos para producir los mismos. Los conjuntos refrigerados de cubierta producidos de acuerdo con la presente invención pueden encontrar una utilización beneficiosa en muchas industrias incluyendo aplicaciones aeroespaciales e industriales. Los conjuntos refrigerados de cubierta de la presente invención pueden ser beneficiosos en aplicaciones que incluyen generación de electricidad, propulsión naval, conjuntos de bombeo para transmisión de gas y petróleo, propulsión de aeronaves, motores de automóvil, y centrales eléctricas estacionarias. Esta invención puede ser útil en cualquier aplicación de motor de turbina de gas.

- 20 En una realización, la presente invención proporciona un conjunto refrigerado de cubierta de turbina de gas con supresión de ingestión de gas caliente para un motor de turbina de gas. El motor de turbina de gas puede tener una cavidad delantera de los segmentos de cubierta, la cavidad delantera de cubierta. Durante el funcionamiento del motor, la cavidad delantera de cubierta puede ingerir un flujo de gas caliente procedente del trayecto de flujo de gas caliente. El flujo de gas caliente ingerido puede ser perjudicial para los componentes del motor radialmente hacia fuera desde los segmentos de cubierta, tal como portadores de cubierta y retenedores de estator. A diferencia de la técnica anterior, la presente invención puede comprender una cavidad de recirculación y una abertura de chorro de dilución que está axialmente rebajada desde la cavidad de recirculación. La cavidad de recirculación en combinación con un flujo de refrigeración procedente de la abertura de chorro de dilución puede atrapar el flujo de gas caliente ingerido cerca del trayecto de flujo de gas caliente y puede diluir el flujo de gas caliente, reduciendo la temperatura del flujo de gas caliente ingerido. El conjunto refrigerado de cubierta puede comprender además una ranura inclinada posicionada entre el borde anterior de segmento de cubierta y el borde posterior de la pared final exterior del estator. La ranura inclinada fuerza un cambio axial en el momento del flujo de gas caliente ingerido y permite una mayor atenuación de la variación de presión estática circunferencial en la cavidad de refrigeración delantera de cubierta que se produce como resultado a partir de una variación de presión estática circunferencial en el trayecto de flujo caliente debido a las estelas de borde posterior del perfil aerodinámico del estator.

- 25 Como se ha visto en la fig. 1, un conjunto refrigerado 19 de cubierta de turbina puede comprender una cavidad 21 de recirculación, una ranura 25 inclinada, una abertura 26 de chorro de dilución, un álabe 27 de turbina, un segmento 28 de cubierta, un revestimiento de barrera térmica (TBC) 29, un retenedor 30 de estator, un cierre hermético 31 de alta presión contomeado, una cámara de sobrepresión de combustión 32, un portador 33 de cubierta, un cierre hermético 34 ondulado, un perfil aerodinámico 35 de estator, y un disuasor 36 de flujo trasero de estator. Como se ha visto mejor en la fig. 2, un conjunto refrigerado 19 de cubierta de turbina puede comprender una ranura 25 inclinada, una cavidad 21 de recirculación, y una abertura 26 de chorro de dilución. La cavidad 21 de recirculación puede comprender una cavidad 22 de zona de ingestión de gas caliente, una cavidad 23 de zona intermedia caliente, y una cavidad 24 de zona superior fría.

- 30 Durante el funcionamiento del motor, un flujo 37 de gas caliente procedente de un trayecto 38 de flujo de gas caliente puede pasar a través de la ranura 25 inclinada y a la cavidad 22 de zona de ingestión de gas caliente. Un flujo 40 de refrigeración de chorro de dilución puede salir de la abertura 26 de chorro de dilución y entrar en la cavidad 21 de recirculación. Un flujo 40 de refrigeración de chorro de dilución puede contactar con una modificación superficial 55 para producir una primera parte de flujo 41 de refrigeración de chorro de dilución y una segunda parte de flujo 42 de refrigeración de chorro de dilución. La primera parte de flujo 41 de refrigeración de chorro de dilución puede entrar en la cavidad 22 de zona de ingestión de gas caliente; la segunda parte de flujo 42 de refrigeración de chorro de dilución puede entrar en la cavidad 23 de zona intermedia caliente. La primera parte de flujo 41 de refrigeración de chorro de dilución puede girar en torbellino y recircular junto con el flujo 37 de gas caliente que entra en la cavidad 22 de zona de ingestión de gas caliente, reducir la temperatura del flujo 37 de gas caliente y atrapar el flujo 37 de gas caliente cerca del trayecto 38 de flujo de gas caliente. La segunda parte de flujo 42 de refrigeración de chorro de dilución puede recircular dentro de la cavidad 23 de zona intermedia caliente, reduciendo además la temperatura del flujo 37 de gas caliente dentro de la cavidad 22 de zona de ingestión de gas caliente y los componentes que protegen el motor, tales como

portadores 33 de cubierta, del flujo 37 de gas caliente. Un flujo 43 de refrigeración de fugas del cierre hermético procedente de un cierre hermético de alta presión, tal como un cierre hermético 31 de alta presión contorneado, puede entrar y recircular dentro de la cavidad 24 de zona superior fría. El flujo 43 de refrigeración de fugas de cierre hermético de recirculación puede proteger el cierre hermético de alta presión del flujo 37 de gas caliente, reduciendo los daños del cierre hermético.

La ranura 25 inclinada, como se ha mostrado en la fig. 2, puede estar posicionada entre un borde posterior 44 de pared final exterior de estator de turbina y un borde anterior 39 del segmento 28 de cubierta. En una realización, la ranura 25 inclinada puede estar delante de los segmentos 28 de cubierta. En una segunda realización, la ranura 25 inclinada puede estar detrás de los segmentos 28 de cubierta. Por ejemplo la ranura 25 inclinada puede estar posicionada entre un borde anterior 60 de pared final exterior de conducto de turbina y un borde posterior 58 del segmento 28 de cubierta como se ha mostrado en la fig. 1. La ranura 25 inclinada puede ser realizada por métodos de fabricación conocidos y puede ser realizada durante la fabricación de los segmentos 28 de cubierta y del disuasor 36 de flujo trasero de estator. Las dimensiones de una ranura 25 inclinada útil pueden variar con el diseño del motor y la aplicación. Una ranura 25 inclinada útil puede acomodar el movimiento relativo de los componentes del conjunto y puede acomodar un flujo de refrigeración que sale de la cavidad delantera 50 de cubierta. Un eje 45 de línea central del motor axial y una línea 46 a través de la ranura 25 inclinada pueden definir un ángulo 47 de ranura. Un ángulo 47 de ranura útil puede variar con la aplicación, puede acomodar la excursión axial/radial, y puede permitir el paso de flujo durante el funcionamiento del motor. Otros factores que afectan a un ángulo 47 de ranura útil pueden incluir restricciones de diseño del motor de turbina y limitaciones del material. Un ángulo 47 de ranura útil puede ser menor de aproximadamente 90°. Un ángulo 47 de ranura preferido puede ser menor de aproximadamente 60°. Un ángulo 47 de ranura más preferido puede estar entre aproximadamente 20° y aproximadamente 60°. La ranura 25 inclinada permite la atenuación de la variación de presión estática circunferencial del flujo 37 de gas caliente ingerido en la cavidad delantera 50 de cubierta y en la cavidad 22 de zona de ingestión de gas caliente. El resultado es un aumento en el margen de flujo de retorno efectivo en la cavidad 54 de refrigeración de cubierta con respecto a la presión estática en el extremo 56 de salida de flujo de las aberturas 26 de chorro de dilución, como se ha mostrado en la fig. 2, ya que se reduce la presión estática de pico en la salida de chorro.

El flujo 37 de gas caliente ingerido en la cavidad delantera 50 de cubierta puede ser accionado por la variación de presión circunferencial que ocurre en una región 48 de estela aguas abajo de un borde posterior 49 de perfil aerodinámico. Una distribución de presión estática circunferencial representativa en una región 48 de estela está representada en la fig. 3. Como puede verse, la presión estática es mayor en línea con las estelas del borde posterior 49 del perfil aerodinámico y menor lejos de las estelas de borde posterior 49 del perfil aerodinámico. La fig. 4 es una gráfica de la variación de presión estática circunferencial en función de la distancia axial desde el borde posterior 49 del perfil aerodinámico. Como puede verse, la variación de presión estática circunferencial se atenúa con distancia axial. La fig. 5 es una gráfica de la variación de presión estática circunferencial en función de la distancia radial en la cavidad delantera 50 de cubierta. Como puede verse, la variación de presión estática circunferencial se atenúa con la distancia radial. A diferencia de la técnica anterior, una ranura 25 inclinada en combinación con aberturas 26 de chorro de dilución que salen a una cavidad delantera 50 y 21 de recirculación y que son rebajadas radialmente desde el trayecto 38 de flujo y rebajadas axialmente desde el borde anterior 39 del segmento de cubierta aumentarán la distancia de atenuación axial y radial efectiva entre las regiones 48 de estela del borde posterior del perfil aerodinámico del estator y las salidas 56 de chorro de dilución. Esencialmente, la ranura 25 inclinada fuerza un cambio axial en el momento del flujo 37 de gas caliente cuando el flujo 37 de gas caliente pasa desde el trayecto 38 de flujo de gas caliente a la cavidad 21 de recirculación. El cambio axial en el momento del flujo 37 de gas caliente da como resultado una recuperación de presión dinámica menor y además reduce la variación de presión. Debido a que el cambio axial en el momento del flujo 37 de gas caliente también puede aumentar la carga térmica al borde anterior 39 del segmento 28 de cubierta, puede utilizarse un revestimiento de barrera térmica (TBC) 29.

Los revestimientos de barrera térmica (TBC) 29 son conocidos en la técnica y pueden ser aplicados al borde anterior 39 de los segmentos 28 de cubierta, como se ha mostrado en las figs. 1 y 2. Un TBC 29 útil puede ser Zircote (por PRAXAIR) y puede ser aplicado por la técnica de pulverización de plasma. El TBC 29 puede proporcionar aislamiento térmico contra el flujo 37 de gas caliente y puede reducir el requisito de refrigeración de los segmentos 28 de cubierta. El flujo 37 de gas caliente puede incidir en el TBC 29 sobre el borde anterior 39 del segmento 28 de cubierta, pasar a través de la ranura 25 inclinada, entrar en la cavidad 21 de recirculación, y contactar con un flujo 40 de refrigeración de chorro de dilución.

Una abertura 26 de chorro de dilución puede proporcionar el flujo 40 de refrigeración de chorro de dilución. El flujo 40 de refrigeración de chorro de dilución puede diluir el flujo 37 de gas caliente que entra en la cavidad 21 de recirculación, reducir la temperatura del flujo 37 de gas caliente y reducir el daño térmico a los componentes del motor causado por el flujo 37 de gas caliente. El gancho delantero 51 del segmento 28 de cubierta puede tener al menos una abertura pasante 26 de chorro de dilución. El gancho delantero 51 del segmento 28 de cubierta puede estar radialmente hacia fuera desde un labio delantero 53 de segmento de cubierta y delante de la cavidad 54 de refrigeración de cubierta. Para una realización en la que la cavidad 21 de recirculación es una cavidad trasera 57 de cubierta, el extremo trasero del segmento 28 de cubierta puede tener al menos una abertura pasante 26 de chorro de dilución. El flujo de refrigeración procedente de la cavidad 54 de refrigeración de cubierta puede pasar a través de la abertura 26 de chorro de dilución

para producir el flujo 40 de refrigeración de chorro de dilución. El conjunto refrigerado 19 de cubierta de turbina puede comprender una pluralidad de aberturas 26 de chorro de dilución. Como se ha mostrado en la fig. 2, las aberturas 26 de chorro de dilución pueden estar posicionadas radialmente hacia fuera desde y por detrás del labio delantero 53 de segmento de cubierta. La abertura 26 de chorro de dilución puede estar posicionada radialmente hacia dentro desde y por detrás de un gancho delantero 52 de portador de cubierta. Posicionando las aberturas 26 de chorro de dilución lejos del borde anterior 39 de los segmentos 28 de cubierta, puede crearse una distancia de atenuación axial y radial que reduce además la variación de presión en un extremo 56 de salida del flujo de las aberturas 26 de chorro de dilución. La reducción en la variación de presión en el extremo 56 de salida de flujo de la abertura 26 de chorro de dilución puede dar como resultado un aumento efectivo en el margen de flujo de retorno y una refrigeración de cubierta mejorada.

En una realización preferida de la presente invención, al menos una abertura 26 de chorro de dilución puede estar posicionada en línea con cada estela 49 de borde posterior de perfil aerodinámico. Por ejemplo, un conjunto refrigerado 19 de cubierta de turbina que tiene 30 perfiles aerodinámicos de estator 35, un conjunto refrigerado 19 de cubierta de turbina puede comprender al menos aproximadamente 30 aberturas 26 de chorro de dilución. La orientación preferida para el flujo 40 de refrigeración de chorro de dilución es para diluir las zonas de alta presión del flujo de ingestión cuando el flujo de ingestión entra en la cavidad 21 de recirculación. Los métodos conocidos para determinar las zonas de alta presión circunferencial incluyen análisis computacionales de dinámicas de fluido (CFD), que pueden cuantificar la variación de presión estática circunferencial en el campo de flujo cuando el gas 37 de trayecto de flujo caliente se desplaza desde las regiones 48 de estela de borde posterior de perfil aerodinámico de estator a las cavidades delanteras 50 y 21 de cubierta. Para algunas aplicaciones, debido a las restricciones de diseño del motor, puede ser útil menos de una abertura 26 de chorro de dilución por perfil aerodinámico 35 de estator. Los métodos para producir las aberturas 26 de chorro de dilución son conocidos en la técnica. Los métodos útiles para la formación de las aberturas 26 de chorro de dilución pueden incluir mecanización por descarga eléctrica (EDM). Las aplicaciones EDM tales como perforar por erosión por chispa pueden ser útiles para producir las aberturas 26 de chorro de dilución. El diámetro de una abertura 26 de chorro de dilución útil puede variar con la aplicación del conjunto refrigerado 19 de cubierta de turbina. Por ejemplo, para un conjunto de cubierta de turbina de alta presión (HPT), tal como un motor Honeywell TFE731-60, un diámetro útil de una abertura 26 de chorro de dilución puede ser aproximadamente de 0,51 mm (0,02 pulgadas). Para algunas aplicaciones, el diámetro de una abertura 26 de chorro de dilución útil puede estar entre aproximadamente 0,38 mm (0,015) y aproximadamente 1,27 mm (0,050 pulgadas).

Las aberturas 26 de chorro de dilución pueden estar posicionadas de tal manera que formen un ángulo con un eje 45 de línea central de motor axial. Para algunas aplicaciones, puede haber un componente radial al ángulo de tal manera que el flujo 40 de refrigeración de chorro de dilución puede ser dirigido hacia el gancho delantero 52 del portador de cubierta o el labio 53 anterior de segmento de cubierta. El ángulo del componente radial puede estar entre aproximadamente 5° y aproximadamente 45° y puede aumentar la refrigeración al gancho delantero 52 de portador de cubierta o el labio 53 anterior de segmento de cubierta. Puede haber un componente tangencial al ángulo de tal manera que el flujo 40 de refrigeración de chorro de dilución puede inducir la recirculación del flujo dentro de la cavidad 21 de recirculación. También puede utilizarse un componente tangencial al ángulo para diluir los gases calientes de ingestión de alta presión que penetran la cavidad delantera. El ángulo del componente tangencial puede estar entre aproximadamente 5° y aproximadamente 60°. Los análisis computacionales de dinámicas de fluido (CFD) pueden ser utilizados para determinar la orientación de aberturas 26 de chorro de dilución preferidas. La orientación preferida puede variar con la aplicación, el diseño del motor, y las dimensiones de la cavidad 21 de recirculación.

La cavidad 21 de recirculación puede ser una cavidad delantera 50 de cubierta que ha sido modificada de tal manera que la recirculación de flujo puede ser inducida dentro de la cavidad delantera 50 de cubierta. La cavidad 21 de recirculación puede ser una cavidad trasera 57 de cubierta que ha sido modificada de tal manera que la recirculación de flujo puede ser inducida dentro de la cavidad trasera 57 de cubierta. En algunas aplicaciones, el portador 33 de cubierta y el retenedor de estator 30, como se ha mostrado en la fig. 1, pueden formar la cavidad 21 de recirculación. Para algunas aplicaciones, la cavidad 21 de recirculación puede estar formada en parte por otros componentes de motor tales como boquillas HPT (no mostradas) y pestañas de diámetro exterior de estator (no mostradas). Cualquier combinación de componentes del motor útil para formar una cavidad delantera 50 de cubierta o una cavidad trasera 57 de cubierta puede ser útil para formar una cavidad 21 de recirculación. La cavidad 21 de recirculación puede ser capaz de recibir un flujo 40 de refrigeración de chorro de dilución y un flujo 37 de gas caliente. Dentro de la cavidad 21 de recirculación, el flujo 40 de refrigeración de chorro de dilución puede girar en torbellino junto con el flujo 37 de gas caliente, reduciendo la temperatura en una cavidad 22 de zona de ingestión de gas caliente. La cavidad 21 de recirculación puede comprender una cavidad 22 de zona de ingestión de gas caliente. La cavidad 21 puede comprender una cavidad 22 de zona de ingestión de gas de caliente y una cavidad 24 de zona superior fría. La cavidad 21 de recirculación puede comprender una cavidad 22 de zona de ingestión de gas caliente, al menos una cavidad 23 de zona intermedia caliente y una cavidad 24 de zona superior fría. Una cavidad 21 de recirculación útil puede depender de factores que incluyen la aplicación y restricciones del diseño de motor.

La cavidad 21 de recirculación puede comprender una pluralidad de modificaciones superficiales 55 de tal manera que la recirculación de flujo puede ser inducida en una cavidad 22 de zona de ingestión de gas caliente. La cavidad 21 de recirculación puede comprender una pluralidad de modificaciones superficiales 55 de tal manera que la recirculación de flujo puede ser inducida en una cavidad 23 de zona intermedia caliente y una cavidad 24 de zona superior refrigerada.

Los análisis computacionales de dinámicas de fluido (CFD) pueden ser utilizados para determinar la orientación y localización de las modificaciones superficiales útiles 55. Las dimensiones de las modificaciones superficiales útiles 55 pueden depender de factores que incluyen la aplicación y el diseño del motor. Por ejemplo, para un motor TFE731-60, las modificaciones superficiales 55 pueden ser curvas de unión que tiene un radio entre aproximadamente 0,51 mm (0,02 pulgadas) y aproximadamente 12,7 mm (0,5 pulgadas). Las modificaciones superficiales 55 pueden incluir curvas de unión y chaflanes.

En una realización de la presente invención, como se ha mostrado en la fig. 2, la cavidad 21 de recirculación puede comprender una cavidad 22 de zona de ingestión de gas caliente, una cavidad 23 de zona intermedia caliente, y una cavidad 24 de zona superior fría. La cavidad 21 de recirculación puede ser capaz de recibir un flujo 40 de refrigeración de chorro de dilución y capaz de dividir el flujo 40 de refrigeración de chorro de dilución de tal manera que se produzcan una primera parte de flujo 41 de refrigeración de chorro de dilución y una segunda parte de flujo 42 de refrigeración de chorro de dilución. Una modificación superficial 55, tal como una curva de unión, posicionada delante de y en línea con la abertura 26 de chorro de dilución puede dividir el flujo 40 de refrigeración de chorro de dilución que entra en la cavidad 21 de circulación para producir la primera parte de flujo 41 de refrigeración de chorro de dilución y la segunda parte de flujo 42 de refrigeración de chorro de dilución. La primera parte de flujo 41 de refrigeración de chorro de dilución puede fluir radialmente hacia dentro y entrar en una cavidad 22 de zona de ingestión de gas caliente y la segunda parte de flujo 42 de refrigeración de chorro de dilución puede fluir radialmente hacia fuera y entrar en una cavidad 23 de zona intermedia caliente. La primera parte de flujo 41 de refrigeración de chorro de dilución puede girar en torbellino junto con un flujo 37 de gas caliente, reduciendo así la temperatura en la cavidad 22 de zona de ingestión de gas caliente. Este giro en torbellino conjunto del flujo 41 de refrigeración de chorro de dilución con el flujo 37 de gas caliente facilita atrapar el flujo 37 de gas caliente cerca del trayecto 38 de flujo de gas caliente, empujando así el flujo 37 de gas caliente de nuevo al trayecto 38 de flujo de gas caliente. La segunda parte de flujo 42 de refrigeración de chorro de dilución puede entrar en una cavidad 23 de zona intermedia caliente y puede ser inducida para recircular por una segunda modificación superficial 55. La cavidad 23 de zona intermedia caliente puede reducir la distorsión térmica del portador 33 de cubierta y del equipo mecánico adyacente. Un flujo 43 de refrigeración de fugas de cierre hermético puede entrar en una cavidad 24 de zona superior fría y puede ser inducido para recircular dentro de la cavidad 24 de zona superior fría. El flujo 43 de refrigeración de fugas de cierre hermético puede ser el flujo de fugas procedente de un cierre hermético de alta presión, tal como un cierre hermético 31 de alta presión contorneado, radialmente hacia fuera desde el portador 33 de cubierta. La cavidad 24 de zona superior fría puede proteger el cierre hermético de alta presión del flujo 37 de gas caliente. La cavidad 21 de recirculación puede comprender una pluralidad de modificaciones superficiales 55. El número, localización, y dimensiones de modificaciones superficiales útiles 55 puede variar con la aplicación y puede depender de las dimensiones de la cavidad 21 de recirculación. Las modificaciones superficiales útiles 55 pueden inducir la recirculación de flujo dentro de la cavidad 21 de recirculación. Para una realización en la que la cavidad 21 de recirculación es una cavidad 22 de zona de ingestión de gas caliente, el flujo 43 de refrigeración de fugas de cierre hermético puede entrar en la cavidad 22 de zona de ingestión de gas caliente. En esta realización, el flujo 43 de refrigeración de fugas de cierre hermético puede recircular con el flujo 40 de refrigeración de chorro de dilución y el flujo 37 de gas caliente.

La fig. 6 muestra un análisis computacional de dinámicas de fluido (CFD) de la ingestión de flujo 37 de gas caliente de una realización de la presente invención. Como puede verse, el flujo 37 de gas caliente puede ser atrapado cerca del trayecto 38 de flujo de gas caliente. Adicionalmente, las aberturas 26 de chorro de dilución pueden estar protegidas de la variación de presión circunferencial. Además, la cavidad 23 de zona intermedia caliente (mostrada parcialmente) y la cavidad 24 de zona superior fría (no mostrada) pueden estar protegidas del flujo 37 de gas caliente. Los resultados de los análisis CFD confirman que la cavidad delantera de cubierta puede ser refrigerada adecuadamente utilizando menos aire de purga de cavidad delantera que el que es requerido con la técnica anterior.

Por comparación, un análisis CFD de una cavidad delantera 50 de cubierta de la técnica anterior de ingestión de flujo 37 de gas caliente se ha mostrado en la fig. 7. Como puede verse, el flujo 37 de gas caliente sin diluir penetra lejos en la cavidad delantera 50 de cubierta. El flujo 37 de gas caliente puede causar daños en el equipo mecánico tales como grietas en el portador 33 de cubierta y distorsión térmica y daños de oxidación de los segmentos 28 de cubierta. Este daño en el equipo mecánico puede causar contacto entre los álabes 27 de turbina y los segmentos 28 de cubierta, desplazando los segmentos 28 de cubierta.

El conjunto refrigerado 19 de cubierta de turbina de la presente invención puede minimizar flujos de refrigeración para conjuntos de cubierta de turbina. Los conjunto refrigerados 19 de cubierta de turbina pueden reducir el flujo de refrigeración del compresor de la técnica anterior y pueden permitir mejoras en el consumo de combustible. La presente invención puede reducir los daños en el equipo mecánico y los costes de mantenimiento asociados con la ingestión del flujo 37 de gas caliente en la cavidad delantera 50 de cubierta y en la cavidad trasera 57 de cubierta.

Como puede apreciarse por los expertos en la técnica, la presente invención proporciona conjuntos refrigerados de cubierta de turbina de gas mejorados y métodos para su producción. Se ha proporcionado un conjunto refrigerado 19 de cubierta de turbina capaz de proteger cierres herméticos de alta presión del flujo 37 de gas caliente y de reducir la distorsión térmica del portador 33 de cubierta. También se han proporcionado conjuntos refrigerados 19 de cubierta capaces de atenuar significativamente la variación circunferencial de presión dinámica en la cavidad delantera 50 de cubierta que ocurre debido a las estelas de borde posterior de perfil aerodinámico del estator, reducir la ingestión de gas

- caliente y mejorar el margen de flujo de retorno del conjunto de cubierta en la salida del agujero de refrigeración de chorro de dilución. Se ha proporcionado un conjunto refrigerado de cubierta de alta temperatura robusto que puede operar en un entorno de temperatura más alta utilizando menos flujo de refrigeración que la técnica anterior. La presente invención proporciona un conjunto refrigerado 19 de cubierta capaz de atrapar el flujo 37 de gas caliente ingerido cerca del trayecto 38 de flujo de gas caliente y de reducir la temperatura de pico circunferencial en la cavidad delantera 50 y 21 de cubierta. También se han proporcionado conjuntos refrigerados 19 de cubierta que tienen una eficiencia de refrigeración mejorada. Además, se ha proporcionado un conjunto refrigerado 19 de cubierta capaz de reducir la ingestión del flujo 37 de gas caliente.
- 5
- 10 Debería comprenderse, por supuesto, que lo anterior se refiere a las realizaciones preferidas de la invención y que pueden hacerse modificaciones sin salir del marco de la invención como se ha descrito en las siguientes reivindicaciones.

REIVINDICACIONES

1. Un conjunto refrigerado (19) de cubierta para un motor de turbina que comprende:
 - una pared exterior de estator de turbina;
 - un retenedor (30) de estator dispuesto radialmente hacia fuera desde la pared exterior de estator de turbina;
 - 5 un segmento (28) de cubierta separado axialmente de la pared exterior de estator de turbina y del retenedor (30) de estator;
 - un portador (33) de cubierta dispuesto radialmente hacia fuera desde el segmento (28) de cubierta;
 - una cavidad (21) de recirculación formada entre la pared exterior de estator de turbina y el segmento (28) de cubierta, estando la cavidad (21) de recirculación configurada para recircular un flujo en ella, estando dicha cavidad (21) de recirculación posicionada radialmente hacia fuera desde un trayecto (38) de flujo de gas caliente a través de dicho motor de turbina;
 - 10 al menos una abertura (26) de chorro de dilución formada en el segmento (28) de cubierta y en comunicación de flujo con dicha cavidad (21) de recirculación; y
 - una ranura (25) inclinada posicionada radialmente hacia dentro desde dicha cavidad (21) de recirculación y formada entre dicha pared exterior de estator de turbina y un borde anterior (39) del segmento (28) de cubierta, estando dicha ranura (25) inclinada en comunicación de flujo con dicha cavidad de recirculación (21) y dicho trayecto (38) de flujo de gas caliente,
 - 15 caracterizado por:
 - 20 estar además dicha cavidad (21) de recirculación formada entre dicha pared exterior de estator de turbina y dicho portador (33) de cubierta, incluyendo dicha cavidad (21) de recirculación una cavidad (22) de zona de ingestión de gas caliente posicionada radialmente hacia fuera desde dicho trayecto (38) de flujo de gas caliente y dirigiendo al menos una parte del gas desde el trayecto (38) de flujo de gas caliente en ella, una cavidad (24) de zona superior fría en comunicación de flujo con dicha cavidad (22) de zona de ingestión de gas caliente, y al menos una cavidad (23) de zona intermedia caliente posicionada entre y en comunicación de flujo con dicha cavidad (22) de zona de ingestión de gas caliente y dicha cavidad (24) de zona superior fría.
2. El conjunto refrigerado (19) de cubierta según la reivindicación 1, en el que dicha ranura (25) inclinada tiene un ángulo de ranura de menos de aproximadamente 60°.
3. El conjunto refrigerado (19) de cubierta según la reivindicación 1, en el que dicha ranura (25) inclinada tiene un ángulo de ranura de entre aproximadamente 20° y aproximadamente 60°.
- 30 4. El conjunto refrigerado (19) de cubierta según la reivindicación 1, en el que al menos una abertura (26) de chorro de dilución está posicionada en línea con una estela (48) de borde posterior de perfil aerodinámico de dicho motor de turbina.
5. El conjunto refrigerado (19) de cubierta según la reivindicación 1, en el que al menos una abertura (26) de chorro de dilución tiene un diámetro de entre aproximadamente 0,381 mm (0,015 pulgadas) y aproximadamente 1,27 mm (0,050 pulgadas).
- 35 6. El conjunto refrigerado (19) de cubierta según la reivindicación 1, en el que dicha cavidad (21) de recirculación es una cavidad delantera (50) de cubierta.
7. El conjunto refrigerado (19) según la reivindicación 1, que comprende además una modificación superficial (55) posicionada en línea con dicha abertura (26) de chorro de dilución de tal manera que dicha modificación (55) de superficie es capaz de dividir un flujo (40) de refrigeración de chorro de dilución desde dicha abertura (26) de chorro de dilución.
- 40

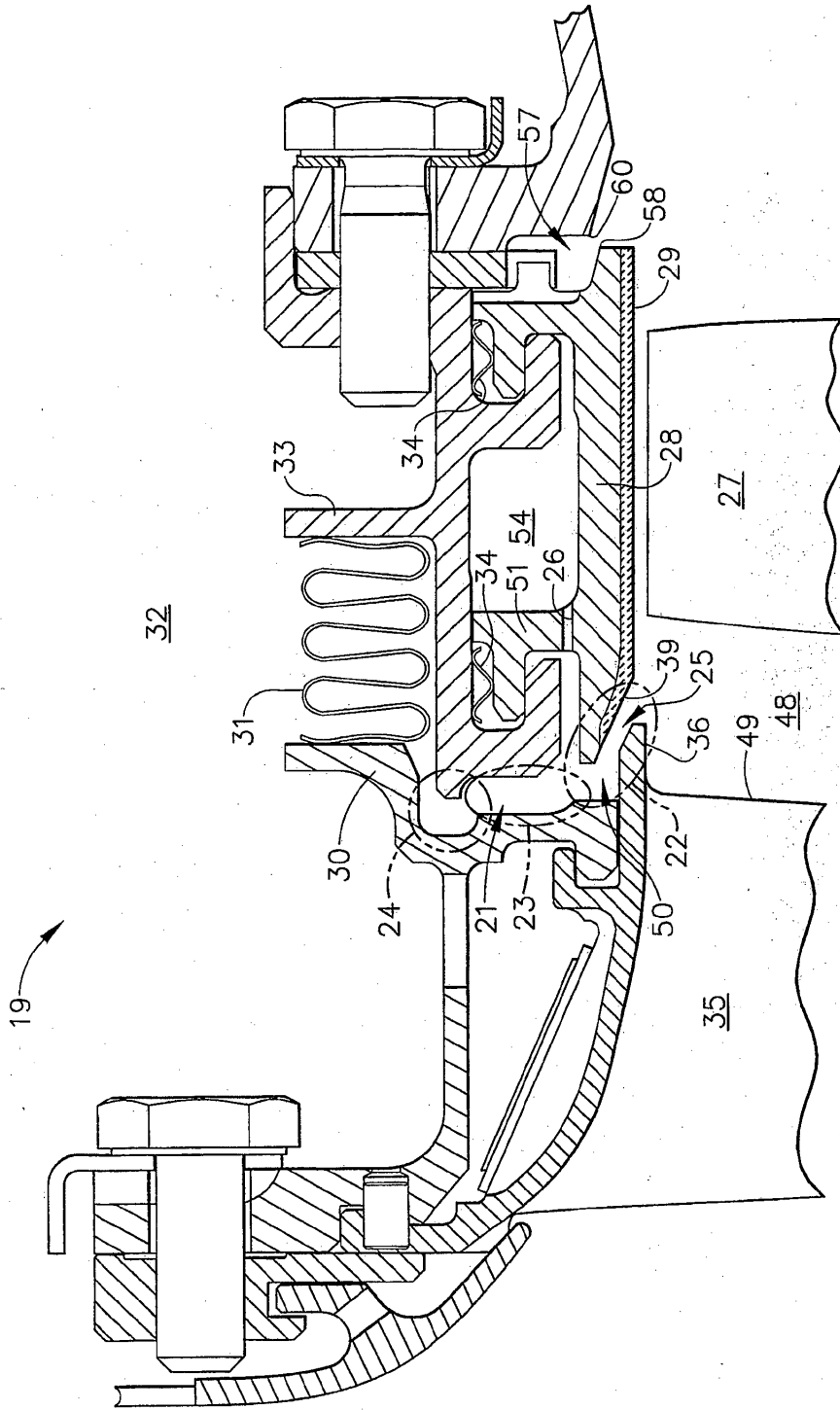


FIG. 1

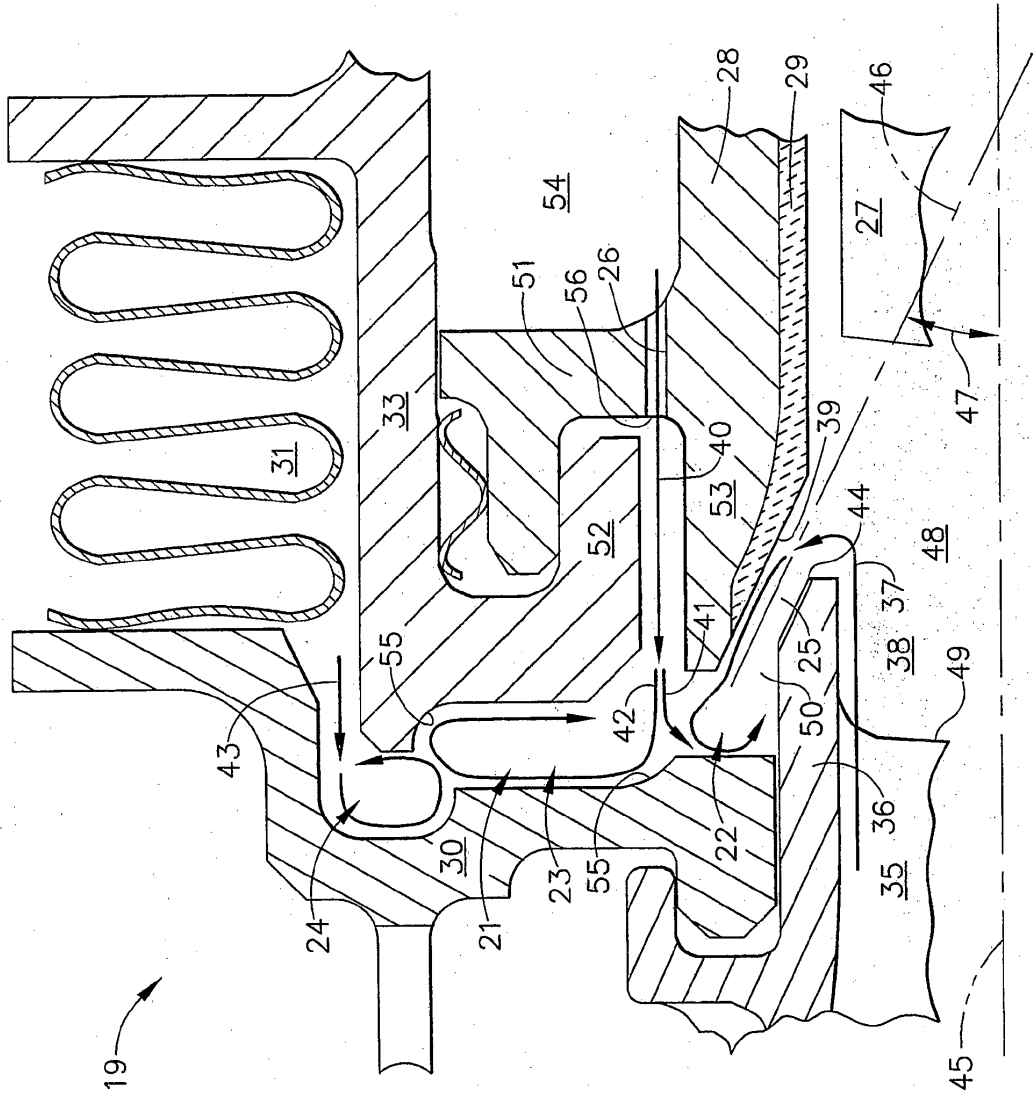


FIG. 2

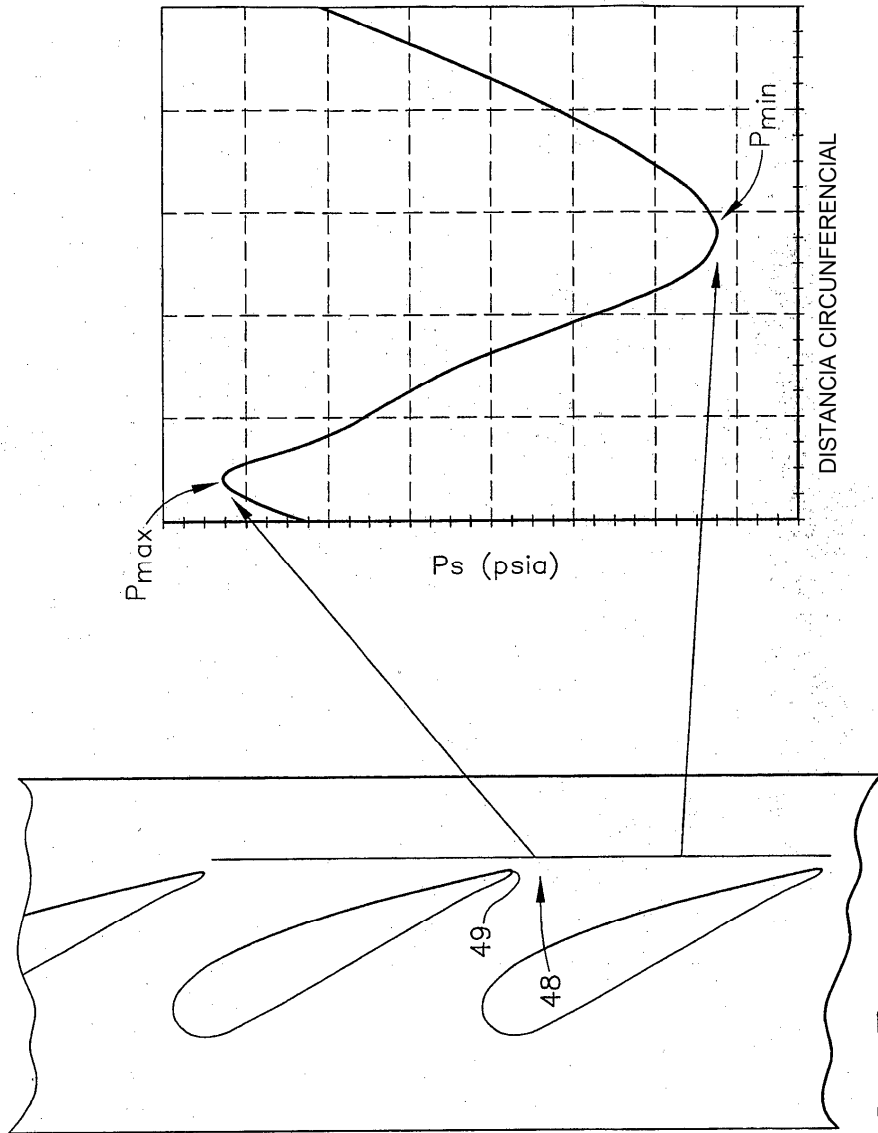


FIG. 3

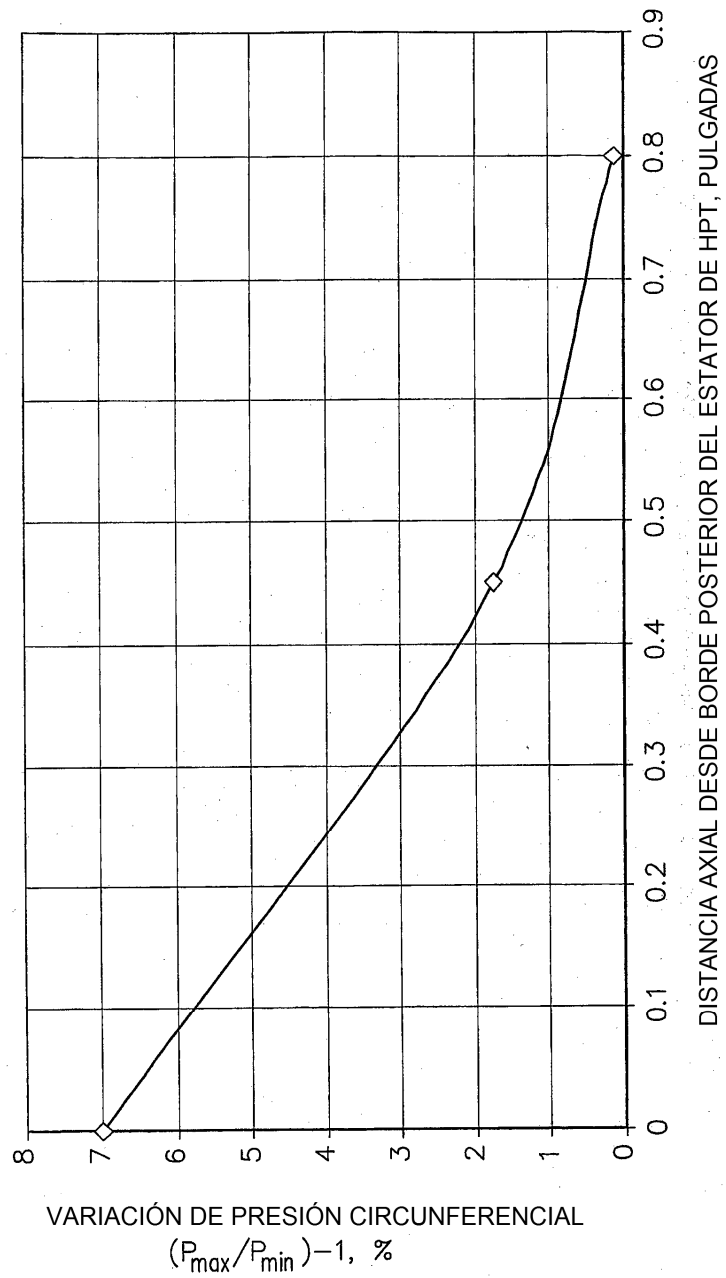


FIG. 4

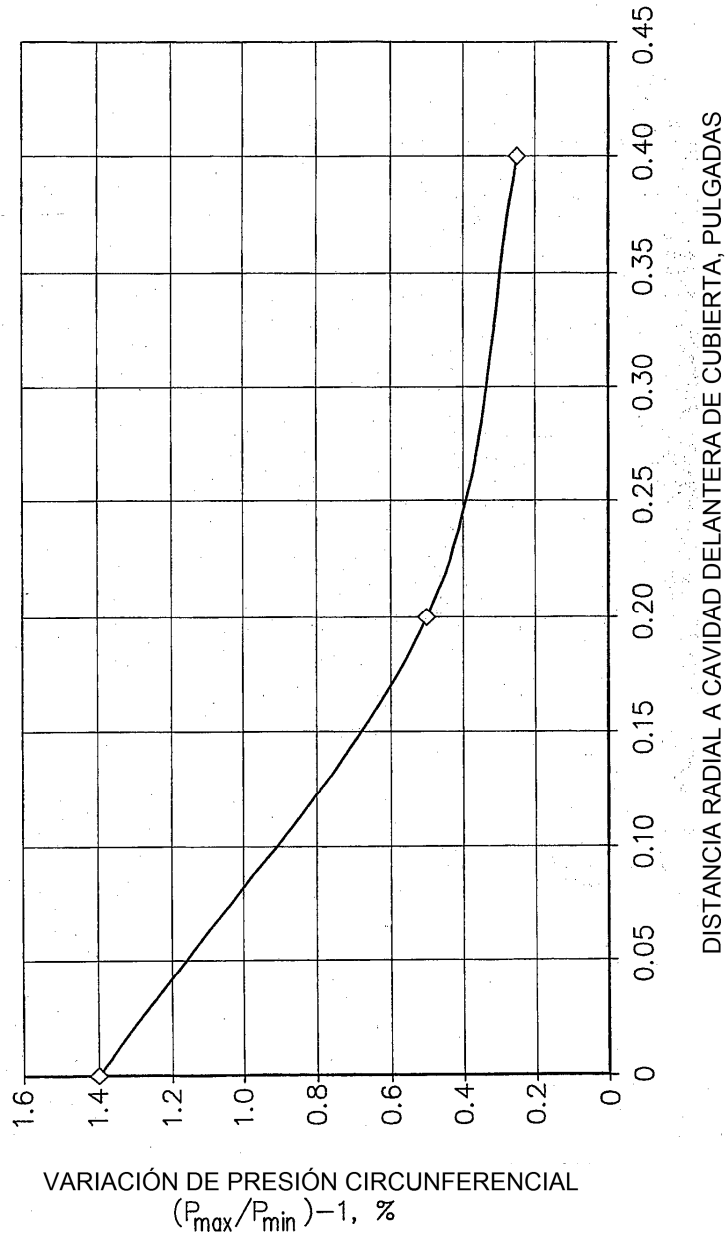


FIG. 5

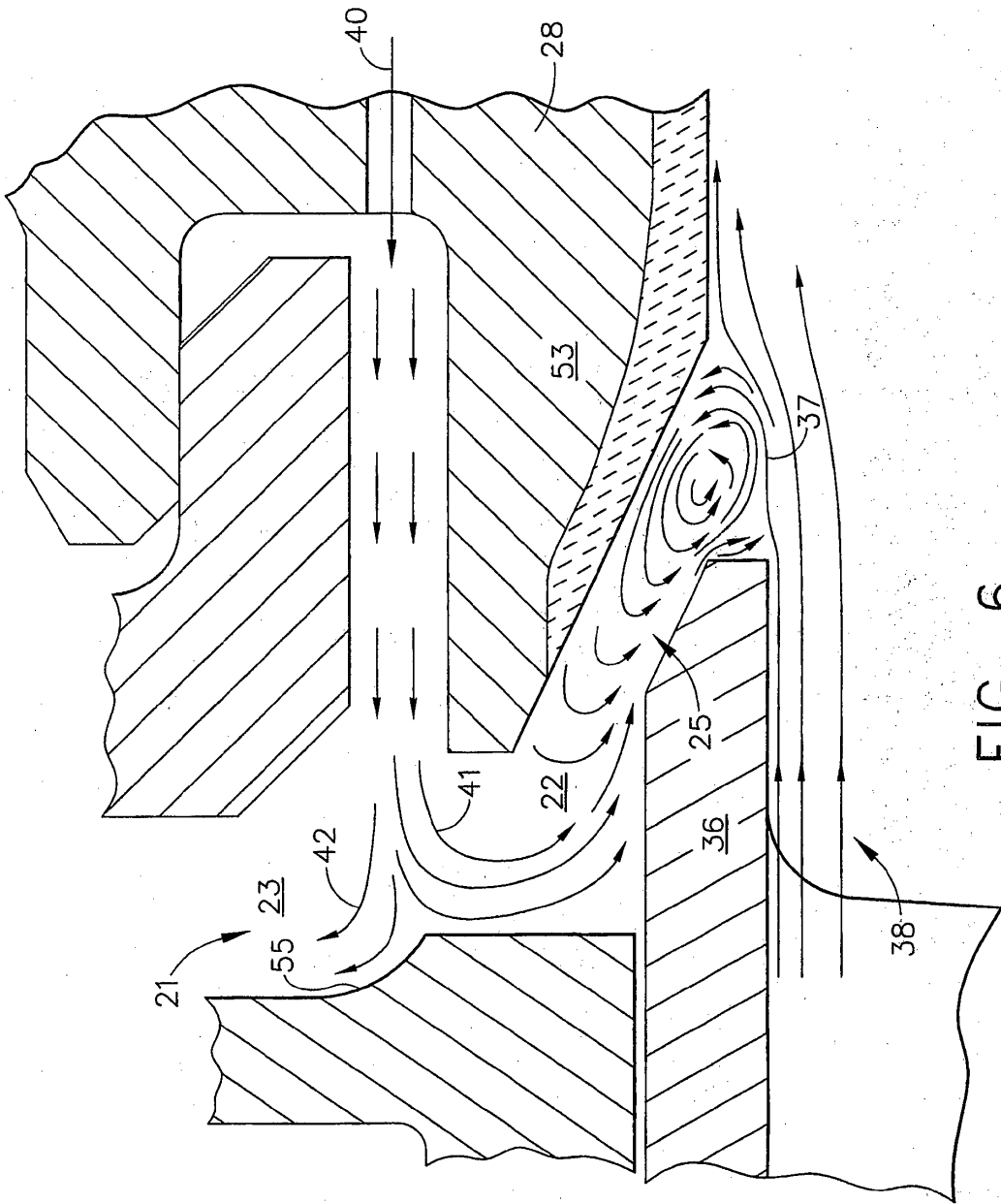


FIG. 6

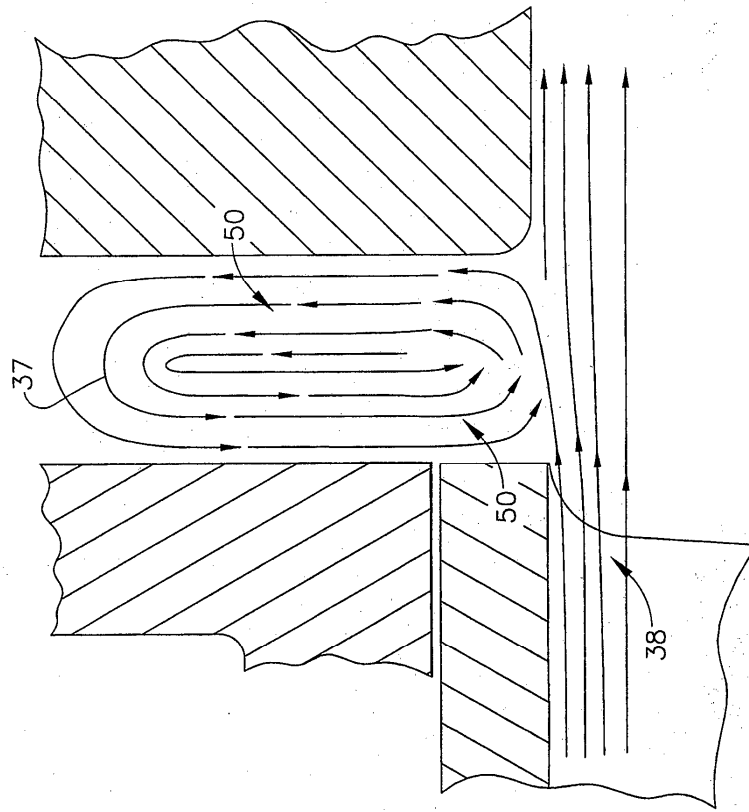


FIG. 7 (TÉCNICA ANTERIOR)