



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA

(11) Número de publicación: **2 346 188**

(51) Int. Cl.:

F01D 5/08 (2006.01)

F02C 7/12 (2006.01)

(12)

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

(96) Número de solicitud europea: **02251930 .0**

(96) Fecha de presentación : **19.03.2002**

(97) Número de publicación de la solicitud: **1260673**

(97) Fecha de publicación de la solicitud: **27.11.2002**

(54) Título: **Círculo de refrigeración de turbina.**

(30) Prioridad: **21.05.2001 US 862039**

(73) Titular/es: **GENERAL ELECTRIC COMPANY**
1 River Road
Schenectady, New York 12345, US

(45) Fecha de publicación de la mención BOPI:
13.10.2010

(72) Inventor/es: **Glynn, Christopher Charles;**
Wallace, Thomas Tracy;
Dickman, Ronald Arthur y
Shelton, Monty Lee

(45) Fecha de la publicación del folleto de la patente:
13.10.2010

(74) Agente: **Carpintero López, Mario**

ES 2 346 188 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

Círculo de refrigeración de turbina.

La presente invención se refiere a circuitos de refrigeración de turbina y, más específicamente, a la refrigeración de los álabes de las turbinas.

En un motor de turbina de gas, el aire es presurizado en un compresor y se mezcla con el combustible en una cámara de combustión para la generación de gases calientes de combustión que fluyen aguas abajo a una turbina que extrae la energía de los mismos. En primer lugar, una turbina de alta presión (HPT) recibe los gases de combustión más calientes para extraer energía de los mismos para energizar el compresor. Y a continuación, una turbina de baja presión (LPT) sigue a la HPT para extraer energía adicional de los gases de combustión para proporcionar potencia de salida, que se puede utilizar para accionar un ventilador dispuesto aguas arriba del compresor en un motor turborreactor para energizar una aeronave en vuelo.

La HPT incluye una fila de álabes huecos de turbina que se extienden radialmente hacia afuera desde el reborde de un disco de turbina de soporte, teniendo cada átalo un circuito interno de refrigeración adecuado en el mismo, en el cual el aire del compresor se canaliza para refrigerar el átalo que está siendo calentado por los gases de combustión calientes durante el funcionamiento. El átalo requiere refrigeración adecuada para mantener la integridad estructural del mismo y asegurar una vida útil adecuada durante el funcionamiento.

Sin embargo, el aire utilizado para la refrigeración de los álabes de la turbina se extrae del compresor y por lo tanto no es utilizado en el proceso de combustión, y en consecuencia disminuye la eficiencia general del motor de turbina de gas. Como consecuencia, se desea reducir la cantidad de aire de refrigeración para mantener la eficiencia del motor, pero deberá haber suficiente flujo de aire para la refrigeración adecuada de los álabes.

La cantidad de aire de refrigeración requerida es conocida como flujo de aire cargable y es un objetivo primario del diseño que el mismo debe ser minimizado. Sin embargo, el flujo cargable está controlado por pérdidas de presión, fugas de aire, y la temperatura relativa se incrementa cuando el aire presurizado es canalizado desde el compresor a la turbina.

El sistema o circuito de suministro de aire de refrigeración a la turbina resultante incluye componentes estacionarios o de estator desde el extremo de descarga del compresor axialmente lo largo de la cámara de combustión, que deben cooperar con el disco rotativo de turbina para canalizar el aire de refrigeración hacia allí. Los álabes de turbina individuales tienen admisiones de aire inferiores que se extiende a través de colas de milano de los mismos, estando retenidas las colas de milano en ranuras de cola de milano correspondientes en el reborde del disco de turbina.

Un sistema de suministro de aire de refrigeración típico incluye un inductor estacionario para prearrimar el aire del compresor en el sentido de rotación del disco de turbina para minimizar la pérdidas de presión entre ellos. Los álabes rotativos del impulsor se encuentran situados a menudo cerca del disco de turbina para bombear el flujo de aire a través de un trayecto de flujo dedicado que termina en el reborde del disco. Y se utilizan juntas laberínticas entre el inductor estacionario y el disco rotativo para reducir

las fugas no deseadas de aire de refrigeración en su trayecto de flujo al reborde del disco.

Un dilema particular en el diseño del circuito de refrigeración de la turbina es que se desean inductores con gran diámetro de salida para reducir la temperatura relativa del aire, sin embargo, las juntas de gran diámetro correspondientes requieren grandes separaciones de obturación y experimentan una mayor pérdida de aire de refrigeración que se añade al flujo cargable. Y puesto que los dientes de la junta laberíntica giran durante el funcionamiento, el gran diámetro de la misma en una aplicación típica de motores de turbina de gas es mayor que el diámetro de aro libre para el cual serían de otra manera autosoportantes bajo su propia carga centrífuga.

Como consecuencia, los dientes de obturación de gran diámetro deben ser soportados sobre un disco de soporte integral para soportar las cargas centrifugas que se generan durante el funcionamiento, lo cual aumenta la complejidad y el peso del sistema de refrigeración.

Además, el aire del inductor estacionario debe ser transferido a las aberturas correspondientes que giran con el disco de turbina durante el funcionamiento. Estos orificios rotativos son pequeños preferiblemente, tienen relaciones de aspecto unitarias, y una gran separación de paso de aproximadamente dos diámetros para minimizar la tensión en un miembro de aro radial en el que se encuentran, al mismo tiempo que mantienen una resistencia aceptable en el funcionamiento rotativo. Sin embargo, las aberturas de transferencia pequeñas introducen pérdidas de presión correspondientes y reducen la transferencia de remolinos deseadas al disco rotativo.

El documento EP 0 188 910 desvela un sistema de refrigeración de álabes de turbinas que comprende un manguito de flujo que tiene conjuntos de dientes de obturación primero y segundo dispuestos sobre el mismo para aplicarse en obturación a miembros de obturación opuestos de un turbulenciador de gas. Entre los miembros de obturación primero y segundo, el turbulenciador tiene orificios de gas de refrigeración que están alineados con los orificios correspondientes en el manguito de flujo.

Los documentos US 5.996.331 y WO 00/71854 se refieren también a sistemas de refrigeración de turbina que tienen orificios de refrigeración dispuestos entre los miembros de obturación primero y segundo.

Como consecuencia, se desea proporcionar un circuito de suministro de aire de refrigeración de turbina que tiene un flujo cargable reducido mientras que mantiene una durabilidad adecuada.

La presente invención proporciona un circuito de refrigeración de turbina que comprende: un compresor para presurizar el aire; una cámara de combustión dispuesta en comunicación de flujo con el citado compresor para mezclar el combustible con el citado aire para generar gases de combustión; un disco de turbina dispuesto aguas abajo de la citada cámara de combustión y unido al citado compresor, y que incluye una fila de álabes huecos de turbina que se extiende desde un reborde del mismo; un manguito de flujo que tiene un extremo trasero adyacente al citado reborde del disco, un primer rotor de obturación separado hacia delante del citado extremo trasero, y una fila de orificios de admisión dispuestos delante del citado primer rotor de obturación, y el citado manguito se encuentra separado del citado disco para definir de es-

ta manera un trayecto de flujo anular que se extiende entre los citados orificios de admisión y el citado reborde del disco para canalizar el citado aire del compresor a los citados álabes; un inductor que tiene una admisión dispuesta en comunicación de flujo con el citado compresor, y una salida dispuesta radialmente hacia fuera de los citados orificios de admisión del manguito, en comunicación de flujo con el mismo, y un primer estator de obturación unido en obturación al citado inductor y que rodea al citado primer rotor de obturación para definir una primera junta rotativa en el mismo, dispuesta radialmente hacia el interior de la citada salida del inductor, que se caracteriza porque: los orificios de admisión del manguito de flujo están separados circunferencialmente por unos ligamentos longitudinales correspondientes, que son más estrechos circularmente que los orificios de admisión.

La invención se describirá con más detalle a continuación, a título de ejemplo, con referencia a los dibujos, en los que:

La figura 1 es una vista seccionada axial, esquemática, de una porción de un motor ejemplar de turbina de gas de un turborreactor, que incluye un compresor, una cámara de combustión, y una turbina de alta presión cooperante que es refrigerada de acuerdo con una realización ejemplar de la presente invención, y la Figura 5 es una realización alternativa que utiliza juntas de escobillas.

La figura 2 es una vista radial en sección parcial de una porción del circuito de refrigeración de aire de la turbina que se ilustra en la Figura 1 y por la línea 2 - 2.

La figura 3 es una vista isométrica de una porción del manguito de flujo que se ilustra en las figuras 1 y 2, de acuerdo con una realización ejemplar.

La figura 4 es una vista seccionada axial, como en la Figura 1, de una realización alternativa del circuito de refrigeración, que incluye un inductor de flujo axial que coopera con el manguito de flujo.

En la figura 1 se ilustra esquemáticamente una porción de un motor ejemplar de turbina de gas de turborreactor configurado para energizar una aeronave en vuelo. El motor es asimétrico con respecto a un eje central longitudinal o axial 10, e incluye un compresor axial multietapa 12 que descarga aire a presión 14 a un difusor que se encuentra dispuesto inmediatamente aguas arriba de una cámara de combustión anular 16. La cámara de combustión está dispuesta entre una carcasa radialmente exterior 18 y una carcasa radialmente interior 20.

La cámara de combustión incluye inyectores de combustible en su extremo de cúpula que inyectan combustible 22 en la cámara de combustión para que se mezcle con el aire 14 del compresor para generar gases calientes de combustión 24 que se descargan en el extremo aguas abajo de la cámara de combustión.

Una turbina de alta presión (HPT) está dispuesta inmediatamente aguas abajo de la cámara de combustión e incluye una tobera anular 26 de turbina que dirige los gases de combustión a través de una fila de álabes 28 de rotor de turbina de primera etapa que se extienden radialmente hacia fuera de un disco 30 de rotor de soporte. Los álabes individuales 28 son huecos e incluyen circuitos de refrigeración adecuados en los mismos, en los cuales una porción de aire de descarga 14 del compresor se canaliza a su través para proporcionar refrigeración a los mismos.

Como se muestra en ambas figuras 1 y 2, cada álabe incluye una cola de milano adecuada que está retenida en una ranura de cola de milano complementaria formada en un reborde 30a del disco de turbina. El disco incluye, además, una banda axialmente estrecha 30b que se extiende radialmente hacia el interior del reborde, que termina en un cubo más ancho 30c para formar un disco de turbina unitario que tiene la resistencia suficiente para soportar la fila de álabes de la turbina bajo la fuerza centrífuga generada durante el funcionamiento.

Las características básicas del motor que se ha descrito más arriba pueden tener cualquier configuración convencional en la cual el aire es presurizado en el compresor 12 y se mezcla con combustible en la cámara de combustión para la generación de gases de combustión 24 que fluyen más allá del álabe 28 de la turbina, que extrae energía de los mismos para energizar el propio compresor. La HPT puede tener etapas adicionales si se desea, y por lo general es seguida por una turbina de baja presión (no mostrada), que acciona un ventilador convencional (no mostrado) que se encuentra dispuesto aguas arriba del compresor 12. En esta configuración de turborreactor ejemplar, el motor puede ser utilizado para energizar una aeronave en vuelo.

De acuerdo con la presente invención, un circuito o sistema 32 de refrigeración de turbina, como inicialmente se ha ilustrado en la Figura 1, se encuentra dispuesto entre el compresor 12 y el disco 30 de turbina de primera etapa para canalizar una porción del aire de descarga 14 del compresor a los álabes 28 de la turbina para la refrigeración de los mismos. Como consecuencia, el circuito de refrigeración funciona en combinación con el compresor 12 y el disco 30 de turbina para proporcionar aire de refrigeración a los álabes 28, que son calentados durante el funcionamiento por los gases de combustión descargados de la cámara de combustión.

El circuito de refrigeración 32 incluye, además, un manguito de flujo anular 34 que cubre la parte delantera del disco de turbina radialmente hacia adentro desde el reborde del mismo. El manguito de flujo incluye un extremo trasero 36, que se une a la parte delantera del reborde del disco y que está unido en obturación apoyándose contra el mismo. En una porción intermedia del manguito, un primer miembro o rotor de obturación 38 es la forma preferida de entre una pluralidad o grupo de cuatro primeros dientes de obturación laberínticos que se encuentran dispuestos y espaciados hacia delante desde el extremo trasero del manguito. Una fila de orificios de admisión 40 está dispuesta en el manguito inmediatamente delante de los primeros dientes 38.

El manguito 34 preferiblemente incluye también un segundo miembro o rotor de obturación 42 en la forma preferida de un único diente de obturación laberíntico 42 dispuesto en el extremo delantero del manguito inmediatamente adyacente a los orificios de admisión 40 del manguito. Y el manguito está separado en la mayor parte de la lado delantero del disco de turbina para definir un trayecto de flujo anular 44 que se extiende axialmente entre los orificios de admisión 40 y el reborde 30a del disco para canalizar una porción de la descarga del aire 14 del compresor a los álabes para la refrigeración de los mismos durante el funcionamiento.

Los álabes son huecos e incluyen admisiones en

la parte inferior de las colas de milano de los mismos que están montadas en las ranuras de cola de milano en el reborde del disco. Las ranuras de cola de milano se disponen en comunicación de flujo con el trayecto de flujo 44 del manguito en el extremo trasero del mismo para recibir el aire de refrigeración del compresor que se canaliza radialmente hacia arriba a través de los álabes individuales para la refrigeración de los mismos en cualquier forma convencional.

El circuito de refrigeración incluye también un inductor anular 46 que tiene una admisión 48 dispuesta en comunicación de flujo con el compresor, y una salida 50 dispuesta radialmente hacia el exterior desde los orificios de admisión 40 del manguito, en comunicación de flujos para acelerar y descargar tangencialmente el aire del compresor a su través.

El inductor 46 es una estructura estacionaria o de estator montada convenientemente en el motor en proximidad ajustada a los orificios de admisión 40 del manguito, que rota durante el funcionamiento junto con el disco 30 de turbina a los cuales están fijados. Por lo tanto, el aire de refrigeración debe puentear la salida 50 del inductor estacionario y los orificios de admisión 40 del manguito rotativo con mínima fuga de aire entre ellos.

Como consecuencia, un primer estator de obturación anular 52 en forma de una pastilla se encuentra soportado adecuadamente en, y unido en obturación a, la parte trasera del inductor en su extremo de descarga y rodea el primer rotor de obturación 38 con una separación u holgura relativamente pequeña entre ellos definiendo de esta manera una primera junta rotativa o laberíntica entre ellos.

De manera similar, un segundo estator de obturación anular 54 en forma de una pastilla se encuentra soportado adecuadamente en, y en unido en obturación al inductor 46 en la parte delantera de la salida, y rodea el segundo rotor de obturación 42 con una holgura o separación suficientemente pequeña que define una segunda junta rotatoria o laberíntica entre ellos.

De particular importancia en la presente invención es la configuración cooperativa del manguito de flujo 34 e inductor 46, en la cual la salida 50 del inductor puede tener un radio relativamente grande o alto desde la línea de centros del motor, mientras que las juntas rotativas tienen un radio relativamente pequeño o bajo para conseguir un rendimiento mejorado, incluyendo una reducción significativa del flujo de aire cargable del compresor para enfriar los álabes 28 de la turbina.

Como se ilustra en la Figura 1, la salida 50 del inductor se dispone con un radio A medido desde la línea de centros 10 del motor, siendo más pequeño el radio máximo B de las dos juntas laberínticas que el radio A de la salida. De esta manera, al menos una, y preferiblemente ambos juntas laberínticas están dispuestas radialmente hacia el interior de la salida 50 del inductor con un radio menor en relación con los mismos.

Esta configuración es bastante significativa para la reducción del flujo de aire cargable y presenta ventajas adicionales significativas como resultado de la misma. En particular, la temperatura relativa del aire de refrigeración 14 suministrado a los álabes 28 de la turbina está relacionada inversamente con el radio de la salida del inductor. Al aumentar el radio de la salida del inductor, se proporciona aire con una temperatura relativamente menor a los álabes de la turbina, y por

tanto se requiere menos cantidad de aire cargable para enfriar adecuadamente los álabes.

Como consecuencia, los dientes de obturación 38, 42 y las juntas definidas de esta manera están dispuestos con un radio relativamente pequeño radialmente hacia el interior de la salida del inductor y disfruta de importantes ventajas. Dado que las juntas tienen un radio pequeño, también tienen una circunferencia correspondientemente pequeña que disminuye la extensión circunferencial de la holgura de separación a través de la cual se produce la fuga de aire durante el funcionamiento. La reducción de las fugas de aire reduce el flujo de aire cargable.

Puesto que los dientes de obturación rotan durante el funcionamiento y están sujetos a una expansión térmica durante el mismo, la holgura de separación definida con las pastillas de obturación se puede hacer correspondientemente más pequeña en las juntas de radio pequeño en comparación con las juntas de radio mayor. La menor separación de obturación hace disminuir correspondientemente las fugas de aire, y de esta manera, disminuye el flujo de aire cargable.

Una ventaja significativa atribuible a las juntas de radio pequeño, por lo tanto incluye una configuración preferiblemente sin disco de los mismos que conseguirá una mejor correspondencia térmica con los estatores de obturación soportados, lo cual conduce a holgura de obturación más pequeñas.

Además, las juntas laberínticas de radio pequeño están sujetas a una presión de aire inferior que una junta de radio grande, y la menor presión disminuye las fugas de flujo de aire y reduce aún más el flujo de aire cargable.

Una ventaja significativa del inductor de radio grande 46 es el aumento sustancial del momento angular del aire descargado al manguito de flujo, en comparación con el que hay disponible para un inductor de radio pequeño convencional. Como consecuencia, el trayecto de flujo 44 del manguito puede ser liso y sin obstrucciones entre los orificios de admisión del manguito 40 y el reborde 30a del disco, sin necesidad de aletas de impulsión convencionales que se han utilizado anteriormente para limitar la desaceleración del flujo hacia el reborde del disco. El aire con un elevado momento angular descargado a través del inductor puede entonces ser desacelerado a través del suave trayecto de flujo 44 a una velocidad que se corresponde ajustadamente a la del reborde del disco para minimizar las pérdidas de presión. Sin embargo, las aletas del impulsor se pueden utilizar si se desea, y serían substancialmente más cortas en longitud debido al flujo de aire con un momento angular elevado.

Como se muestra en la Figura 1, los dos grupos de dientes de obturación 38, 42 se utilizan en lados opuestos del inductor para confinar el aire de refrigeración que fluye a través de los orificios de admisión del manguito y del trayecto de flujo 44 hasta el reborde del disco. Por otro lado, el manguito 34 es imperforado y está unido en obturación en sus extremos axiales opuestos para proporcionar un trayecto de flujo 44 sin obstáculos para canalizar el aire de refrigeración a los álabes con una pérdida de presión mínima. En esta configuración, la salida 50 del inductor está dispuesta con un radio más grande o más alto que preferiblemente las dos juntas laberínticas primera y segunda definidas en los dientes correspondientes 38, 42.

Como se muestra en la Figura 1, la porción delantera del manguito 34 preferiblemente se extiende

axialmente entre los dientes de obturación primero y segundo 38, 42, y los orificios de admisión del manguito 40 se extienden radialmente a través del manguito en alineación axial con la salida 50 del inductor para recibir el aire 14 del compresor acelerado tangencialmente, radialmente hacia dentro desde el mismo.

Puesto que la porción delantera del manguito de flujo 34 está dispuesta con un radio relativamente pequeño desde el eje de la línea de centros del motor, el manguito se puede configurar para que sea menor que el radio de aro libre del mismo en los dientes de obturación primero y segundo 38, 42. El radio de aro libre es una expresión convencional en la que una estructura anular está autosostenida contra las cargas centrífugas que se generan durante el funcionamiento, que generan tensiones. Las estructuras anulares con un radio mayor que el radio de aro libre requieren discos de soporte correspondientes de una manera similar a la del disco 30 de turbina en el cual el cubo ancho 30c está formado íntegramente con el reborde 30a para soportar las cargas centrífugas considerables generadas por los álabes rotativos 28 durante el funcionamiento.

Como consecuencia, el manguito de flujo 34 puede de tener una configuración relativamente simple de los dientes de obturación primero y segundo 38, 42, con una forma cilíndrica simple sin discos o cubos de soporte. El manguito 34 puede ser relativamente delgado excepto como se requiera en su extremo trasero 36 para unirse al reborde del disco, y excepto por debajo de los dos grupos de dientes de obturación 38, 42 para proporcionar rigidez estructural para estabilizar la redondez en esta región cuando se produce un roce local ocasional entre los rotores y los estatores de obturación. Y la porción del manguito de flujo 34 entre los dos rotores de obturación 38, 42 puede ser ligeramente cónica o cilíndrica, si así se desea.

Una ventaja adicional de las juntas laberínticas de radio pequeño es la reducción de las cargas y tensiones centrífugas en el manguito de flujo, que puede tener una porción delantera que es generalmente cilíndrica axialmente entre los dientes de obturación primero y segundo 38, 42. Los cascos cilíndricos o cónicos tienen una resistencia substancial en tres dimensiones, y la configuración de radio pequeño del casco cilíndrico experimenta menor fuerza centrífuga durante el funcionamiento.

La parte delantera cilíndrica del manguito de flujo puede entonces realizar la transición radialmente hacia fuera desde los primeros dientes de obturación intermedios 38 al extremo trasero 36 donde se apoya en obturación con la parte delantera del reborde del disco. La superficie interior del manguito de flujo define el límite exterior del trayecto de flujo 44 del manguito, que puede ser relativamente suave, sin obstruir el aire de refrigeración canalizado a su través durante el funcionamiento.

En la realización preferida que se ilustra en las figuras 1 y 2, el inductor de flujo 46 es soportado adecuadamente en el extremo trasero de la carcasa interior 20 radialmente hacia el interior de la cámara de combustión. La carcasa interior 20 se extiende axialmente entre el compresor y el disco de turbina y define un trayecto de flujo interior a lo largo del cual se canaliza una porción del aire de descarga del compresor. El forro interior del anillo de la cámara de combustión incluye varios orificios de refrigeración de película y orificios de dilución a través de los cuales una

porción de aire del compresor entra en la cámara de combustión durante el funcionamiento. La admisión 48 del inductor puede ser en forma de una fila de orificios de admisión correspondientes dispuestos en la carcasa interior 20 para recibir una porción del aire de descarga del compresor.

El inductor 46 puede tener cualquier forma adecuada, y en la realización ejemplar que se ilustra en las figuras 1 y 2, incluye una fila de aletas 56 de inductor que se extiende entre la admisión 48 y la salida 50 en los extremos opuestos del inductor. Las aletas de inductor están separadas entre sí circunferencialmente y están curvadas o inclinadas adecuadamente para acelerar tangencialmente e introducir turbulencia circunferencial al aire del compresor en la dirección de rotación del disco de turbina y del manguito de flujo unido 34.

De esta manera, el aire del compresor desde el inductor estacionario 46 es pre-arremolinado en la dirección de rotación del disco de turbina para minimizar las pérdidas de presión cuando el aire realiza la transición desde el inductor estacionario al manguito de flujo rotativo. La salida 50 del inductor se dispone en alineación axial con los orificios de admisión 40 del manguito para prearremolinar radialmente el aire del compresor en la fila de orificios de admisión radiales 40 del manguito.

En la realización ejemplar que se ilustra en las figuras 1 y 2, las aletas 56 del inductor son aletas radiales que se extienden primariamente solamente radialmente hacia el interior, entre la admisión 48 y la salida 50 del inductor con poca o ninguna inclinación axial. De esta manera, se define un trayecto de flujo sustancialmente recto radialmente hacia el interior a través del inductor y los orificios de admisión 40 del manguito, siendo canalizado a continuación el aire de refrigeración radialmente hacia arriba a lo largo de la superficie interior del manguito de flujo al reborde del disco.

Como se muestra con más detalle en la figura 3, los orificios de admisión 40 del manguito son preferentemente ovalados circunferencialmente alrededor del manguito para maximizar su área de flujo disponible a través del cual se canaliza el aire del compresor prearremolinado.

El área de flujo efectivo de los orificios de admisión 40 se incrementa separando circunferencialmente los orificios con los ligamentos axiales 58, que son más estrechos circunferencialmente que los orificios de admisión del manguito. Los orificios de admisión del manguito pueden ser generalmente rectangulares en forma de pista de carreras, y más largos en su longitud circunferencial alrededor del perímetro del manguito que anchos en la dirección axial. Los ligamentos axiales 58 unen y soportan los segundos dientes de obturación anulares 42 en el extremo delantero del manguito del resto imperforado del manguito en los primeros dientes de obturación 38. Y los orificios de admisión individuales 40 se unen a los ligamentos 58 en ristreles adecuados con ellos.

Puesto que el casco cilíndrico en el cual están formados los orificios de admisión 40 del manguito, tiene un radio relativamente bajo que experimenta cargas centrífugas relativamente bajas durante el funcionamiento. Esto permite sustancialmente orificios de admisión 40 de superficie grande sin las tensiones inaceptablemente altas durante el funcionamiento que afectarían negativamente la vida útil del manguito.

Las aberturas convencionales de transferencia en un componente rotativo de un motor típico de turbina de gas son pequeñas y típicamente se encuentran separadas entre sí con un paso de separación relativamente grande, aproximadamente igual a dos. Los orificios de admisión 40 de radio pequeño del manguito podrían hacerse sustancialmente de mayor tamaño y con un paso de separación más ajustado a lo que sería posible de otra manera en los sistemas convencionales de suministro de aire de refrigeración de una turbina. Los orificios de admisión 40 pueden hacerse tan grandes como sea necesario para evitar pérdidas significativas de presión, mientras que los distintos ligamentos 58 soportan el segundo rotor de obturación 42 durante el resto del manguito de flujo.

Otra ventaja de los orificios de admisión 40 de radio pequeño que se ilustra en la Figura 3 es que se pueden formar en un casco relativamente delgado obtener una transferencia de remolino relativamente alta desde el inductor al mismo tiempo que mantiene el impulso angular elevado del aire arremolinado. Una transferencia de turbulencia elevada es la capacidad de los orificios de admisión 40 para transferir el aire prearremolinado descargado desde el inductor, sin degradar significativamente el pre-remolino. Cada orificio de admisión ovalado 40 tiene un diámetro efectivo correspondiente con un orificio circular de superficie igual que es sustancialmente mayor que el espesor radial del manguito alrededor de los orificios. Este perfil delgado de los orificios de admisión 40, y sus ligamentos de separación 58 asegura una transferencia de remolino relativamente alta desde el inductor para mejorar adicionalmente el rendimiento del circuito de suministro para reducir adicionalmente el flujo de aire cargable.

El disco 30 de turbina que se ilustra en la Figura 1 pueden estar unido al rotor del compresor 12 de cualquier forma convencional. En la realización preferida que se ilustra en la figura 1, un eje 60 del rotor se une fijamente al disco 30 de turbina y al rotor 12 del compresor para transferir la potencia desde el disco para hacer rotar el compresor en funcionamiento. El manguito de flujo 34 a continuación, puede ser retenido fijamente en el extremo delantero del mismo a una porción del eje 60 del rotor utilizando un anillo de retención partido similar a los que normalmente se utilizan para retener los álabes en los discos de turbina, o el manguito puede ser atornillado adecuadamente al eje.

En la realización preferida que se ilustra en la Figura 1, el eje 60 del rotor está unido integralmente al disco de turbina entre la banda 30b y el cubo 30c del mismo y se extiende axialmente hacia delante en forma cilíndrica. El manguito de flujo 34 preferiblemente es un miembro anular unitario unido en sus extremos opuestos delantero y trasero al eje del rotor y al reborde del disco, respectivamente.

En esta configuración del eje del rotor, el manguito de flujo preferiblemente es cilíndrico en su porción delantera alrededor del eje de rotor cilíndrico y realiza la transición radialmente hacia afuera sobre la cara delantera del disco. El trayecto de flujo 44 del manguito resultante comienza como un anillo cilíndrico que gira radialmente hacia el exterior en un anillo radial para canalizar el aire suavemente el aire de refrigeración radialmente hacia el exterior a las ranuras de cola de milano para circular dentro de los álabes individuales de la turbina.

5 El rendimiento mejorado del circuito 32 de suministro de aire de refrigeración de la turbina ilustrado en la Figura 1 se debe en su mayor parte, a la salida del inductor de radio grande que cooperan con juntas laberínticas de radio pequeño y orificios de admisión 40 del manguito. En la Figura 1, las aletas 56 del inductor están orientadas radialmente.

10 La figura 4 ilustra una realización alternativa de la invención en la que el inductor puede tener aletas axiales 62 de inductor que se extienden principalmente solo axialmente entre la admisión 48 y la salida 50 del inductor. La admisión 48 del inductor puede estar dispuesta a través de la carcasa interior 20, en una posición más delantera que la que se ilustra en la Figura 1. Y la salida 50 del inductor incluye una transición acodada angular desde el extremo trasero de las aletas axiales 62 para hacer girar el aire de refrigeración 14 radialmente hacia adentro por encima de los orificios de admisión 40 del manguito.

15 El inductor también puede tener otras formas adecuadas. Por ejemplo, en lugar de utilizar las aletas para definir los pasajes de flujo del inductor, estos pasajes pueden ser definidos por aberturas en forma cilíndrica, cónica, o truncadas a través de un miembro anular. Estas aberturas podrían estar inclinadas convenientemente en la dirección circunferencial para arremolinar el aire en el sentido de giro del disco de turbina.

20 Por otra parte, las juntas rotativas definidas por el manguito de flujo también puede tener diferentes formas. En lugar de juntas laberínticas, se pueden utilizar juntas de escobilla adecuadas.

25 La figura 5 ilustra una realización en la cual el primer rotor de obturación 38A está definido por un par de mesetas cilíndricas que colaboran con el primer estator de obturación 52A en forma de un par de agrupaciones de escobillas para definir una junta de escobillas convencional de dos etapas. Del mismo modo, el segundo rotor de obturación 42A está definido por una meseta cilíndrica que coopera con el segundo estator de obturación 54A en forma de otra agrupación de escobillas para definir una junta de escobillas de etapa única.

30 35 40 45 Al igual que las juntas laberínticas que se han descrito más arriba, las juntas de escobillas también tienen un radio pequeño y disfrutan de los mismos beneficios.

45 50 55 En las diversas realizaciones que se han ilustrado en las figuras, la salida del inductor se encuentra con un radio relativamente grande en comparación con el radio relativamente pequeño de las juntas rotativas y de los orificios de admisión del manguito de flujo. Y estas realizaciones disfrutan las ventajas esenciales de esta configuración para reducir sustancialmente el flujo de aire cargable para enfriar los álabes de la turbina durante el funcionamiento.

60 65 65 El manguito del flujo unitario 34 es de configuración relativamente simple, resistente y autosuficiente, y delgado y ligero de peso. El aire del compresor relativamente frío es suministrado a los álabes de la turbina con pérdidas aerodinámicas relativamente bajas y transferencia de remolino relativamente alta a través del manguito de flujo. Las juntas rotativas de radio pequeño se benefician de una reducción sustancial en las fugas del flujo de aire a su través durante el funcionamiento. Y el manguito de flujo relativamente delgado y el radio bajo de los rotores de obturación de esta manera disfrutan de una superior correspondencia térmica.

mica transitoria, estando soportados los estatores de obturación desde el inductor estacionario. Una mejor correspondencia térmica de los rotores de obturación y de los estatores de obturación cooperantes reduce

la holgura entre ellos durante el funcionamiento transitorio para reducir aún más el flujo de aire cargable total.

5

10

15

20

25

30

35

40

45

50

55

60

65

REIVINDICACIONES

1. Un circuito (32) de refrigeración de turbina, que comprende:

un compresor (12) para presurizar aire (14);

una cámara de combustión (16) dispuesta en comunicación de flujo con el citado compresor para mezclar el combustible (22) con el citado aire para generar gases de combustión (24);

un disco (30) de turbina dispuesto aguas abajo de la citada cámara de combustión y unido al citado compresor, e incluye una fila de álabes huecos (28) de turbina que se extiende desde un reborde (30) del mismo;

un manguito de flujo (34) con un extremo trasero (36) que se une al citado reborde del disco, un primer rotor de obturación (38) separado hacia delante del citado extremo trasero, y una fila de orificios de admisión (40) dispuestos delante del citado primer rotor de obturación, y estando separado el citado manguito del citado disco para definir un trayecto de flujo anular (44) que se extiende entre los citados orificios de admisión y el citado reborde del disco, para canalizar el citado aire del compresor a los citados álabes;

un inductor (46) que tiene una admisión (48) dispuesta en comunicación de flujo con el citado compresor, y una salida (50) dispuesta radialmente hacia fuera de los citados orificios de admisión del manguito en comunicación de flujo con el mismo, y

un primer estotor de obturación (52) unido en obturación al citado inductor y rodeando el citado primer rotor de obturación para definir una primera junta rotativa del mismo dispuesta radialmente hacia el interior de la citada salida del inductor,

que se **caracteriza** porque:

los orificios de admisión (40) del manguito de flujo (34) están separados circunferencialmente por los ligamentos axiales correspondientes (58), que son más estrechos circunferencialmente que los orificios de admisión (40).

5

10

15

20

25

30

35

40

45

50

2. Un circuito de acuerdo con la reivindicación 1, en el que:

el citado manguito (34) comprende además un segundo rotor de obturación (42) en un extremo delantero del mismo, adyacente a los citados orificios de admisión (40), y

un segundo estotor de obturación (54) que está unido en obturación al citado inductor (46) y que rodea al citado segundo rotor de obturación para definir una segunda junta rotativa del mismo.

3. Un circuito de acuerdo con la reivindicación 2, que se **caracteriza** porque la citada salida (50) del inductor se dispone con un radio mayor que ambas citadas juntas rotativas primera y segunda.

4. Un circuito de acuerdo con las reivindicaciones 2 ó 3, que se **caracteriza** porque el citado manguito (34) se extiende axialmente entre los citados rotores de obturación primero y segundo (38, 42), y los citados orificios de admisión (40) del manguito se extienden radialmente a su través en alineación con la citada salida (50) del inductor para recibir el citado aire del compresor radialmente desde allí.

5. Un circuito de acuerdo con cualquiera de las reivindicaciones anteriores, en el que el citado manguito (34) es cilíndrico en los citados rotores de obturación primero y segundo (38, 42) sin discos de soporte.

6. Un circuito de acuerdo con cualquiera de las reivindicaciones anteriores, que comprende, además:

un eje (60) de rotor unido fijamente al citado disco (30) de turbina y al compresor (12) para transferir potencia desde el citado disco para hacer rotar al citado compresor;

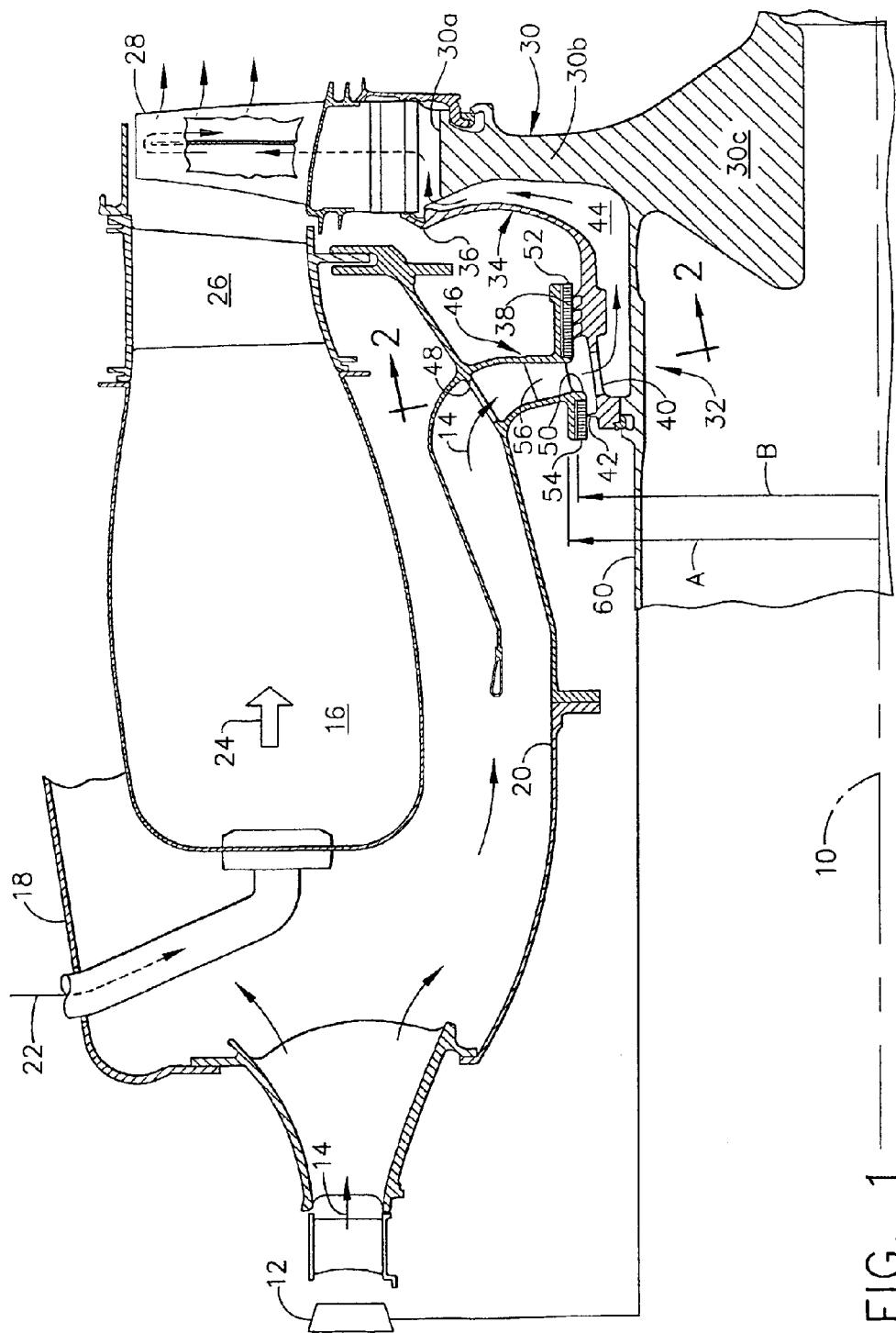
el citado manguito (34) se mantiene retenido fijamente en un extremo delantero del mismo al citado eje (60).

7. Un circuito de acuerdo con la reivindicación 6, que se **caracteriza** porque el manguito (34) es generalmente cilíndrico axialmente entre los citados rotores de obturación primero y segundo (38, 42) y realiza una transición radialmente hacia fuera desde el citado primer rotor de obturación al citado extremo trasero (36).

55

60

65



1
FIG.

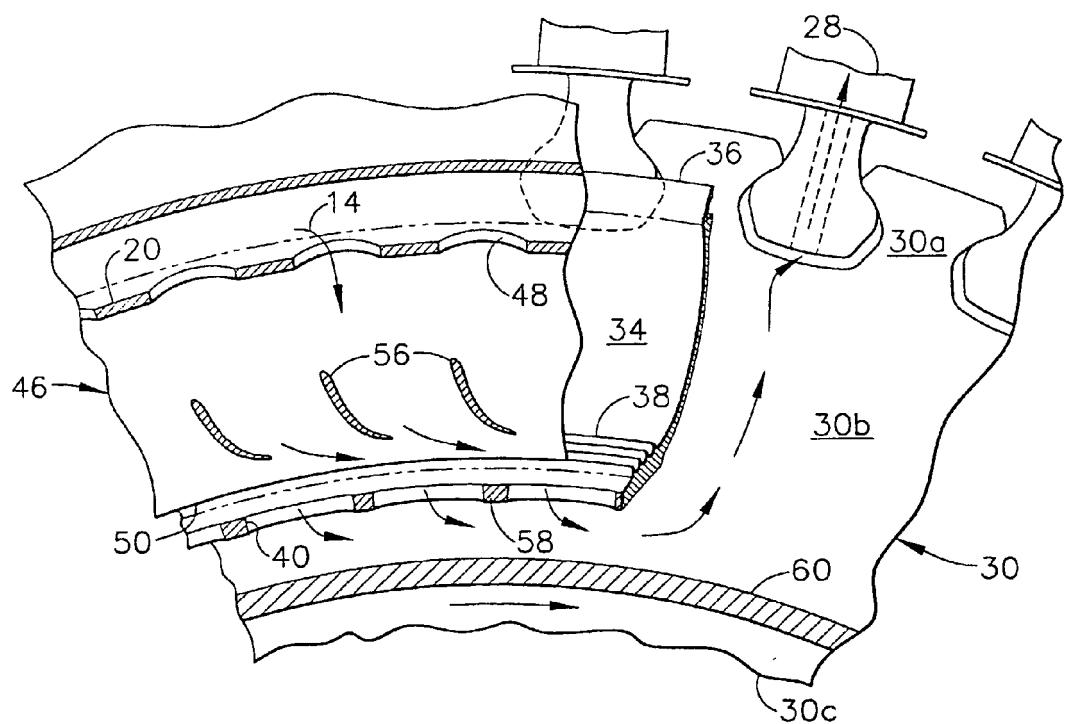


FIG. 2

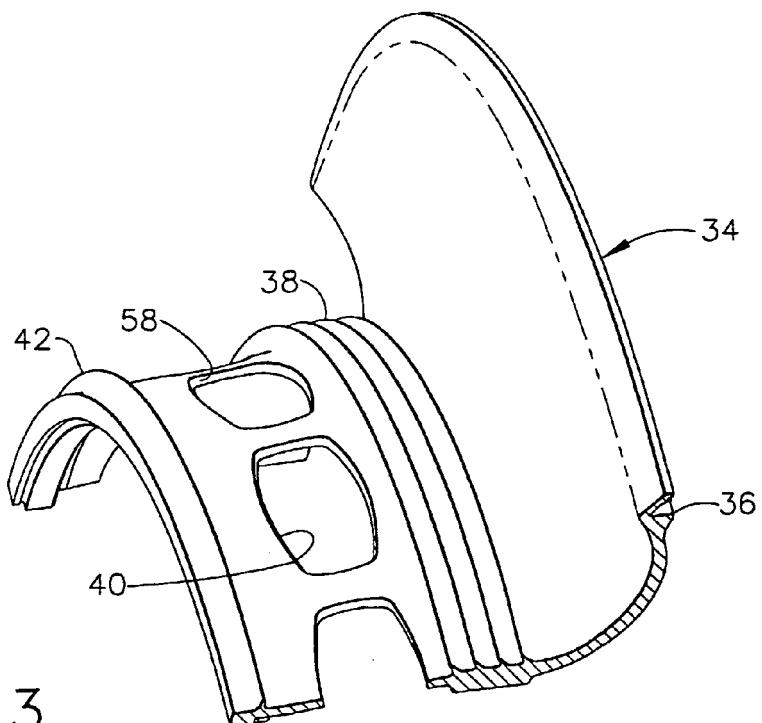


FIG. 3

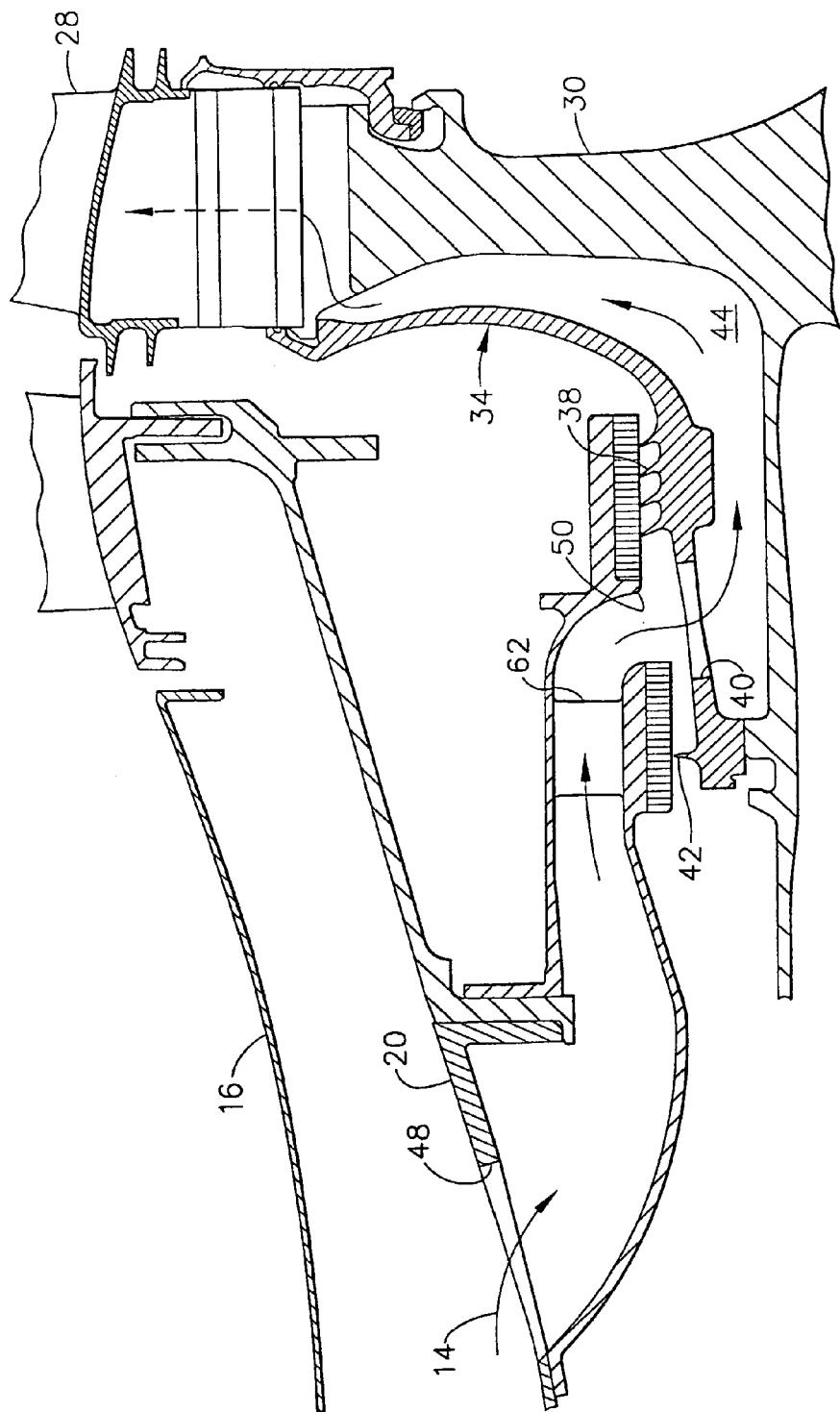


FIG. 4

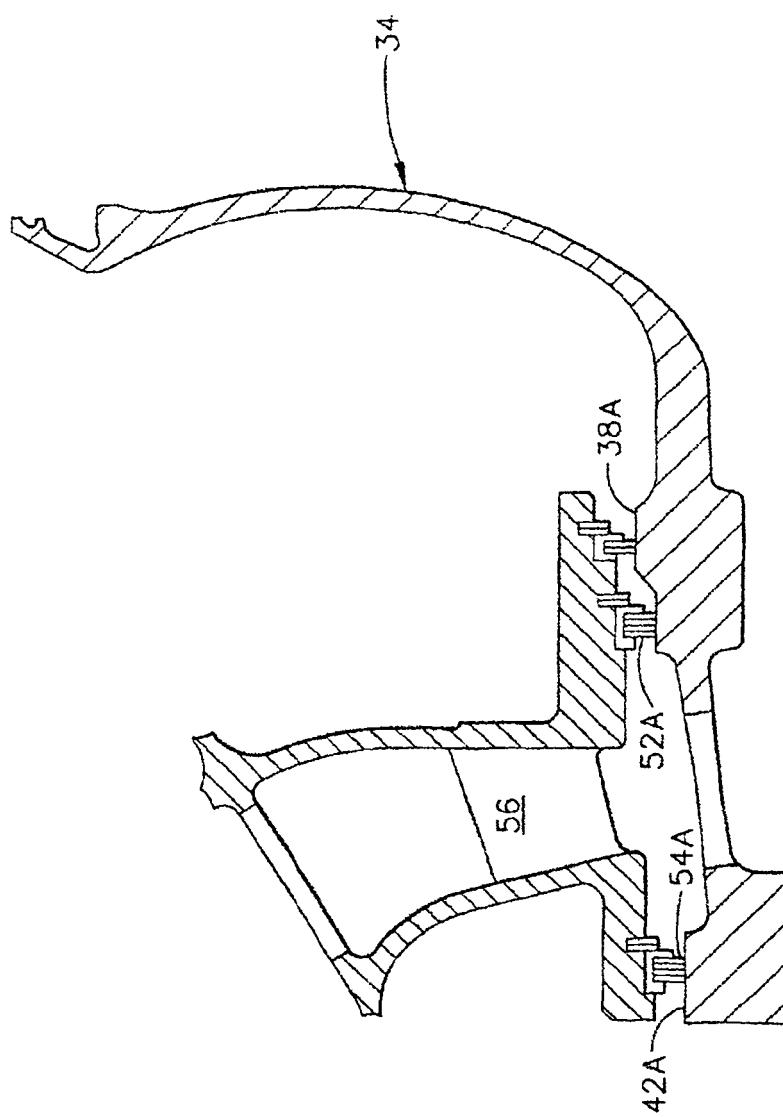


FIG. 5