

19



OFICINA ESPAÑOLA DE  
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 391 934**

51 Int. Cl.:

**F01D 5/08** (2006.01)

**F02C 7/18** (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Número de solicitud europea: **09755924 .9**

96 Fecha de presentación: **16.10.2009**

97 Número de publicación de la solicitud: **2337929**

97 Fecha de publicación de la solicitud: **29.06.2011**

54 Título: **Ventilación de una turbina de alta presión en una turbomáquina**

30 Prioridad:  
**20.10.2008 FR 0805795**

45 Fecha de publicación de la mención BOPI:  
**03.12.2012**

45 Fecha de la publicación del folleto de la patente:  
**03.12.2012**

73 Titular/es:  
**SNECMA (100.0%)**  
**2 Boulevard du Général Martial Valin**  
**75015 Paris, FR**

72 Inventor/es:  
**DAKOWSKI, MATHIEU;**  
**GARIN, FABRICE;**  
**ROUSSIN-LEROUX, DELPHINE y**  
**SCHWEBLEN, WILFRIED**

74 Agente/Representante:  
**DE ELZABURU MÁRQUEZ, Alberto**

ES 2 391 934 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**

Ventilación de una turbina de alta presión en una turbomáquina

La presente invención concierne a la ventilación de una turbina de alta presión en una turbomáquina de doble cuerpo, tal como un turborreactor de avión, y de modo más particular a la ventilación de un disco de turbina de alta presión.

Las turbomáquinas de doble cuerpo comprenden una turbina de alta presión dispuesta a la salida de una cámara de combustión para extraer energía de un flujo de gases eyectados por la cámara de combustión y arrastrar en rotación a un compresor de alta presión dispuesto aguas arriba de la cámara de combustión y que alimenta de aire a presión a esta cámara. Estas turbomáquinas comprenden igualmente una turbina de baja presión dispuesta aguas abajo de la turbina de alta presión para extraer un exceso de energía del flujo de gases y arrastrar en rotación a un compresor de baja presión dispuesto aguas arriba del compresor de alta presión.

La turbina de alta presión comprende en general un disco dispuesto a la salida de la cámara de combustión y que lleva álabes arrastrados en rotación por el flujo de gases eyectados por esta cámara de combustión, estando rodeado el disco por un elemento de estátor, tal como un anillo sectorizado, para asegurar la estanqueidad de la vena de flujo de los gases en la turbina. Un disco de rotor de este tipo está descrito en el documento FR 2 907 496.

Debido a las elevadas temperaturas alcanzadas por los gases de combustión, el anillo de estanqueidad del estátor y el disco de rotor son sometidos a importantes tensiones térmicas capaces de inducir dilataciones de estos componentes.

El disco tiene una masa relativamente elevada y por tanto reacciona más lentamente que el anillo de estanqueidad a las variaciones de temperatura de los gases provocadas por las variaciones del régimen de funcionamiento de la turbomáquina, lo que genera dilataciones térmicas diferenciales, y esto tanto más cuanto que el disco esté menos expuesto a los gases de combustión que los álabes que éste lleva y que el anillo de estanqueidad del estátor.

Estas dilataciones térmicas diferenciales conducen a variaciones de las holguras en la cabeza de álabe en el transcurso de las diferentes fases de funcionamiento de la turbomáquina, lo que obliga a prever holguras relativamente importantes en detrimento del rendimiento de la turbina.

Además, la temperatura no es homogénea en el disco, especialmente entre su periferia radialmente externa que lleva los álabes que están en contacto con los gases de combustión, y su cubo que se encuentra a distancia de estos gases de combustión.

Los gradientes térmicos en el disco reducen su duración de vida de servicio e imponen la utilización de un disco relativamente grueso y macizo, en contradicción con las búsquedas de ganancia de masa inherentes a la concepción de estas turbomáquinas.

Para limitar estos inconvenientes, el disco es en general ventilado por aire tomado aguas arriba, para recalentarlo durante las subidas de régimen y acelerar su dilatación térmica, y para enfriarlo durante las bajadas de régimen y acelerar su contracción.

Los álabes del disco se benefician en general de un circuito de ventilación específico, que toma aire del fondo de la cámara de combustión para llevarlo, por medio de inyectores, a una cavidad anular formada inmediatamente aguas arriba del disco y que comunica con circuitos de ventilación dispuestos en el interior de los álabes.

El cubo del disco recibe aire de ventilación tomado, en general, a nivel de una etapa del compresor de alta presión, y que circula hacia aguas abajo, por ejemplo a lo largo de una envuelta cilíndrica o manguito que se extiende axialmente desde la etapa antes citada del compresor y que delimita una cavidad anular radialmente interna con respecto a la cavidad antes citada, hasta aguas abajo del disco de la turbina de alta presión.

Sin embargo, el aire tomado del compresor de alta presión para la ventilación del cubo del disco no tiene la misma temperatura y sigue un recorrido considerablemente, más largo que el aire que es tomado en el fondo de cámara de combustión para ventilar los álabes de este disco. Durante un cambio de régimen, el aire de ventilación del cubo del disco ve así variar su temperatura con un retardo con respecto al aire de ventilación de los álabes y con respecto a los gases de combustión.

Esto hace difícil el control de las holguras en la cabeza de álabe e impone prever holguras relativamente importantes capaces de penalizar el rendimiento de la turbina, para limitar los riesgos de desgaste prematuro de los álabes y del anillo de estanqueidad que les rodea.

Además, esto es perjudicial para una reducción satisfactoria de los gradientes térmicos en el disco de la turbina.

Además, el aire tomado en el fondo de la cámara de combustión para la ventilación de los álabes de la turbina de alta presión tiene una presión más elevada que el aire tomado en el compresor de alta presión para la ventilación del cubo del disco de esta turbina.

5 Ahora bien, el aire de ventilación de los álabes pasa por la cavidad anular unida a los circuitos de ventilación interna de los álabes, y así es aplicado sobre una parte radialmente externa del costado aguas arriba del disco, mientras que el aire de ventilación del cubo fluye hacia la cavidad radialmente interna a una y otra parte del cubo del disco.

Resulta así un desequilibrio de las presiones aplicadas sobre el disco, que induce un empuje axial del disco hacia aguas abajo, que hace más difícil el control de la turbomáquina.

10 La invención tiene por objetivo principalmente aportar una solución simple, económica y eficaz a estos problemas, que permita evitar los inconvenientes de la técnica conocida.

En particular, ésta tiene por objetivo disminuir los gradientes térmicos en el disco de rotor de la turbina de alta presión, y reducir el tiempo de respuesta en temperatura de este disco.

Ésta tiene igualmente por objetivo equilibrar las presiones aplicadas a una y otra parte del disco para limitar los esfuerzos axiales aplicados al disco.

15 A tal efecto, la invención propone una turbina de alta presión de turbomáquina, que comprende al menos un disco de rotor provisto de álabes que comprende bridas anulares aguas arriba y aguas abajo que separan una cavidad anular radialmente interna en el interior de la cual se extiende el cubo del disco, dos cavidades anulares radialmente internas, de las cuales una está aguas arriba del disco y recibe un flujo de aire de ventilación de los álabes del disco que proviene de un fondo de cámara de combustión, y la otra está aguas abajo del disco, caracterizada porque la  
20 la brida aguas arriba del disco comprende medios que hacen comunicar la cavidad radialmente externa aguas arriba y la cavidad radialmente interna para la ventilación del cubo del disco.

La ventilación del cubo del disco de la turbina de alta presión no queda así asegurada por el aire tomado a nivel de una etapa del compresor de alta presión de la turbomáquina, sino por una parte del aire tomado en el fondo de la cámara de combustión e inyectado en la cavidad radialmente externa situada aguas arriba del disco, siendo utilizada  
25 la otra parte de este aire para la ventilación de los álabes llevados por el disco.

Por consiguiente, el aire de ventilación del cubo del disco sigue una trayectoria relativamente corta, a la manera del aire de ventilación de los álabes, de modo que su temperatura sigue casi sin retardo las variaciones del régimen de funcionamiento de la turbomáquina.

30 Esto permite reducir las dilataciones térmicas diferenciales entre el rotor de la turbina de alta presión y el anillo de estanqueidad que rodea a este rotor, de modo que las holguras en la cabeza de álabe pueden ser reducidas durante el dimensionamiento de la turbina, sin riesgo de desgaste prematuro de los álabes y del anillo de estanqueidad.

La invención permite igualmente reducir los gradientes de temperatura en el disco de la turbina de alta presión, lo que aumenta la duración de la vida de servicio de este disco y permite reducir la masa de la turbomáquina, lo que es particularmente ventajoso en el caso de un turborreactor de avión. La utilización de un disco de espesor reducido  
35 permite además mejorar el tiempo de respuesta en temperatura de este disco y limitar otro tanto las dilataciones térmicas diferenciales anteriormente citadas.

Por otra parte, el aire de ventilación del cubo del disco tiene la misma presión que el aire de ventilación de los álabes de este disco, de modo que la misma presión es aplicada por el aire de ventilación aguas arriba y aguas abajo del disco, lo que permite reducir el empuje axial del aire de ventilación sobre el disco. Esto presenta ventajas,  
40 especialmente para el dimensionamiento de los rodamientos de los cojinetes de soporte del rotor de la turbina de alta presión.

En un modo de realización preferido de la invención, los medios que hacen comunicar la cavidad radialmente externa aguas arriba y la cavidad radialmente interna comprenden ranuras radiales formadas en la cara aguas arriba de la brida aguas arriba del disco, formando estas ranuras canales de circulación de aire entre la brida aguas arriba  
45 y un componente rotatorio de la turbomáquina al cual esta brida está unido.

Las ranuras de la brida aguas arriba denominadas a veces lúnulas, permiten hacer pasar aire de la cavidad radialmente externa a la cavidad radialmente interna, sin perjudicar a la resistencia mecánica de esta brida.

La brida aguas abajo del disco comprende ventajosamente medios que hacen comunicar la cavidad radialmente interna y la cavidad radialmente externa aguas abajo, comprendiendo estos medios preferentemente ranuras radiales formadas en la cara aguas abajo de la brida aguas abajo del disco. Estas ranuras forman canales de circulación de aire entre la brida aguas abajo y un componente rotatorio de la turbomáquina al cual esta brida está  
50 unida.

La puesta en comunicación de la cavidad radialmente externa aguas abajo con la cavidad radialmente interna permite aplicar la presión del aire de ventilación del cubo del disco sobre el conjunto del costado aguas abajo de este disco, de manera que se reduzca lo mejor posible el empuje axial sobre el disco.

5 Las ranuras de la brida aguas abajo proporcionan la misma ventaja, en términos de propiedades mecánicas, que las ranuras de la brida aguas arriba.

De acuerdo con otra característica de la invención, la cavidad radialmente interna está delimitada, radialmente hacia el interior, por una envuelta cilíndrica o manguito cuya extremidad aguas arriba está fijada al componente que lleva la brida aguas arriba del disco, y cuya extremidad aguas abajo está fijada al componente que lleva la brida aguas abajo del disco.

10 El manguito permite cerrar con estanqueidad la cavidad radialmente interna, y presenta la ventaja de estar considerablemente acortado con respecto a los manguitos de la técnica anterior, debido a su fijación a distancia pequeña aguas arriba y aguas abajo del disco de la turbina de alta presión. Este acortamiento del manguito permite no solamente una ganancia de masa, sino igualmente reducir los riesgos de coincidencias vibratorias en los modos de flexión de este manguito.

15 En el modo de realización preferido de la invención, el manguito delimita, con el árbol de una turbina de baja presión de la turbomáquina, un paso anular de llegada de aire de ventilación tomado en una etapa de un compresor de alta presión de la turbomáquina.

Este aire de ventilación puede ser utilizado por ejemplo para la ventilación de elementos del rotor de la turbina de baja presión aguas abajo de la turbina de alta presión.

20 El componente que lleva la brida aguas arriba del disco es por ejemplo un disco de rotor que lleva juntas de laberinto y que comprende orificios, dispuestos en la prolongación de inyectores fijados a una pared interna de la cámara de combustión, para el paso del flujo de aire tomado en el fondo de la cámara de combustión.

El componente que lleva la brida aguas abajo del disco es por ejemplo un muñón del rotor.

25 La invención concierne igualmente a una turbomáquina que comprenda una turbina de alta presión del tipo descrito anteriormente.

La invención se comprenderá mejor y otros detalles, ventajas y características de ésta se pondrán de manifiesto de modo más claro con la lectura de la descripción que sigue hecha a título de ejemplo no limitativo, refiriéndose a los dibujos anejos, en los cuales:

- 30
- la figura 1 es una vista esquemática parcial en corte axial de una turbomáquina que comprende una turbina de alta presión de acuerdo con la técnica anterior;
  - la figura 2 es una vista esquemática parcial en corte axial a escala más grande de una turbomáquina que comprende una turbina de alta presión de acuerdo con la invención.

35 La figura 1 representa un turboreactor de avión 10 de doble cuerpo de un tipo conocido, que comprende especialmente, de aguas arriba hacia aguas abajo, un compresor de alta presión, una cámara de combustión y una turbina de alta presión.

El compresor de alta presión comprende un rotor formado por discos 12, 14 que llevan álabes 16, 18 y entre los cuales están instaladas etapas rectificadoras 20 destinadas al guiado del flujo de aire en el compresor. A su salida, el compresor de alta presión comprende un rodete centrífugo 22 destinado a alimentar de aire a presión a la cámara de combustión.

40 La turbina de alta presión comprende esencialmente un disco 24 de rotor que lleva álabes 26 que se extienden en la vena de flujo de los gases de combustión eyectados por la cámara de combustión y destinados a extraer energía mecánica de este flujo de gases para, de manera conocida, arrastrar en rotación al rotor de la turbina de alta presión y del compresor de alta presión. Los álabes 26 del disco 24 están rodeados por un anillo de estanqueidad sectorizado (no visible en la figura) fijado a un cárter de la turbina de alta presión y que asegura la estanqueidad de la vena de flujo de los gases de combustión en esta turbina.

45

El disco 24 de la turbina de alta presión está unido a un disco rotatorio 28, dispuesto aguas arriba del disco 24, por una brida anular 30 que se extiende radialmente en la extremidad aguas arriba de una pared cilíndrica 32 que se extiende hacia aguas arriba desde el costado aguas arriba 34 del disco 24 de la turbina de alta presión. El disco 28 lleva lengüetas 36 de juntas de laberinto y está unido al rotor del compresor de alta presión.

El disco 24 de la turbina de alta presión está unido igualmente a un muñón 38, dispuesto aguas abajo de este disco 24, por una brida anular 40 que se extiende radialmente en la extremidad aguas abajo de una pared cilíndrica 42 que se extiende hacia aguas abajo desde el costado aguas abajo 44 del disco 24 de la turbina de alta presión. El muñón 38 lleva igualmente lengüetas 46 de juntas de laberinto.

5 En funcionamiento, los álabes 26 del disco 24 de la turbina de alta presión y el anillo de estanqueidad que rodea a estos álabes son sometidos a importantes tensiones térmicas debido al paso de los gases de combustión muy calientes por la turbina.

10 Para limitar el impacto negativo de estas tensiones térmicas sobre la duración de la vida de servicio de los álabes 26, estos últimos comprenden circuitos internos de conductos recorridos por aire de ventilación tomado en el fondo de cámara de combustión, y cuya temperatura es inferior a la de los gases de combustión.

15 Este aire, simbolizado por la flecha 48, es llevado a una cavidad anular 50 por inyectores 52 repartidos anularmente alrededor del eje del turborreactor y montados en la extremidad aguas arriba de conductos acodados 54 unidos a un espacio anular 56 de contorno de la cámara de combustión, delimitado por una pared troncocónica radialmente interna 58 de esta cámara. El aire de ventilación 48 que sale de los inyectores entra en la cavidad 50 por orificios 62 formados en el disco 28.

20 La cavidad 50 está delimitada por el disco 28, la pared cilíndrica 32 que lleva la brida aguas arriba 30, y por el costado aguas arriba 34 del disco 24, y esta cavidad 50 comunica con los circuitos de ventilación dispuestos en el interior de los álabes 26 y que desembocan en esta cavidad a nivel de los pies de los álabes. El aire de ventilación 48 fluye en la cavidad 50 radialmente hacia el exterior a lo largo del costado aguas arriba 34 del disco hasta orificios de entrada de los circuitos de ventilación de los álabes 26.

En funcionamiento, la elevada temperatura de los gases de combustión provoca dilataciones térmicas de los álabes 26 y del anillo de estanqueidad que les rodea, pero también del disco 24 que lleva estos álabes.

25 Esta temperatura varía en función del régimen de funcionamiento del turborreactor, de modo que los elementos antes citados se dilatarán vuelta a vuelta, durante las subidas de régimen, y se contrae, durante las bajadas de régimen.

30 El cubo 64 del disco es ventilado por el aire 66 tomado a nivel del compresor de alta presión del turborreactor, por ejemplo entre los discos de rotor 12 y 14, y es guiado hacia aguas abajo a lo largo de una envuelta cilíndrica o manguito 68 cuya extremidad aguas arriba está unida al disco 12 del compresor de alta presión y cuya extremidad aguas abajo está unida por una brida 70 al muñón 38. El aire 66 pasa por el ánima del disco 24 y alrededor de su cubo 64, fluyendo hacia una cavidad anular radialmente interna 72 delimitada especialmente por el manguito 68 y por las paredes cilíndricas aguas arriba 32 y aguas abajo 42 del disco 24, y este aire de ventilación 66 se escapa seguidamente hacia aguas abajo por orificios formados en la brida 70 del manguito y en el muñón 38.

El aire de ventilación 66 permite mantener el disco 24 a un nivel de temperatura destinado a limitar el gradiente térmico en el seno de este disco.

35 Además, durante la subida del régimen de funcionamiento del turborreactor, la temperatura del aire 66 aumenta, lo que permite recalentar el disco 24 y así acelerar su dilatación térmica y limitar el aumento de la holgura en la cabeza de los álabes 26 de la turbina de alta presión, a pesar de la dilatación más rápida del anillo de estanqueidad que rodea a estos álabes.

40 Durante una bajada de régimen, la temperatura del aire 66 disminuye de modo que este aire enfría al disco y acelera su contracción térmica, lo que permite reducir los riesgos de rozamiento entre las cabezas de los álabes 26 y el anillo de estanqueidad que se contrae más rápidamente.

45 Sin embargo, la temperatura del aire 66 tomado en el compresor de alta presión es diferente de la del aire 48 tomado en el fondo de la cámara de combustión y ésta reacciona ante las evoluciones del régimen de funcionamiento del turborreactor con un retardo sensible, lo que limita la eficacia de este modo de ventilación del cubo del disco 24.

50 Además, el aire de ventilación 48 tomado en el fondo de la cámara de combustión tiene una presión superior a la del aire de ventilación 66 tomado en el compresor de alta presión, y aplica esta presión sobre una parte radialmente externa del costado aguas arriba 34 del disco 24, mientras que la presión más baja del aire de ventilación 66 es aplicada a una y otra parte del cubo 64 del disco. Resulta así un esfuerzo axial orientado hacia aguas abajo sobre el disco 24, que hace más difícil el control del turborreactor.

Para resolver estos problemas, la invención propone modificar los medios de ventilación del disco 24 de la turbina de alta presión, y de modo más preciso utilizar una parte del aire de ventilación 48 tomado en el fondo de la cámara de combustión para la ventilación del cubo 64 del disco 24.

La figura 2 representa una parte de un turborreactor 10 de acuerdo con la invención, y de modo más particular el disco 24 de la turbina de alta presión de este turborreactor así como su entorno inmediato.

5 De acuerdo con la invención, la brida aguas arriba 30 del disco 24 comprende ranuras radiales 74 formadas en su cara aguas arriba aplicada contra el costado aguas abajo del disco 28, de manera que se forman canales de puesta en comunicación de la cavidad anular 50 situada radialmente al exterior de la pared cilíndrica aguas arriba 32, con la cavidad anular 72 situada radialmente al interior de esta pared 32.

Las ranuras 74, denominadas a veces lúnulas, permiten a una parte 76 del aire de ventilación 48 introducirse en la cavidad radialmente interna 72, en la cual se extiende el cubo 64 del disco 24, para ventilar este cubo, mientras que el resto 78 del aire de ventilación 48 continúa alimentando los circuitos internos de los álabes 26.

10 La cavidad radialmente interna 72 está delimitada por un manguito cilíndrico 80 cuya extremidad aguas arriba está fijada al disco 28 y cuya extremidad aguas abajo está fijada al muñón 82 montado aguas abajo del disco 24 de la turbina. Este manguito presenta así la ventaja de una extensión axial considerablemente reducida con respecto a la del manguito 68 de la técnica anterior anteriormente descrito.

15 Por otra parte, en la cara aguas abajo de la brida aguas abajo 40 aplicada contra una pared radial aguas arriba 86 del muñón 82, están formadas ranuras 84, análogas a las ranuras 74, para formar canales de puesta en comunicación de la cavidad radialmente interna 72 con una cavidad anular aguas abajo 88 situada radialmente al exterior de la pared cilíndrica 42 que lleva la brida aguas abajo 40 y delimitada por el costado aguas abajo 44 del disco 24 y por elementos de estátor 89.

20 El aire de ventilación 66 continúa siendo tomado a nivel del compresor de alta presión, como en la técnica anterior descrita anteriormente, pero este aire no pasa a la cavidad radialmente interna 72, y es guiado hacia un paso anular 90 delimitado por el manguito 80 y un árbol 91 del rotor de una turbina de baja presión dispuesta aguas abajo de la turbina de alta presión. Este aire 66 circula hacia aguas abajo pasando por orificios 92 del muñón 82 para ir a ventilar elementos de la turbina de baja presión, tales como discos de rotor. Así, contrariamente al muñón 38 de la técnica anterior, el muñón 82 no comprende orificios que desembocan en la cavidad radialmente interna 72.

25 En funcionamiento, una parte 78 del aire de ventilación 48 tomado en el fondo de la cámara de combustión asegura la ventilación de los álabes 26 mientras que otra parte 76 de este aire pasa por los canales formados por las ranuras 74 de la brida aguas arriba 30 hasta la cavidad radialmente interna 72. El aire 76 asegura así la ventilación del disco 24 de la turbina de alta presión, y en particular de su cubo 64, fluyendo de aguas arriba hacia aguas abajo hacia la cavidad 72 de manera que contornea al cubo 64, como está simbolizado por las flechas 94 y 96. El aire de ventilación del disco 24 pasa seguidamente por los canales formados por las ranuras 84 de la brida aguas abajo 40 hasta la cavidad radialmente externa aguas abajo 88, como está simbolizado por las flechas 98, y asegura la ventilación del costado aguas abajo 44 del disco 24.

30 El aire 76 de ventilación del disco 24 está así a la misma temperatura que el aire 78 de ventilación de los álabes 26. Esta temperatura es inferior a la de los gases de combustión eyectados por la cámara de combustión de modo que el aire 78 asegura permanentemente el enfriamiento de los álabes, y esta temperatura varía en función del régimen de funcionamiento del turborreactor de modo que el aire 76 recalienta el disco 24 durante una subida de régimen y enfría este disco 24 durante una bajada del régimen.

40 La temperatura del aire de ventilación 76 tomado en el fondo de la cámara de combustión reacciona más rápidamente ante las variaciones de régimen del turborreactor que la del aire de ventilación 66 tomado en el compresor de alta presión.

Se obtiene así una mejor sincronización de las dilataciones térmicas del anillo de estanqueidad del estátor de la turbina de alta presión y de las del rotor de esta turbina, lo que permite un mejor control de la holgura en la cabeza de los álabes 26 llevados por el disco 24.

45 Se obtiene así igualmente una mejor homogeneidad de la temperatura en el disco 24, capaz de mejorar la duración de la vida de servicio de este disco, y que hace posible, durante el dimensionamiento de la turbina de alta presión, la utilización de un disco de espesor más pequeño que en la técnica anterior, permitiendo una ganancia de masa y mejorando todavía el tiempo de respuesta en temperatura de este disco.

50 Por otra parte, debido a la circulación del aire 76 por las tres cavidades anulares, respectivamente radialmente externas 50 y 88 y radialmente interna 72, la misma presión es aplicada sobre los costados aguas arriba 34 y aguas abajo 44 del disco 24 de modo que el empuje axial ejercido sobre el disco por el aire de ventilación es sensiblemente nulo, lo que facilita el control del turborreactor.

Finalmente, el acortamiento del manguito 80 con respecto al manguito 68 de la técnica anterior permite una ganancia de masa y reduce los riesgos de coincidencias vibratorias en los modos de flexión de este manguito.

En el ejemplo representado en la figura 2 y descrito anteriormente, los medios de puesta en comunicación de las cavidades radialmente externas 50 y 88 y radialmente interna 72 son canales formados por ranuras radiales formadas en las bridas 30 y 40. Tales ranuras permiten la puesta en comunicación de las cavidades antes citadas al tiempo que se preserva la rigidez de las paredes cilíndricas 32 y 42 que llevan las bridas 30 y 40.

- 5 En variante o de manera complementaria, sería posible prever orificios en estas paredes cilíndricas 32 y 42 para el paso del aire de ventilación hacia las diferentes cavidades.

## REIVINDICACIONES

- 5 1. Turbina de alta presión de turbomáquina, que comprende al menos un disco de rotor (24) provisto de álabes que comprende bridas anulares aguas arriba (30, 32) y aguas abajo (40, 42) que separan una cavidad anular radialmente interna (72), en el interior de la cual se extiende el cubo (64) del disco (24), de dos cavidades anulares radialmente externas, de las cuales una (50) está aguas arriba del disco y recibe un flujo de aire (48) de ventilación de los álabes del disco que proviene de un fondo de cámara de combustión, y la otra (88) está aguas abajo del disco, caracterizada porque la brida aguas arriba (30, 32) del disco comprende medios (74) que hacen comunicar la cavidad radialmente externa aguas arriba (50) y la cavidad radialmente interna (72) para la ventilación del cubo (64) del disco (24),
- 10 2. Turbina de alta presión de acuerdo con la reivindicación 1, caracterizada porque los medios que hacen comunicar la cavidad radialmente externa aguas arriba (50) y la cavidad radialmente interna (72) comprenden ranuras radiales (74) formadas en la cara aguas arriba de la brida aguas arriba (30) del disco, formando estas ranuras (74) canales de circulación de aire entre la brida aguas arriba (30) y un componente rotatorio (28) de la turbomáquina al cual esta brida está unida.
- 15 3. Turbina de alta presión de acuerdo con las reivindicaciones 1 o 2, caracterizada porque la brida aguas abajo (40) del disco comprende medios (84) que hacen comunicar la cavidad radialmente interna (72) y la cavidad radialmente externa aguas abajo (88).
- 20 4. Turbina de alta presión de acuerdo con la reivindicación 3, caracterizada porque los medios que hacen comunicar la cavidad radialmente externa aguas abajo (88) y la cavidad radialmente interna (72) comprenden ranuras radiales (84) formadas en la cara aguas abajo de la brida aguas abajo (40) del disco, formando estas ranuras (84) canales de circulación de aire entre la brida aguas abajo (30) y un componente rotatorio (82) de la turbomáquina al cual esta brida está unida.
- 25 5. Turbina de alta presión de acuerdo con una de las reivindicaciones precedentes, caracterizada porque la cavidad radialmente interna (72) está delimitada, radialmente hacia el interior, por una envuelta cilíndrica o manguito (80) cuya extremidad aguas arriba está fijada al componente (28) que lleva la brida aguas arriba (30) del disco (24), y cuya extremidad aguas abajo está fijada al componente (82) que lleva la brida aguas abajo (40) del disco.
- 30 6. Turbina de alta presión de acuerdo con la reivindicación 5, caracterizada porque el manguito (80) delimita, con el árbol (91) de una turbina de baja presión de la turbomáquina, un paso anular (90) de llegada de aire de ventilación (66) tomado en una etapa de un compresor de alta presión de la turbomáquina.
- 35 7. Turbina de alta presión de acuerdo con una de las reivindicaciones precedentes, caracterizada porque el componente que lleva la brida aguas arriba (30) del disco (24) es un disco de rotor (28) que lleva juntas de laberinto (36) y que comprende orificios (62) para el paso del flujo de aire (48) tomado en el fondo de la cámara de combustión.
8. Turbina de alta presión de acuerdo con la reivindicación 7, caracterizada porque los orificios (62) del disco (28) que lleva las juntas de laberinto (36) están dispuestos en la prolongación de inyectores (52) fijados a una pared interna (58) de la cámara de combustión.
9. Turbina de alta presión de acuerdo con una de las reivindicaciones precedentes, caracterizada porque el componente que lleva la brida aguas abajo (40) del disco es un muñón (82) del rotor.
- 40 10. Turbina, caracterizada porque comprende una turbina de alta presión de acuerdo con una de las reivindicaciones precedentes.

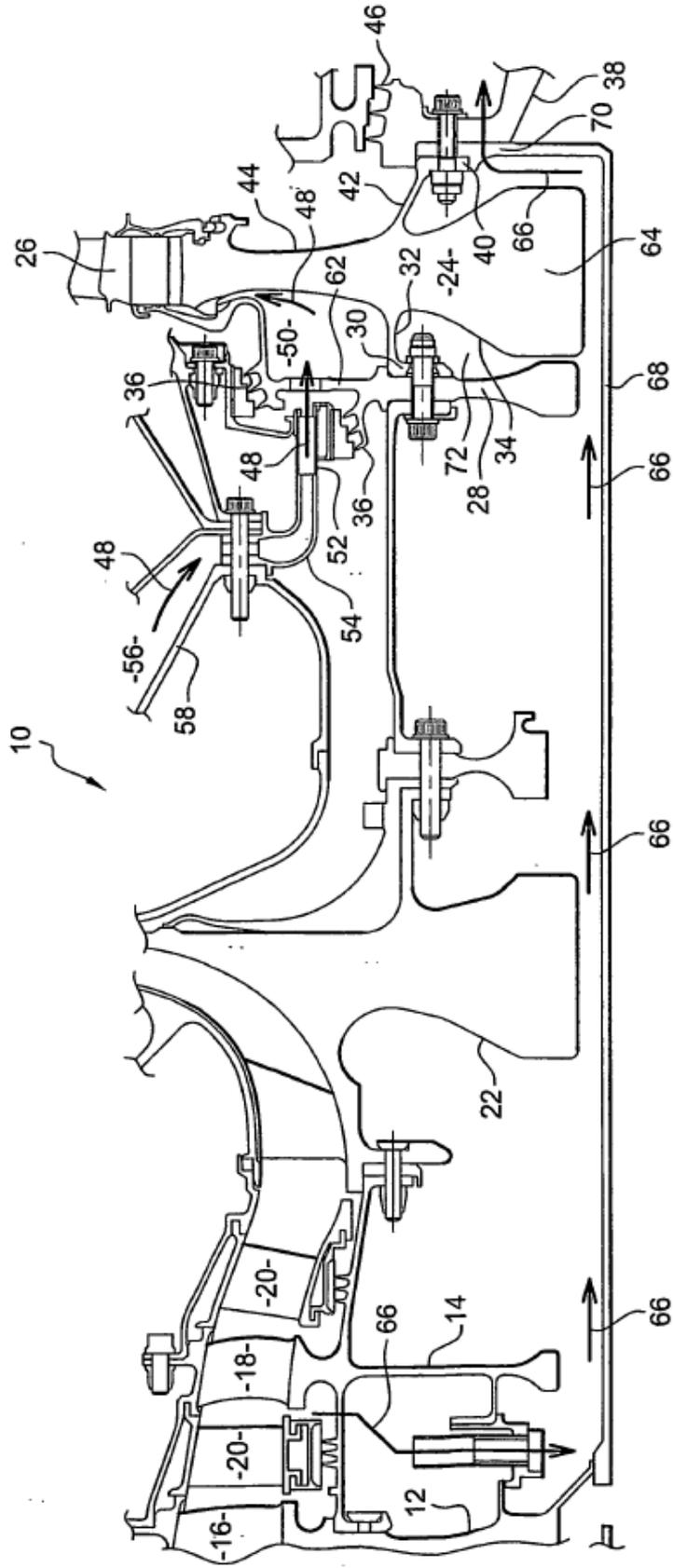
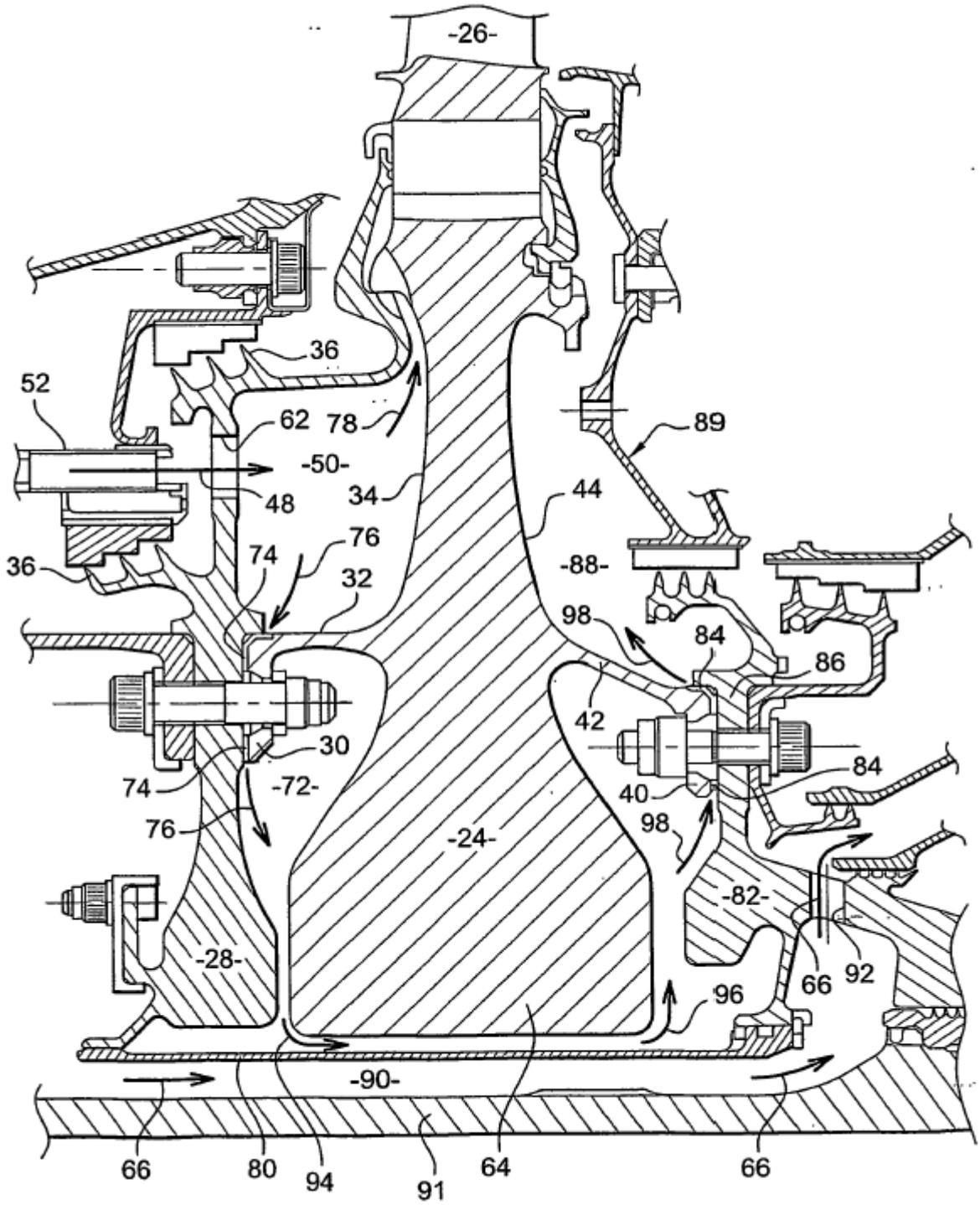


Fig.1



**Fig. 2**