

19



OFICINA ESPAÑOLA DE  
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 684 385**

51 Int. Cl.:

**F01D 5/26** (2006.01)

**F01D 25/30** (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **04.05.2015** **E 15166178 (2)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **01.08.2018** **EP 2944765**

54 Título: **Procedimiento para diseñar una turbina**

30 Prioridad:

**12.05.2014 DE 102014208883**

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

**02.10.2018**

73 Titular/es:

**MTU AERO ENGINES AG (100.0%)  
Dachauer Strasse 665  
80995 München, DE**

72 Inventor/es:

**THOUAULT, NICOLAS y  
BROSZAT, DOMINIK**

74 Agente/Representante:

**ELZABURU, S.L.P**

**ES 2 684 385 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

Procedimiento para diseñar una turbina

5 La presente invención se refiere a un procedimiento para diseñar una turbina, en particular una turbina de baja presión integrante de una turbina de gas, en particular de un grupo motopropulsor de avión, a un producto de programa informático para realizar el procedimiento y a una turbina correspondientemente diseñada.

Por la patente europea propia EP 1 738 061 B1 y la patente US propia paralela US 7.806.651 B2 se conoce un procedimiento para diseñar una turbina según el preámbulo de la reivindicación 1 o una turbina según el preámbulo de la reivindicación 11.

10 Esta patente europea propone diseñar etapas aguas arriba hasta la etapa B1/V5 de la turbina de tal manera que un parámetro vane-to-blade-ratio, que indica la relación del número de álabes de guía al número de álabes móviles, en condiciones de funcionamiento de ruido crítico de la turbina, está entre un límite cut-off inferior para el modo  $k=-1$  de la blade-passing-frequency de esta etapa y un límite cut-off superior para el modo  $k=-2$  de la blade-passing-frequency de esta etapa para reducir el nivel de ruido irradiado por la turbina.

Un problema de una realización de la presente invención es mejorar una turbina de una turbina de gas.

15 Este problema se resuelve por medio de un procedimiento con las características de la reivindicación 1. Las reivindicaciones 10, 11 protegen respectivamente un producto de programa informático correspondiente y una turbina correspondiente. Formas de realización ventajosas de la invención son objeto de las reivindicaciones subordinadas.

20 Según un aspecto de la presente invención, una turbina de una turbina de gas a diseñar o diseñada presenta una última etapa o última interacción con una última rejilla móvil giratoria que presenta varios álabes móviles y una rejilla de guía de salida estacionaria contigua aguas abajo y que presenta varios álabes de guía. Aguas arriba delante de la última rejilla móvil, puede estar dispuesta una rejilla de guía de entrada estacionaria de esta última etapa que presenta varios álabes de guía.

25 La última etapa es una etapa de la turbina situada en la posición más aguas abajo, o sea una última etapa de la turbina en la dirección de flujo, la última rejilla móvil corresponde a una última rejilla situada en la posición más aguas abajo, o sea una última rejilla en la dirección de flujo de entre preferiblemente varias rejillas móviles de la turbina dispuestas axialmente una tras otra en la dirección de flujo de la turbina, la rejilla de guía de salida, que está dispuesta en posición contigua a esta última rejilla en dirección aguas abajo, corresponde especialmente a un llamado rodete de guía posterior de salida de la turbina ("Turbine Exit Casing" TEC).

30 La turbina puede ser particularmente una turbina de baja presión de una o varias etapas que puede disponerse en la dirección de flujo aguas abajo después de una turbina de media o alta presión de una o varias etapas. La turbina de gas puede ser particularmente una turbina de un grupo motopropulsor de avión. Presenta en una realización una cámara de combustión antepuesta a la turbina y uno o varios compresores de una o varias etapas antepuestos a esta cámara de combustión.

35 El grupo motopropulsor de avión puede presentar particularmente un ventilador que, puede estar acoplado con la turbina de baja presión, particularmente por medio de un engranaje. En una realización, la turbina presenta un mezclador estacionario contiguo aguas abajo de la rejilla de guía de salida para mezclar una corriente de gas de escape procedente de la rejilla de guía de salida y una corriente de aire de derivación conducida por delante de la cámara de combustión y reotécnicamente paralela a la corriente de gas de escape, que se solicita por medio del ventilador.

La última etapa o la última interacción acústica está caracterizada por un parámetro vane-to-blade-ratio  $V/B$  que indica la relación del número de álabes de guía ("vane")  $V$  al número de álabes móviles ("blade")  $B$  de la última etapa o el cociente del número de álabes de guía de la rejilla de guía de salida dividido por el número de álabes móviles de la última rejilla móvil.

45 Sorprendentemente, se ha comprobado que, por medio de un estrangulamiento de la corriente de gas de escape que circula por la última rejilla móvil tras la última rejilla móvil, se pueden agrandar las zonas cut-off para los modos  $k=-1$ ,  $k=-2$  y  $k=-3$  de la blade-passing-frequency de la última etapa.

Esto hace posible entonces ventajosamente situar entonces de manera deliberada y fiable el parámetro vane-to-blade-ratio para la última etapa en tales zonas cut-off y reducir así una irradiación de ruido de la turbina.

50 Por consiguiente, según un aspecto de la presente invención, la última etapa se diseña o está diseñada de tal modo que su parámetro vane-to-blade-ratio, en al menos una condición de funcionamiento predeterminada de la turbina, está por encima de un límite cut-off superior  $o_{k=-1}$  para el modo  $k=-1$  o entre un límite cut-off inferior  $u_{k=-1}$  para el modo  $k=1$  y un límite cut-off superior  $o_{k=-2}$  para el modo  $k=-2$  o entre un límite cut-off inferior  $u_{k=-2}$  para el modo  $k=-2$  y un límite cut-off superior  $o_{k=-3}$  para el modo  $k=-3$  de una blade-passing-frequency de la última etapa, diseñándose o

estando diseñada adicionalmente la última etapa de tal manera que una corriente de gas de escape que circula por la última rejilla móvil, en la condición de funcionamiento predeterminada, delante de la rejilla de guía de salida, en particular en una zona entre la última rejilla móvil y la rejilla de guía de salida, en la rejilla de guía de salida o dentro de la rejilla de guía de salida y/o después de la rejilla de guía de salida, en particular en una zona con una longitud axial que corresponde a una longitud axial de la rejilla de guía de salida, se reduce a una sección transversal de circulación mínima que asciende a lo sumo al 80%, en particular a lo sumo al 75%, en particular a lo sumo al 70% de su sección transversal de circulación mínima en la última rejilla móvil.

La condición de funcionamiento predeterminada puede ser en particular una condición de funcionamiento de ruido crítico como se considera en la patente europea EP 1 738 061 B1 explicada anteriormente, en particular un proceso de despegue, un vuelo de aproximación a tierra y/o un desplazamiento rodado sobre un campo de rodadura de un avión con la turbina.

La blade-passing-frequency o frecuencia de paso de álabes se refiere de manera en sí conocida a la frecuencia con la que los álabes móviles giratorios giran por delante de un álabes de guía estacionario de la última etapa en la condición de funcionamiento predeterminada.

Una sección transversal de circulación mínima en el sentido de la presente invención es particularmente aquella sección transversal libre más pequeña de una sección de canal de circulación limitada por paredes que es recorrida o puede ser recorrida por la corriente de gas de escape en la condición de funcionamiento predeterminada. La sección transversal de circulación mínima en la última rejilla móvil en el sentido de la presente invención es particularmente la sección transversal más pequeña - recorrida por la corriente de gas de escape en la condición de funcionamiento predeterminada - de una sección de canal de circulación axial entre un canto delantero o canto de afluencia situado aguas arriba y un canto trasero o canto de efluencia situado aguas abajo de la última rejilla móvil, pudiendo extenderse esta sección de canal de circulación radialmente entre una pared de carcasa radialmente exterior o una banda de cubierta exterior radialmente y una banda de cubierta interior radialmente de la última rejilla móvil. Considerando una pared exterior concéntrica con el radio  $R$  y una pared interior con el radio  $r$  así como teniendo en cuenta la suma de las superficies de sección transversal de los álabes móviles  $A_B$  entre sus lados de aspiración y de impulsión, esta sección transversal puede ser igual a  $(R^2-r^2)\pi-A_B$ .

La corriente de gas de escape puede estrangularse aguas abajo de la última rejilla móvil mediante un contorneado correspondiente del canal de circulación, en particular una sección de canal de circulación convergente en la que está dispuesta la rejilla de guía de salida. Considerando una pared exterior concéntrica con el radio  $R$  y una pared interior con el radio  $r$  así como teniendo en cuenta la suma de las superficies de sección transversal de los álabes de guía  $A_V$  entre los lados de aspiración y de impulsión, la sección transversal de circulación mínima, a la que se reduce una corriente de gas de escape que circula por la última rejilla móvil en la condición de funcionamiento predeterminada en la rejilla de guía de salida, puede ser entonces igual a  $(R^2-r^2)\pi-A_V$ .

De igual manera, la corriente de gas de escape puede estrangularse aguas abajo de la última rejilla móvil a través de una circulación de separación correspondiente que se forma por insuflado y se extiende entre una pared del canal de circulación y la corriente de gas de escape y así forma un canal de circulación fluido más estrecho para la corriente de gas de escape. Cuando, por ejemplo, la circulación de separación presenta un espesor de capa de  $\delta$  y se forma por insuflado de un gas de estrangulación radialmente desde fuera delante de la rejilla de guía de salida en una sección de canal de circulación con una pared exterior concéntrica con el radio  $R$  y una pared interior con el radio  $r$ , resulta entonces que la sección transversal de circulación mínima, a la que se reduce una corriente de gas de escape que recorre la última rejilla móvil en la condición de funcionamiento predeterminada delante de la rejilla de guía de salida, es igual a  $[(R-\delta)^2-r^2]\pi$ .

Por tanto, según un aspecto de la presente invención, la corriente de gas de escape se estrangula por una sección de canal de circulación convergente delante de la rejilla de guía de salida, en particular en una zona entre la última rejilla móvil y la rejilla de guía de salida, en la rejilla de guía de salida y/o después de la rejilla de guía de salida, en particular en una zona con una longitud axial que corresponde a una longitud axial de la rejilla de guía de salida y, por tanto, se estrangula permanentemente o en todas las condiciones de funcionamiento.

De manera correspondiente, la última etapa se diseña o está diseñada en una realización de tal manera que la corriente de gas de escape que circula por la última rejilla móvil delante de la rejilla de guía de salida, en particular en una zona entre la última rejilla móvil y la rejilla de guía de salida, en la rejilla de guía de salida y/o después de la rejilla de guía de salida, en particular en una zona con una longitud axial que corresponde a una longitud axial de la rejilla de guía de salida, se reduce permanentemente o en todas las condiciones de funcionamiento a la sección transversal de circulación mínima que asciende a lo sumo al 80%, en particular a lo sumo al 75%, en particular a lo sumo al 70%, de su sección transversal de circulación mínima en la última rejilla móvil.

En un perfeccionamiento, un radio mínimo de una pared de carcasa radialmente exterior de una sección de canal de circulación, en la que está dispuesta la rejilla de guía de salida, asciende para ello a lo sumo al 85%, en particular a lo sumo al 82%, en particular a lo sumo al 80%, de un radio mínimo de una pared radialmente exterior, en particular de una pared de carcasa radialmente exterior o de una banda de cubierta radialmente exterior, de una sección de canal de circulación, en la que está dispuesta la última rejilla móvil. Por un radio se entiende en el presente caso

particularmente una distancia radial a un eje de giro de la turbina. En otras palabras, una pared radialmente exterior del canal de circulación puede estar remetida radialmente hacia dentro en la dirección de flujo desde la última rejilla móvil. El radio mínimo de la pared de carcasa radialmente exterior de la sección de canal de circulación, en la que está dispuesta la rejilla de guía de salida, puede estar dispuesto en una realización entre un canto delantero o canto de afluencia aguas arriba y un canto trasero o canto de efluencia aguas abajo de la rejilla de guía de salida o bien aguas abajo después del canto trasero o canto de efluencia de la rejilla de guía de salida o aguas arriba delante del canto delantero o canto de afluencia de la rejilla de guía de salida.

Una estrangulación permanente constructivamente condicionada de este tipo puede materializarse ventajosamente de forma sencilla y fiable.

Según otro aspecto de la presente invención, la corriente de gas de escape se estrangula sólo en unas condiciones de funcionamiento, en particular por insuflado de un gas de estrangulación y/o una sección transversal de canal de circulación variable, mientras que dicha corriente no se estrangula o en cualquier caso se estrangula menos en otras condiciones de funcionamiento, por ejemplo reduciendo la corriente de gas de estrangulación o incrementando la sección transversal de canal de circulación variable.

De manera correspondiente, la última etapa se diseña o está diseñada en una realización de tal manera que la corriente de gas de escape que circula por la última rejilla móvil se reduce a una sección transversal de circulación mínima delante de la rejilla de guía de salida, en particular en una zona entre la última rejilla móvil y la rejilla de guía de salida, en la rejilla de guía de salida y/o después de la rejilla de guía de salida, en particular en una zona con una longitud axial que corresponde a una longitud axial de la rejilla de guía de salida, en al menos otra condición de funcionamiento que difiere de la condición de funcionamiento predeterminada, y que asciende a más del 80% de su sección transversal de circulación mínima en la última rejilla móvil. En particular, en una realización, la última etapa puede estar diseñada o diseñarse de tal manera que la corriente de gas de escape que circula por la última rejilla móvil no se reduce al menos sustancialmente delante, en y/o detrás de la rejilla de guía de salida en al menos otra condición de funcionamiento que difiere de la condición de funcionamiento predeterminada, lo que en el presente caso de representación más compacta se denomina, generalizando, reducción a una sección transversal que asciende al menos sustancialmente al 100% de su sección transversal de circulación mínima en la última rejilla móvil.

La condición de funcionamiento adicional puede ser en particular un vuelo de crucero de un avión con la turbina.

Una estrangulación variable temporal de este tipo puede adaptarse ventajosamente a la correspondiente condición de funcionamiento. En particular, puede mejorarse el rendimiento en vuelo de crucero.

En un perfeccionamiento, está previsto un medio de insuflado para insuflar un gas de estrangulación para formar una circulación de separación entre una pared de carcasa de una sección de canal de circulación y la corriente de gas de escape para reducir su sección transversal de circulación delante, en y/o detrás de la rejilla de guía de salida.

El medio de insuflado puede presentar en una realización una o varias aberturas de entrada en el canal de circulación, una fuente de gas de estrangulación, en particular una abertura de succión, bomba o similar, y un medio de bloqueo para separar las aberturas de entrada de la fuente de gas de estrangulación, en particular para cerrar las aberturas de entrada. El gas de estrangulación puede ser particularmente aire ambiente o aire de refrigeración. En un perfeccionamiento, el aire ambiente utilizado como gas de estrangulación se calienta o está calentado, con respecto a una temperatura de corriente de gas de escape promediada en la zona de la última etapa, en al menos 200 K, en particular al menos 275 K y/o a lo sumo 625 K. En una realización, un espesor de capa de la circulación de separación en la condición de funcionamiento predeterminada asciende al menos al 10%, en particular al menos al 20%, en particular al menos al 30%, de un radio mínimo de una pared de carcasa radialmente exterior de una sección de canal de circulación en la que está dispuesta la rejilla de guía de salida.

Adicional o alternativamente a una circulación de separación, puede preverse una pared de carcasa regulable de una sección de canal de circulación para reducir la sección transversal de circulación de la corriente de gas de escape delante, en y/o detrás de la rejilla de guía de salida. Para ello, la turbina puede presentar particularmente una o varias compuertas móviles que pueden regularse radialmente hacia dentro para reducir la sección transversal libre del canal de circulación.

Se han destacado como especialmente ventajosos parámetros vane-to-blade-ratio en un rango de entre 0,6 y 0,8, en particular de al menos sustancialmente 0,7 y en un rango entre 0,35 y 0,45, en particular de al menos sustancialmente 0,4.

En una realización, la turbina presenta una o varias etapas adicionales aguas arriba delante de la última etapa con una respectiva rejilla móvil adicional giratoria que presenta varios álabes móviles y una rejilla de guía adicional estacionaria contigua aguas arriba o aguas abajo que presenta varios álabes de guía, que están caracterizadas respectivamente por un parámetro adicional vane-to-blade-ratio que indica la relación del número de álabes de guía aguas arriba o aguas abajo al número de álabes móviles de la etapa adicional, y se diseñan o están diseñadas de tal manera que este parámetro adicional, en la condición de funcionamiento predeterminada de la turbina, esté por encima de un límite cut-off superior para el modo  $k=-1$  o entre un límite cut-off inferior para el modo  $k=-1$  y un límite

cut-off superior para el modo  $k=-2$  o entre un límite cut-off inferior para el modo  $k=-2$  y un límite cut-off superior para el modo  $k=-3$  de una blade-passing-frequency de la etapa adicional, con la que sus álabes móviles giran por delante de uno de sus álabes de guía aguas arriba o aguas abajo.

5 En una realización, tanto la última etapa como también la etapa adicional contigua aguas arriba de ésta están diseñadas de tal manera que sus parámetros vane-to-blade-ratio estén ambos respectivamente por encima del límite cut-off superior para el modo  $k=-1$  de la blade-passing-frequency de la respectiva etapa o ambos entre el límite cut-off inferior para el modo  $k=-1$  y el límite cut-off superior para el modo  $k=-2$  de la blade-passing-frequency de la respectiva etapa o ambos entre el límite cut-off inferior para el modo  $k=-2$  y el límite cut-off superior para el modo  $k=-3$  de la blade-passing-frequency de la respectiva etapa.

10 En otra realización, la última etapa y la etapa adicional contigua aguas arriba de ésta están diseñadas de tal manera que los parámetros vane-to-blade-ratio de la última etapa están por encima del límite cut-off superior para el modo  $k=-1$  de la blade-passing-frequency de la última etapa y los parámetros vane-to-blade-ratio de la etapa adicional entre el límite cut-off inferior para el modo  $k=-1$  y el límite cut-off superior para el modo  $k=-2$  o entre el límite cut-off inferior para el modo  $k=-2$  y el límite cut-off superior para el modo  $k=-3$  de la blade-passing-frequency de esta etapa,  
 15 o de tal manera que los parámetros vane-to-blade-ratio de la última etapa estén entre el límite cut-off inferior para el modo  $k=-1$  y el límite cut-off superior para el modo  $k=-2$  de la blade-passing-frequency de la última etapa y los parámetros vane-to-blade-ratio de la etapa adicional estén por encima del límite cut-off superior para el modo  $k=-1$  o entre el límite cut-off inferior para el modo  $k=-2$  y el límite cut-off superior para el modo  $k=-3$  de la blade-passing-frequency de esta etapa, o de tal manera que los parámetros vane-to-blade-ratio de la última etapa estén entre el  
 20 límite cut-off inferior para el modo  $k=-2$  y el límite cut-off superior para el modo  $k=-3$  de la blade-passing-frequency de la última etapa y los parámetros vane-to-blade-ratio de la etapa adicional por encima del límite cut-off superior para el modo  $k=-1$  o entre el límite cut-off inferior para el modo  $k=-1$  y el límite cut-off superior para el modo  $k=-2$  de la blade-passing-frequency de esta etapa.

25 En este caso puede considerarse que el parámetro vane-to-blade-ratio de la última etapa indica la relación del número de álabes de guía de la rejilla de guía de salida contigua aguas abajo al número de álabes móviles de la última rejilla móvil, mientras que el parámetro adicional vane-to-blade-ratio de la etapa o etapas adicionales puede indicar la relación del número de los álabes de guía de la rejilla de guía contigua aguas arriba o aguas abajo al número de los álabes móviles de la rejilla móvil de esta etapa adicional.

30 Otros perfeccionamientos ventajosos de la presente invención resultan de las reivindicaciones subordinadas y de la siguiente descripción de realizaciones preferidas. Para ello, muestran parcialmente de forma esquematizada:

La figura 1, una parte de una última etapa de una turbina de baja presión de un grupo motopropulsor de avión según la práctica interna de funcionamiento hasta ahora;

La figura 2, un diagrama para ilustrar un diseño de la turbina de baja presión de la figura 1 según la práctica interna de funcionamiento hasta ahora;

35 La figura 3, una parte de una última etapa de una turbina de baja presión de un grupo motopropulsor de avión según una realización de la presente invención en la representación correspondiente a la figura 1;

La figura 4, un diagrama para ilustrar un diseño de la turbina de baja presión de la figura 3 según una realización de la presente invención en la representación correspondiente a la figura 2;

40 La figura 5, una parte de una última etapa de una turbina de baja presión de un grupo motopropulsor de avión según otra realización de la presente invención en la representación correspondiente a la figura 3; y

La figura 6, una parte de una última etapa de una turbina de baja presión de un grupo motopropulsor de avión según otra realización de la presente invención en la representación correspondiente a la figura 5.

45 La figura 2 muestra en la forma de representación conocida por la patente europea EP 1 738 061 B1 un diagrama para ilustrar un diseño de una turbina de baja presión según la práctica interna de funcionamiento hasta ahora; la figura 1 muestra para ello una parte de una última etapa de una turbina de baja presión de este tipo.

La última etapa presenta una última rejilla móvil con varios álabes móviles giratorios 1 y una rejilla de guía de salida estacionaria contigua aguas abajo en la dirección de circulación de una corriente de gas de escape Q con varios álabes de guía 2. Aguas arriba delante de la última etapa están dispuestas varias etapas con una rejilla móvil y una rejilla de guía (no representadas).

50 Las etapas están caracterizadas respectivamente por un parámetro vane-to-blade-ratio  $V/B$  que indica la relación del número de álabes de guía V al número de álabes móviles B de la respectiva etapa. En el diagrama de la figura 2 se han dibujado en la forma de representación en sí conocida por la patente europea EP 1 738 061 B1 como cuadrados rellenos, los parámetros  $(V/B)_{TEC}$  para la última etapa y los parámetros  $V/B$  para otras etapas. En este caso, en el eje de abscisas están registradas la rejilla de guía de salida TEC, la última rejilla móvil B5 de la turbina, otras rejillas de  
 55 guía V5, V4, V3 antepuesta a la última etapa 10 en la dirección de circulación y otras rejillas móviles B4, B3.

Asimismo, en la forma de representación conocida por la patente europea EP 1 738 061 B1, en la figura 2, están dibujados el respetivo límite cut-off superior  $\alpha_{k=-1}$  y el límite cut-off inferior  $u_{k=-1}$  para el modo  $k=-1$  (en línea de trazos en la figura 2), el límite cut-off superior  $\alpha_{k=-2}$  y el límite cut-off inferior  $u_{k=-2}$  para el modo  $k=-2$  (en línea llena en la figura 2), así como el límite cut-off superior  $\alpha_{k=-3}$  y el límite cut-off inferior  $u_{k=-3}$  para el modo  $k=-3$  (en línea de puntos en la figura 2) de la blade-passing-frequency para una condición de funcionamiento predeterminada.

Se aprecia que las zonas cut-ON para el modo  $k=-2$  entre los límites  $\alpha_{k=-2}$  y  $u_{k=-2}$  y para el modo  $k=-3$  entre los límites  $\alpha_{k=-3}$  y  $u_{k=-3}$  se solapan una a otra.

Las figuras 4, 3 muestran ahora en la forma correspondiente a las figuras 2, 1 un diagrama para ilustrar un diseño de una turbina de baja presión según una realización de la presente invención o una parte de una última etapa de una turbina de baja presión de este tipo. Aspectos correspondientes uno a otro son identificados por símbolos de referencia correspondientes uno a otro diferenciados eventualmente por un apóstrofo, de modo que se hace referencia a la descripción anterior y seguidamente sólo se entrará en detalle sobre las diferencias.

La contemplación conjunta de las figuras 1, 3 ilustra que la última etapa de la turbina de baja presión según la presente invención (véase la figura 3) se diseña o está diseñada de tal manera que una distancia radial mínima a un eje de giro A de la turbina, es decir, un radio mínimo R2, de una pared de carcasa radialmente exterior 2.1 de una sección de canal de circulación en la que está dispuesta la rejilla de guía de salida, asciende a lo sumo al 80% de un radio mínimo R1 de una pared de carcasa radialmente exterior de una sección de canal de circulación, en la que está dispuesta la última rejilla móvil, mientras que la última etapa de la turbina de baja presión según la práctica interna de funcionamiento hasta ahora (véase la figura 1) se diseña o está diseñada de tal manera que un radio mínimo R2' de una pared de carcasa radialmente exterior 2.1' de una sección de canal de circulación, en la que está dispuesta la rejilla de guía de salida, corresponde sustancialmente al radio mínimo R1 de una pared de carcasa radialmente exterior de una sección de canal de circulación en la que está dispuesta la última rejilla móvil.

Por tanto, la última etapa de la turbina de baja presión según la presente invención (véase la figura 3) está diseñada o se diseña de tal manera que la corriente de gas de escape Q que circula por la última rejilla móvil se reduce en la rejilla de guía de salida, permanentemente o en todas las condiciones de funcionamiento, a una sección transversal de circulación mínima A2 que asciende a lo sumo al 70% de su sección transversal de circulación mínima A1 en la última rejilla móvil. Por tanto, la corriente de gas de escape se estrangula a través de una sección de canal de circulación convergente en la rejilla de guía de salida y, en consecuencia, de manera permanente o en todas las condiciones de funcionamiento.

Sorprendentemente, se ha demostrado que, gracias a tal estrangulación de la corriente de gas de escape que circula por la última rejilla móvil, se pueden incrementar detrás de la última rejilla móvil las zonas cut-off para los modos  $k=-1$ ,  $k=-2$  y  $k=-3$  de la blade-passing-frequency de la última etapa: como ilustra la contemplación conjunta de las figuras 2, 4, se estrechan en la condición de funcionamiento predeterminada la zona cut-ON desfavorable entre el límite cut-off superior  $\alpha_{k=-1}$  y el límite cut-off inferior  $u_{k=-1}$  para el modo  $k=-1$  (en línea de trazos en las figuras 2, 4) entre el límite cut-off superior  $\alpha_{k=-2}$  y el límite cut-off inferior  $u_{k=-2}$  para el modo  $k=-2$  (en línea continua en las figuras 2, 4), así como entre el límite cut-off superior  $\alpha_{k=-3}$  y el límite cut-off inferior  $u_{k=-3}$  para el modo  $k=-3$  (en línea de puntos en la figura 2) de la blade-passing-frequency. Por consiguiente, se incrementan las zonas cut-off favorables por fuera de estas zonas cut-on.

Esto hace posible ventajosamente situar el parámetro vane-to-blade ratio  $(V/B)_{TEC}$  para la última etapa de manera deliberada y fiable en tales zonas cut-off y reducir así una irradiación de ruido de la turbina.

En la figura 4 puede apreciarse que el parámetro vane-to-blade-ratio  $(V/B)_{TEC,1}$  para la última etapa según una realización de la presente invención está en aproximadamente 0,4 y, por tanto entre el límite cut-off inferior  $u_{k=-2}$  para el modo  $k=-2$  y el límite cut-off superior  $\alpha_{k=-3}$  para el modo  $k=-3$  de la blade-passing-frequency.

Por el contrario, las etapas adicionales contiguas aguas arriba a la última etapa se diseñan o están diseñadas de tal manera que sus parámetros vane-to-blade-ratio  $V/B$  estén por encima del límite cut-off superior  $\alpha_{k=-1}$  para el modo  $k=-1$  de la blade-passing-frequency de la respectiva etapa.

Se aprecia por la contemplación conjunta de las figuras 2, 4 que, gracias a la estrangulación según la invención de la corriente de gas de escape Q resulta para la última etapa una zona cut-off entre el límite cut-off inferior  $u_{k=-2}$  para el modo  $k=-2$  y el límite cut-off superior  $\alpha_{k=-3}$  para el modo  $k=-3$  (véase la figura 4) que no está presente en la realización según la práctica interna de funcionamiento de hasta ahora (véase la figura 2), y se aprecia también que, gracias al diseño según la invención del parámetro blade-to-vane-ratio  $(V/B)_{TEC,1}$  para la última etapa se hace posible en esta zona cut-off con números de álabes favorables una reducción de ruido de la turbina.

En la figura 4 se han dibujado en línea de trazos y puntos o como cuadrados rellenos el parámetro blade-to-vane-ratio  $(V/B)_{TEC,2}$  para la última etapa y los parámetros blade-to-vane-ratio  $(V/B)$  para otras etapas para turbina según una realización adicional de la presente invención que, exceptuando estos parámetros, es de la misma construcción que la turbina previamente descrita según una realización de la presente invención, de modo que se hace referencia ahora a la descripción anterior y a la figura 3 y seguidamente se entra en detalles sólo sobre las diferencias.

En esta forma de realización adicional, el parámetro vane-to-blade-ratio  $(V/B)_{TEC,2}$  para la última etapa está en aproximadamente 0,7 y, por tanto, entre el límite cut-off inferior  $u_{k=-1}$  para el modo  $k=-1$  y el límite cut-off superior  $o_{k=-2}$  para el modo  $k=-2$  de la blade-passing-frequency.

5 Las etapas adicionales contiguas aguas arriba de la última etapa se diseñan o están diseñadas también de tal manera que sus parámetros vane-to-blade-ratio  $V/B$  están entre el límite cut-off inferior  $u_{k=-1}$  para el modo  $k=-1$  y el límite cut-off superior  $o_{k=-2}$  para el modo  $k=-2$  de la blade-passing-frequency.

10 Puede apreciarse en la contemplación conjunta de las figuras 2, 4 que, gracias a la estrangulación según la invención de la corriente de gas de escape  $Q$  para la última etapa, se incrementa la zona cut-off entre el límite cut-off inferior  $u_{k=-1}$  para el modo  $k=-1$  y el límite cut-off superior  $o_{k=-2}$  para el modo  $k=-2$  con respecto a la realización según la práctica interna de funcionamiento hasta hora (véase la figura 2), de modo que, gracias al diseño según la invención del parámetro blade-to-vane-ratio  $(V/B)_{TEC,2}$  para la última etapa en esta zona cut-off, se hace posible de forma fiable una reducción de ruido de la turbina.

15 En una variación, la turbina presenta un mezclador estacionario contiguo aguas abajo de la rejilla de guía de salida para mezclar una corriente de gas de escape de la rejilla de guía de salida y una corriente de aire de derivación guiada por delante en la cámara de combustión que se solicita por medio de un ventilador (no representado).

En otra variación, el remetido radial de la pared exterior del canal de circulación se conserva también aguas abajo de la rejilla de guía de salida, tal como se insinúa en línea de trazos y puntos en la figura 3.

20 La condición de funcionamiento predeterminada determinante para los límites cut-off anteriormente mencionados  $o_{k=-1}, \dots, u_{k=-3}$  puede ser particularmente una condición de funcionamiento de ruido crítico, como se considera en la patente europea explicada al principio EP 1 738 061 B1, en particular un proceso de despegue, un vuelo de aproximación a tierra y/o un desplazamiento rodado sobre un campo de rodadura de un avión con la turbina.

25 Como se insinúa en la figura 3, la sección transversal de circulación mínima  $A1$  en la última rejilla móvil en el sentido de la presente invención es la sección transversal libre más pequeña de la sección de canal de circulación recorrida por la corriente de gas de escape en la condición de funcionamiento predeterminada entre un canto delantero o canto de afluencia aguas arriba (a la izquierda en la figura 3) y un canto trasero o canto de efluencia aguas abajo (a la derecha en la figura 3) de la última rejilla móvil. En el ejemplo de realización con el radio  $r$  de la pared interior y con la suma de las superficies de sección transversal de los álabes móviles  $A_B$  esta sección transversal es igual a  $A1=(R1^2-r^2)\pi -A_B$ .

30 En la realización de la figura 3 se estrangula la corriente de gas de escape  $Q$  aguas abajo de la última rejilla móvil a través de un contorneado convergente correspondiente de la sección de canal de circulación, en la que está dispuesta la rejilla de guía de salida. Por tanto, teniendo en cuenta la suma de las superficies de sección transversal de los álabes de guía  $A_V$ , la sección transversal de circulación mínima  $A2$ , a la que se reduce la corriente de gas de escape  $Q$  que circula por la última rejilla móvil en la condición de funcionamiento predeterminada en la rejilla de guía de salida, es igual a  $A2=(R2^2-r^2)\pi -A_V$ .

35 Igualmente, la corriente de gas de escape puede estrangularse aguas abajo de la última rejilla móvil a través de una circulación de separación correspondiente  $T$  con un espesor de capa  $\delta$  que se forma por insuflado de gas de estrangulación y se extiende entre una pared 2.1' del canal de circulación y la corriente de gas de escape  $Q$  y así forma un canal de circulación fluido más estrecho para la corriente de gas de escape.

40 La figura 5 muestra para ello en la forma correspondiente a la figura 3 una parte de una última etapa de una turbina de baja presión de este tipo según otra realización de la presente invención. Aspectos correspondientes uno a otro son identificados de nuevo por símbolos de referencia correspondientes uno a otro, de modo que se hace referencia a la descripción anterior y seguidamente se entra en detalle sólo sobre las diferencias.

45 En la realización de la figura 5, la turbina presenta un medio de insuflado para insuflar un gas de estrangulación para formar la circulación de separación  $T$  entre la pared de carcasa 2.1' de una sección de canal de circulación y la corriente de gas de escape  $Q$  para reducir su sección transversal de circulación delante, en y detrás de la rejilla de guía de salida.

50 El medio de insuflado presenta varias aberturas de entrada 2.2 en el canal de circulación, una fuente de gas de estrangulación y un medio de bloqueo para separar discrecionalmente las aberturas de entrada de la fuente de gas de estrangulación (no representada). El gas de estrangulación es aire ambiente que se calienta o está calentado aproximadamente a 300 K con respecto a una temperatura de corriente de gas de escape promediada en la zona de la última etapa. Por tanto, en la zona de la última etapa, el sonido se propaga en la circulación del gas de estrangulación a una velocidad distinta de la del sonido en la corriente de gas de escape.

55 Por tanto, discrecionalmente, dependiendo de las condiciones de funcionamiento, en particular en una condición de funcionamiento de ruido crítico explicada anteriormente, la corriente de gas de escape  $Q$  puede estrangularse. Por tanto, de nuevo pueden incrementarse las zonas cut-off explicadas con referencia a la figura 4 para los modos  $k=-1$ ,  $k=-2$  y  $k=-3$  de la blade-passing-frequency de la última etapa y la última etapa puede diseñarse o estar diseñada de

tal manera que el parámetro  $(V/B)_{TEC,1}$  o  $(V/B)_{TEC,2}$ , en una condición de funcionamiento de ruido crítico predeterminada, esté entre el límite cut-off inferior  $u_{k=-2}$  para el modo  $k=-2$  y el límite cut-off superior  $o_{k=-3}$  para el modo  $k=-3$  o entre el límite cut-off inferior  $u_{k=-1}$  para el modo  $k=-1$  y el límite cut-off superior  $o_{k=-2}$  para el modo  $k=-2$ . Gracias al cierre de las aberturas de entrada 2.2, en otra condición de funcionamiento, en particular un vuelo de crucero de un avión con la turbina, puede suprimirse la estrangulación.

Una estrangulación de este tipo temporal y variable puede ilustrarse también por medio de una pared de carcasa regulable de una sección de canal de circulación.

La figura 6 muestra para ello en la forma correspondiente a las figuras 3, 5 una parte de una última etapa de una turbina de baja presión de este tipo según otra realización de la presente invención. Aspectos correspondientes uno a otro son identificados de nuevo por símbolos de referencia correspondientes uno a otro, de modo que se hace referencia a la descripción anterior y seguidamente se entra en detalle sólo sobre las diferencias.

En la realización de la figura 6, la turbina presenta varias compuertas móviles 2.3 que pueden regularse radialmente hacia dentro para reducir la sección transversal libre A2 del canal de circulación.

Por tanto, discrecionalmente, dependiendo de la condición de funcionamiento, en particular en una condición de funcionamiento de ruido crítico explicada anteriormente, la corriente de gas de escape Q puede estrangularse. Por tanto, de nuevo pueden incrementarse las zonas cut-off explicadas con referencia a la figura 4 para los modos  $k=-1$ ,  $k=-2$  y  $k=-3$  de la blade-passing-frequency de la última etapa y la última etapa puede diseñarse o estar diseñada de tal manera que el parámetro  $(V/B)_{TEC,1}$  o  $(V/B)_{TEC,2}$  en la condición de funcionamiento de ruido crítico predeterminada esté entre el límite cut-off inferior  $u_{k=-2}$  para el modo  $k=-2$  y el límite cut-off superior  $o_{k=-3}$  para el modo  $k=-3$  o entre el límite cut-off inferior  $u_{k=-1}$  para el modo  $k=-1$  y el límite cut-off superior  $o_{k=-2}$  para el modo  $k=-2$ . Gracias a la apertura de las compuertas 2.3, en otra condición de funcionamiento, en particular un vuelo de crucero de un avión con la turbina, puede suprimirse la estrangulación.

A pesar de que en la descripción anterior se han explicado realizaciones a modo de ejemplo, cabe señalar que es posible un gran número de variaciones. Además, cabe mencionar que las realizaciones a modo de ejemplo son solamente ejemplos que no deben limitar de ninguna forma el ámbito de protección, las aplicaciones y la estructura. Más bien, gracias a la descripción anterior, se proporciona al experto una guía para la transformación de al menos una realización a modo de ejemplo, pudiendo realizarse diversas modificaciones, en particular con respecto a la función y disposición de los componentes descritos, sin abandonar el ámbito de protección como resulta de las reivindicaciones y combinaciones de características equivalentes a éstas.

### Lista de símbolos de referencia

- 1      Álabe móvil
- 2      Álabe de guía
- 2.1; 2.1' Pared de carcasa
- 2.2    Abertura de entrada
- 2.3    Compuerta
- A1, A2; A2'      Sección transversal mínima
- Q      Corriente de gas de escape
- R1, R2; R2', r    Radio
- T      Circulación de separación
- $\delta$     Espesor de capa
- V/B    vane-to-blade ratio
- $o_{k=-1}, o_{k=-2}, o_{k=-3}$ ,   límite cut-off superior
- $u_{k=-1}, u_{k=-2}, u_{k=-3}$    límite cut-off inferior

## REIVINDICACIONES

1. Procedimiento para diseñar una turbina integrante de una turbina de gas, en particular un grupo motopropulsor de avión, que presenta una última etapa con una última rejilla móvil giratoria que presenta varios álabes móviles (1) y una rejilla de guía de salida estacionaria contigua aguas abajo que presenta varios álabes de guía (2); estando caracterizada la última etapa por un parámetro vane-to-blade-ratio  $((V/B)_{TEC,1}; (V/B)_{TEC,2})$  que indica la relación del número de álabes de guía al número de álabes móviles de la última etapa; caracterizado por que una corriente de gas de escape (Q) que circula por la última rejilla móvil, en una condición de funcionamiento predeterminada de la turbina delante de la rejilla de guía de salida, en la rejilla de guía de salida y/o después de la rejilla de guía de salida, se reduce a una sección transversal de circulación mínima (A2) que asciende a lo sumo al 80% de su sección transversal de circulación mínima (A1) en la última rejilla móvil, de modo que se incrementa una primera zona cut-off entre un límite cut-off inferior ( $u_{k=-1}$ ) para el modo  $k=-1$  y un límite cut-off superior ( $o_{k=-2}$ ) para el modo  $k=-2$  de una blade-passing-frequency de la última etapa, con la que sus álabes móviles giran por delante de uno de sus álabes de guía y se incrementa o resulta una segunda zona cut-off entre un límite cut-off inferior ( $u_{k=-2}$ ) para el modo  $k=-2$  y un límite cut-off superior ( $o_{k=-3}$ ) para el modo  $k=-3$  de la blade-passing-frequency y por que la última etapa se diseña de tal manera que el parámetro vane-to-blade-ratio  $((V/B)_{TEC,1}; (V/B)_{TEC,2})$ , en la condición de funcionamiento predeterminada, está en la primera zona cut-off o en la segunda zona cut-off.
2. Procedimiento según la reivindicación 1, caracterizado por que la última etapa se diseña de tal manera que la corriente de gas de escape que circula por la última rejilla móvil, delante de la rejilla de guía de salida, en particular en una zona entre la última rejilla móvil y la rejilla de guía de salida, en la rejilla de guía de salida y/o después de la rejilla de guía de salida, en particular en una zona con una longitud axial que corresponde a una longitud axial de la rejilla de guía de salida, se reduce permanentemente a la sección transversal de circulación mínima que asciende a lo sumo al 80% de su sección transversal de circulación mínima en la última rejilla móvil.
3. Procedimiento según la reivindicación 2, caracterizado por que un radio mínimo (R2) de una pared de carcasa (2.1) radialmente exterior de una sección de canal de circulación, en la que está dispuesta la rejilla de guía de salida, asciende a lo sumo al 85% de un radio mínimo (R1) de una pared radialmente exterior (2.1) de una sección de canal de circulación, en la que está dispuesta la última rejilla móvil.
4. Procedimiento según la reivindicación 1, caracterizado por que la última etapa se diseña de tal manera que, en una condición de funcionamiento adicional que se diferencia de la condición de funcionamiento predeterminada, la corriente de gas de escape que circula por la última rejilla móvil delante de la rejilla de guía de salida, en particular en una zona entre la última rejilla móvil y la rejilla de guía de salida, en la rejilla de guía de salida y/o después de la rejilla de guía de salida, en particular en una zona con una longitud axial que corresponde a una longitud axial de la rejilla de guía de salida, se reduce a una sección transversal de circulación mínima (A2) que asciende a más del 80% de su sección transversal de circulación mínima (A1) en la última rejilla móvil, en particular al menos no se reduce sustancialmente.
5. Procedimiento según la reivindicación 4, caracterizado por un medio de insuflado (2.2) para insuflar un gas de estrangulación, en particular aire ambiente, en especial caliente, para formar una circulación de separación (T) entre una pared de carcasa (2.1') de una sección de canal de circulación y la corriente de gas de escape (Q), para reducir su sección transversal de circulación (A2) delante de la rejilla de guía de salida, en particular en una zona entre la última rejilla móvil y la rejilla de guía de salida, en la rejilla de guía de salida y/o después de la rejilla de guía de salida, en particular en una zona con una longitud axial que corresponde a una longitud axial de la rejilla de guía de salida.
6. Procedimiento según la reivindicación 4 o 5, caracterizado por una pared de carcasa regulable (2.3) de una sección de canal de circulación para reducir la sección transversal de circulación (A2) de la corriente de gas de escape delante de la rejilla de guía de salida, en particular en una zona entre la última rejilla móvil y la rejilla de guía de salida, en la rejilla de guía de salida y/o después de la rejilla de guía de salida, en particular en una zona con una longitud axial que corresponde a una longitud axial de la rejilla de guía de salida.
7. Procedimiento según una de las reivindicaciones anteriores, caracterizado porque la última etapa se diseña de tal manera que el parámetro vane-to-blade-ratio asciende al menos a 0,6 y/o a lo sumo a 0,8.
8. Procedimiento según una de las reivindicaciones anteriores 1 a 6, caracterizado por que la última etapa se diseña de tal modo que el parámetro vane-to-blade-ratio asciende a al menos 0,35 y/o a lo sumo a 0,45.
9. Procedimiento según una de las reivindicaciones anteriores, caracterizado por que la turbina presenta al menos una etapa adicional aguas arriba delante de la última etapa con una rejilla móvil adicional giratoria que presenta varios álabes móviles y una rejilla de guía adicional estacionaria contigua aguas arriba o aguas abajo de ésta que presenta varios álabes de guía, estando caracterizada la etapa adicional por otro parámetro (V/B) que indica la relación del número de álabes de guía (V) al número de álabes móviles (B) de la etapa adicional y diseñándose la etapa adicional de tal modo que este parámetro adicional en la condición de funcionamiento predeterminada de la turbina esté por encima de un límite cut-off superior para el modo  $k=-1$  o entre un límite cut-off inferior para el modo  $k=-1$  y un límite cut-off superior para el modo  $k=-2$  o entre un límite cut-off inferior para el modo

k=-2 y un límite cut-off superior para el modo k=-3 de una blade-passing-frequency de la etapa adicional, con la que sus álabes móviles giran por delante de uno de sus álabes de guía.

10. Producto de programa informático con un código de programa que está almacenado en un medio legible por un ordenador para realizar el procedimiento según una de las reivindicaciones anteriores.

- 5 11. Turbina integrante de una turbina de gas, en particular un grupo motopropulsor de avión, que presenta una última etapa con una última rejilla móvil giratoria que presenta varios álabes móviles (1) y una rejilla de guía de salida fija adyacente aguas abajo que presenta varios álabes de guía (2); estando caracterizada la última etapa por un parámetro vane-to-blade-ratio  $((V/B)_{TEC,1}; (V/B)_{TEC,2})$  que indica la relación del número de álabes de guía al número de álabes móviles de la última etapa; caracterizada por que la turbina se ha diseñado según un
- 10 procedimiento de acuerdo con una de las reivindicaciones anteriores.

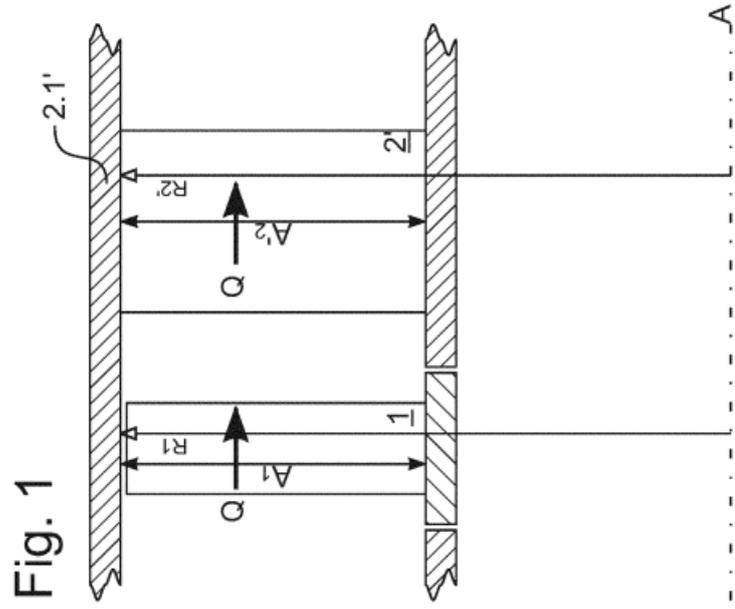
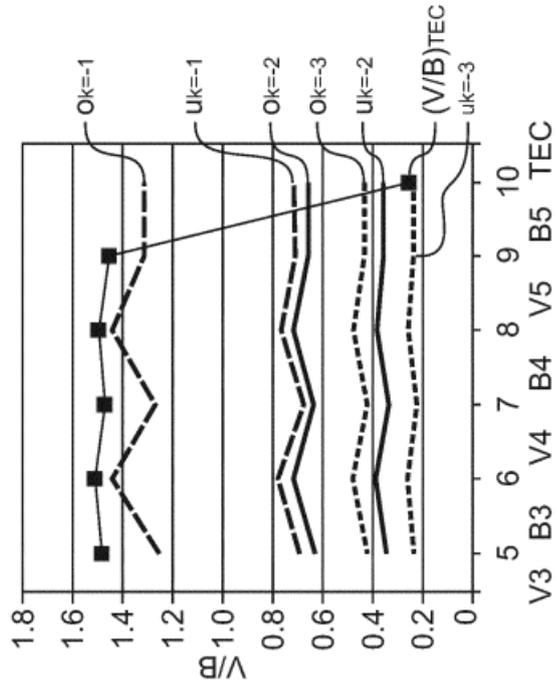


Fig. 2



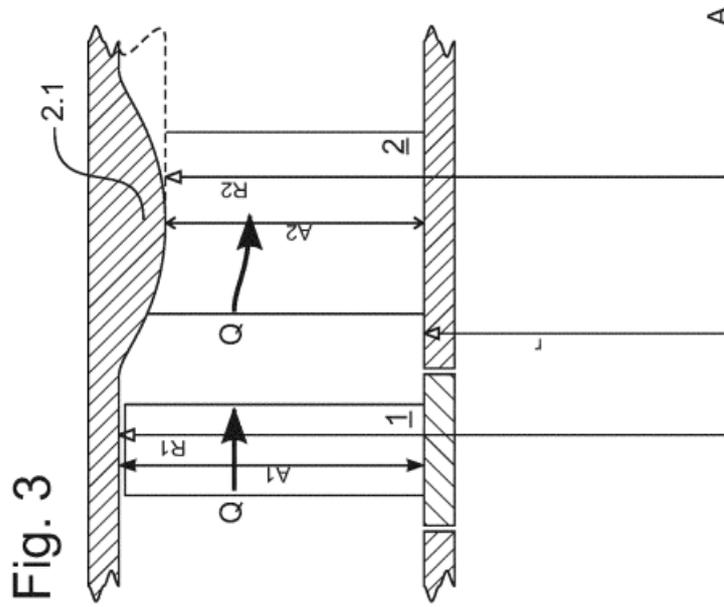


Fig. 3

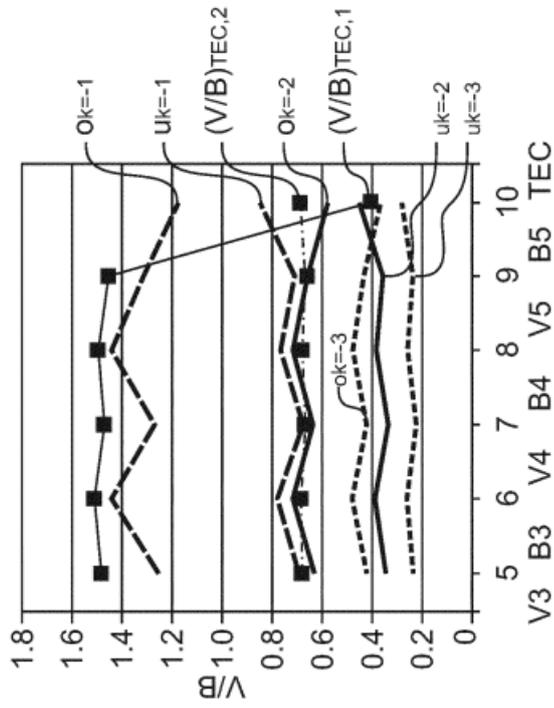
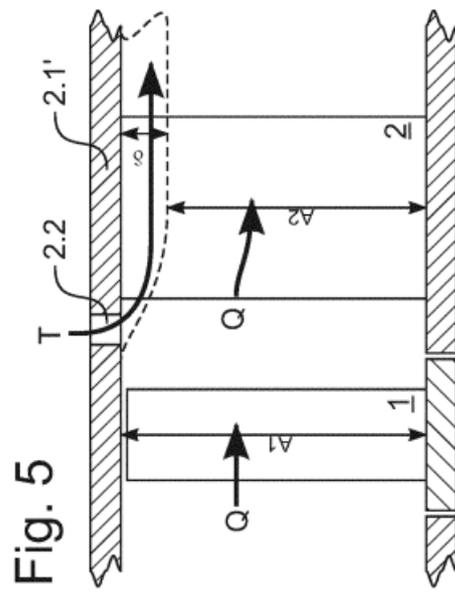
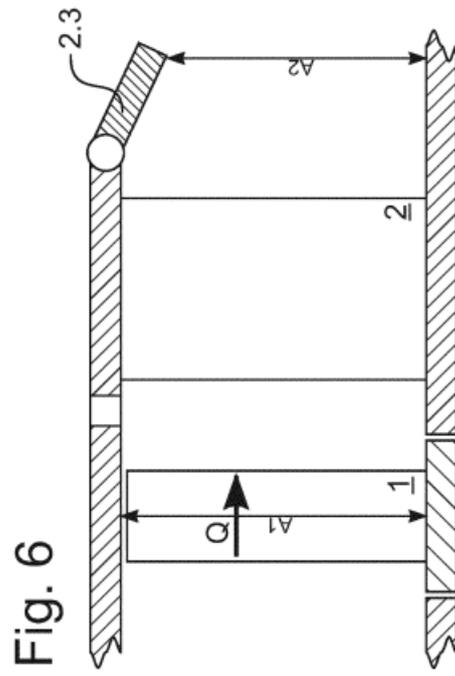


Fig. 4



.....A

.....A