

19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 975 239**

51 Int. Cl.:

F23R 3/34 (2006.01)

F23D 14/32 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

86 Fecha de presentación y número de la solicitud internacional: **15.05.2019 PCT/US2019/032395**

87 Fecha y número de publicación internacional: **21.11.2019 WO19222334**

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **15.05.2019 E 19732772 (9)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **13.03.2024 EP 3794283**

54 Título: **Sistema de combustión y procedimiento de funcionamiento de un sistema de combustión**

30 Prioridad:

15.05.2018 US 201862671861 P

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

04.07.2024

73 Titular/es:

**AIR PRODUCTS AND CHEMICALS, INC. (100.0%)
7201 Hamilton Boulevard
Allentown, PA 18195, US**

72 Inventor/es:

**D'AGOSTINI, MARK DANIEL y
SANE, ANUP VASANT**

74 Agente/Representante:

DURAN-CORRETJER, S.L.P

ES 2 975 239 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

Sistema de combustión y procedimiento de funcionamiento de un sistema de combustión

5 ESTADO DE LA TÉCNICA ANTERIOR

Según el mejor conocimiento de los inventores, la bibliografía de la técnica anterior sobre el uso de oxígeno en los sistemas de combustión de turbinas de gas, ha considerado exclusivamente el enriquecimiento en masa del aire de combustión con oxígeno. Sin embargo, la magnitud del enriquecimiento de oxígeno en masa del aire de combustión que se requiere para mejorar considerablemente la estabilidad de la combustión en los motores de turbina de gas a) no es una opción rentable para un funcionamiento práctico de los motores de turbina y b) produce un aumento de las emisiones de NOx. Además, los sistemas de combustión suelen funcionar en condiciones de poco combustible, por lo que ya existe un exceso de oxígeno presente en la corriente del oxidante.

La configuración básica de un motor de turbina de gas comúnmente utilizado para la generación de energía industrial, ilustrada en la figura 1, comprende una sección fría caracterizada por un compresor, seguida de una sección caliente caracterizada por una sección con un sistema de combustión y una turbina. La sección fría incluye una entrada de aire, incluyendo opcionalmente un conjunto de álabes de guía de entrada espaciados circunferencialmente, seguida de un compresor de flujo axial multietapa que suministra aire a alta presión a la sección del sistema de combustión. La turbina, situada aguas abajo de la sección del sistema de combustión, suministra energía a través de un árbol para accionar el compresor. La relación de la presión de funcionamiento de la turbina, que se define como la relación de la presión del aire a la salida del compresor con respecto a la presión del aire a la entrada del compresor, es normalmente inferior a aproximadamente 18:1.

Aunque los diseños de los sistemas de combustión varían en función del fabricante, el tamaño y su aplicación, muchos de ellos, en particular los de tipo tubular o multi-tubular (multican) (tal como se muestra en la figura 2) y los de tipo tuboanular (can-anular) (tal como se muestra en la figura 3), llevan a cabo la combustión a través de una serie de tubos cilíndricos dispuestos circunferencialmente alrededor del árbol de la turbina. La principal diferencia entre estas dos configuraciones del sistema de combustión es que en el sistema de combustión de tipo tubular, la entrada de aire de cada tubo está acoplada mecánicamente al orificio de salida correspondiente del compresor, mientras que en el sistema de combustión de tipo tuboanular, la entrada de aire de cada tubo está abierta a un único espacio anular común conectado a la salida del compresor. En ambos casos, los productos de la combustión son descargados desde cada tubo a través de un conducto de transición por el que posteriormente son distribuidos en un arco de 360° a la primera etapa de la sección de turbina de flujo axial.

Cada sistema de combustión de tubo individual habitualmente tiene una cámara de combustión alimentada por una o varias boquillas de aire-combustible dispuestas alrededor de la circunferencia de un plano de entrada del tubo del sistema de combustión en una configuración anular. Las boquillas de aire-combustible introducen aire y combustible, comúnmente con cierto grado de premezclado, en la cámara del sistema de combustión. En muchos casos, a lo largo del eje del sistema de combustión está dispuesto adicionalmente un quemador piloto de aire-combustible. El quemador piloto de aire-combustible, que se emplea para mejorar la estabilidad de la combustión, puede tener un diseño de premezcla o un diseño de mezcla por boquillas (es decir, de difusión o sin premezcla). La combinación de boquillas de premezcla y quemador piloto se denomina conjuntamente en el presente documento quemador de turbina de gas, y cada tubo del sistema de combustión incluye su propio quemador de turbina de gas.

Las figuras 4 y 5, respectivamente, proporcionan una ilustración esquemática del plano de entrada del quemador de una turbina de gas para configuraciones de boquillas múltiples y boquillas anulares, respectivamente, cada una de las cuales utiliza un quemador piloto central de aire-combustible. En un quemador de turbina de gas 500, como el de la figura 4, múltiples boquillas de premezcla 502 diferentes están dispuestas en una configuración anular alrededor de un quemador piloto central de aire-combustible 504, teniendo cada boquilla de premezcla un inyector de combustible que descarga en una corriente de aire correspondiente. En un quemador de turbina de gas 510, como el de la figura 5, una boquilla anular 512 incluye uno o varios inyectores de combustible 516 dispuestos en una configuración anular rodeada por un espacio anular de aire 518 alrededor de un quemador piloto central de aire-combustible 514.

La Patente EP 1 909 032 A2 da a conocer un procedimiento para reducir las emisiones en un motor de turbina de gas que comprende generar un flujo con turbulencia (19) con una primera fuente de oxígeno (36) y un primer combustible (38) dentro de un sistema de combustión; quemar (40) el primer combustible utilizando la primera fuente de oxígeno para producir productos de combustión en el interior del sistema de combustión; generar un flujo con turbulencia (46) con una segunda fuente de oxígeno (42) y un segundo combustible (44) y mezclarlo con los productos de la combustión; quemar (48) el segundo combustible utilizando la segunda fuente de oxígeno para producir unos segundos productos de combustión en el interior del sistema de

combustión; y generar un flujo con turbulencia (54) con una tercera fuente de oxígeno (50) y un tercer combustible (52) y mezclarlo con los segundos productos de combustión.

CARACTERÍSTICAS

5 Un sistema de combustión según la invención está definido en la reivindicación 1, una turbina e gas según la invención está definida en la reivindicación 6 y un procedimiento según la invención está definido en la reivindicación 8. Las realizaciones preferentes están definidas en las reivindicaciones dependientes.

10 Otras realizaciones preferentes del sistema de combustión según la invención se describirán a continuación. En una realización preferente del sistema de combustión según la invención, el quemador piloto de oxígeno-combustible comprende: una boquilla central de combustible que tiene un extremo de salida; y una boquilla de oxígeno anular que rodea la boquilla de combustible.

15 En otra realización preferente del sistema de combustión según la invención, el quemador piloto de oxígeno-combustible comprende: una boquilla central de combustible que tiene un extremo de salida; y una boquilla anular de oxígeno que rodea la boquilla de combustible, y el quemador piloto de oxígeno-combustible comprende, además: una boquilla del quemador piloto posicionada para recibir flujos de la boquilla central de combustible y de la boquilla anular de oxígeno, teniendo la boquilla del quemador piloto una garganta, en la
20 que el extremo de salida de la boquilla central de combustible está situado aguas arriba de la garganta.

En otra realización preferente del sistema de combustión según la invención, el quemador piloto de oxígeno-combustible comprende: una boquilla central de combustible que tiene un extremo de salida; y una boquilla anular de oxígeno que rodea la boquilla de combustible, y comprendiendo la boquilla central de combustible
25 una boquilla convergente-divergente configurada para descargar combustible a una velocidad superior a la velocidad local del sonido.

En otra realización preferente del sistema de combustión según la invención, el quemador piloto de oxígeno-combustible comprende: una boquilla central de combustible que tiene un extremo de salida; y una boquilla anular de oxígeno que rodea la boquilla de combustible, y el quemador piloto de oxígeno-combustible
30 comprende, además: una boquilla del quemador piloto colocada para recibir flujos de la boquilla central de combustible y de la boquilla anular de oxígeno, teniendo la boquilla del quemador piloto una garganta, en la que el extremo de salida de la boquilla central de combustible está situado aguas arriba de la garganta y comprendiendo la boquilla central de combustible una boquilla convergente-divergente configurada para
35 descargar combustible a una velocidad superior a la velocidad local del sonido.

En una realización preferente del motor de turbina de gas, el motor de la turbina de gas comprende: un compresor de aire para comprimir el aire aspirado en el motor de turbina de gas; un sistema de combustión
40 como en cualquiera de los Aspectos 1 a 10 posicionado aguas abajo del compresor de aire y configurado para quemar combustible con aire comprimido proporcionado por el compresor de aire para producir gases de combustión a alta presión; un intercambiador de calor primario situado entre el compresor y el sistema de combustión y configurado para suministrar calor al aire comprimido proporcionado por el compresor; una fuente de calor; y un circuito de un fluido de transferencia de calor para transportar un fluido de transferencia de calor entre el intercambiador de calor primario y la fuente de calor para transferir asimismo calor de la
45 fuente de calor al aire comprimido antes de que el aire comprimido entre en el sistema de combustión, en el que la fuente de calor incluye una fuente de calor residual de un horno o de un proceso de combustión.

En una realización preferente del procedimiento de funcionamiento de un sistema de combustión para un motor de turbina de gas según la invención, el procedimiento comprende: hacer fluir combustible y oxígeno al
50 quemador piloto de oxígeno-combustible en una relación molar de oxígeno/combustible inferior a la requerida para una combustión estequiométrica, comprendiendo, además: hacer fluir combustible y aire al quemador de premezcla de aire-combustible; calcular el nivel de enriquecimiento de oxígeno del sistema de combustión; y controlar el nivel de enriquecimiento de oxígeno para que sea inferior o igual al 0,5 %, en el que el flujo total de oxidante se define como la suma del caudal de oxígeno que llega al quemador piloto de oxígeno-combustible y el caudal de aire que llega al quemador de premezcla de aire-combustible; y en el que el nivel de enriquecimiento de oxígeno se define como la cantidad de oxígeno molecular en el flujo de oxidante total dividida por el flujo total de oxidante, menos la concentración de oxígeno molecular en el aire que llega al quemador de premezcla de aire-combustible, y comprendiendo, además, controlar el nivel de enriquecimiento de oxígeno para que sea inferior o igual al 0,3 %.
60

A continuación, se describe un motor de turbina de gas no cubierto por las reivindicaciones. El motor de turbina de gas no cubierto por las reivindicaciones comprende: un compresor de aire para comprimir el aire aspirado al interior del motor de turbina de gas; un sistema de combustión según la invención posicionado
65 aguas abajo del compresor de aire y configurado para quemar combustible con aire comprimido proporcionado por el compresor de aire para producir gases de combustión a alta presión; y una turbina después del sistema de combustión para generar energía a partir de los gases de combustión a alta presión,

en el que la relación de presión a través de la turbina es mayor o igual a aproximadamente 20:1; en el que el sistema de combustión comprende una cámara del sistema de combustión, un quemador piloto de oxígeno-combustible situado en un extremo de la cámara de combustión, y un quemador de la premezcla de aire-combustible que rodea al quemador piloto de oxígeno-combustible en una configuración anular.

5

El motor de turbina de gas no cubierto por las reivindicaciones, el quemador piloto de oxígeno-combustible preferentemente comprende: una boquilla central de combustible; y una boquilla anular de oxígeno que rodea la boquilla de combustible.

10

El motor de turbina de gas no cubierto por las reivindicaciones, la boquilla central de combustible preferentemente comprende una boquilla convergente configurada para suministrar combustible a la velocidad local del sonido.

15

El motor de turbina de gas no cubierto por las reivindicaciones, la boquilla central de combustible comprende preferentemente una boquilla convergente-divergente configurada para suministrar combustible a una velocidad superior a la velocidad local del sonido.

20

El motor de turbina de gas no cubierto por las reivindicaciones, el quemador de la premezcla de aire-combustible comprende preferentemente una pluralidad de boquillas de premezcla de aire-combustible en una configuración anular.

25

El motor de turbina de gas no cubierto por las reivindicaciones, el quemador de premezcla de aire-combustible comprende preferentemente una pluralidad de inyectores de combustible rodeados por un espacio anular de aire.

BREVE DESCRIPCIÓN DE LOS DIBUJOS

30

La presente invención se describirá en lo que sigue junto con las figuras adjuntas, en las que numerales iguales denotan elementos iguales:

La figura 1 es una vista lateral, en sección transversal, de una turbina de gas convencional.

35

La figura 2 es una vista frontal, en perspectiva, de una sección del sistema de combustión multi-tubular de una turbina de gas como la de la figura 1.

40

La figura 3 es una vista frontal, en perspectiva, de una sección del sistema de combustión tubo-anular de una turbina de gas como la de la figura 1.

45

La figura 4 es una vista esquemática del extremo frontal de una realización de un quemador de turbina de gas de un sistema de combustión de tipo tubular que tiene múltiples boquillas de premezcla de aire-combustible en una disposición anular, con un quemador piloto de aire-combustible, que puede ser utilizado en las configuraciones de las figuras 2 y 3.

50

La figura 5 es una vista esquemática del extremo frontal de otra realización de un quemador de turbina de gas de un sistema de combustión de tipo tubular que tiene una disposición anular de boquillas de premezcla de aire-combustible, con un quemador piloto de aire-combustible, que puede ser utilizado en las configuraciones de las figuras 2 y 3.

La figura 6 es una vista esquemática del extremo frontal de la realización de un quemador de turbina de gas de la figura 4, que utiliza un quemador piloto de oxígeno-combustible.

55

La figura 7 es una vista esquemática del extremo frontal de la realización de un quemador de turbina de gas de la figura 5, que utiliza un quemador piloto de oxígeno-combustible.

60

La figura 8 es una vista lateral esquemática, en sección transversal, y una vista del extremo de una realización de un quemador piloto de oxígeno-combustible que tiene una boquilla recta.

La figura 9 es una vista lateral esquemática, en sección transversal, y una vista de extremo de una realización de un quemador piloto de oxígeno-combustible que tiene una boquilla convergente.

La figura 10 es una vista lateral esquemática, en sección transversal, y una vista de extremo de una realización de un quemador piloto de oxígeno-combustible que tiene una boquilla convergente-divergente.

65

La figura 11 es una vista esquemática lateral, en sección transversal, de un quemador de una turbina de gas de un sistema de combustión de tipo tubular como el de la figura 7 o la figura 8, que muestra el arrastre de una llama anular premezclada de aire-combustible por una llama piloto central de oxígeno-combustible.

La figura 12 es una vista esquemática de una realización de una turbina de gas que utiliza un quemador de turbina de gas con un quemador piloto de oxígeno-combustible combinado con intercambiadores de calor y compresión adicional aguas arriba del sistema de combustión para igualar la temperatura de entrada de la turbina de un correspondiente quemador de turbina de gas convencional que utiliza un quemador piloto de aire-combustible, para lograr una mayor eficiencia térmica.

La figura 13 es una vista esquemática de una realización de una turbina de gas que utiliza un quemador de turbina de gas con un quemador piloto de oxígeno-combustible combinado con un intercambiador de calor de entrada para igualar la temperatura de entrada de la turbina de un quemador de turbina de gas convencional correspondiente que utiliza un quemador piloto de aire-combustible, para lograr una mayor eficiencia térmica.

La figura 14 es una vista esquemática del extremo de una realización de un quemador piloto del sistema de combustión según la presente invención con álabes de turbulencia exteriores para el aire secundario.

La figura 15 es una vista lateral esquemática, en sección transversal, de otra realización de un quemador piloto para su utilización en un quemador de turbina de gas, en el que el plano de salida del conducto central está situado aguas arriba de la garganta del quemador piloto (para facilitar la premezcla parcial y el encendido antes de la descarga de una llama a través de la garganta).

La figura 16 es una vista esquemática del extremo de un quemador piloto con una única boquilla de premezcla que tiene álabes de turbulencia aguas abajo de la boquilla.

La figura 17 es una vista esquemática del extremo del quemador piloto similar al de la figura 16 pero con otro espacio anular entre el quemador piloto y los álabes de turbulencia, en el que el espacio anular que rodea estrechamente el quemador piloto no tiene álabes de turbulencia y en el que un único flujo de premezcla de aire/combustible se divide, en parte a través de los generadores de turbulencia exteriores y en parte a través del espacio anular sin turbulencia que rodea estrechamente el quemador piloto.

La figura 18 es una vista lateral esquemática, en sección transversal, del campo de flujo generado por la configuración del sistema de combustión de turbina de gas de la figura 17.

DESCRIPCIÓN DETALLADA

Tal como ha sido descrito y ensayado en el presente documento, se introduce oxígeno en un quemador de turbina de gas en la sección del sistema de combustión de un motor de turbina de gas de flujo axial para mejorar la estabilidad de la combustión de la combustión principal premezclada de aire-combustible, ampliando así la envolvente operativa y facilitando la reducción de las emisiones de NOx y el incremento de la eficiencia termodinámica. Esto se consigue empleando un quemador de oxígeno-combustible que tiene ciertas características tales como un quemador piloto en un quemador de turbina de gas.

Más concretamente, un quemador piloto de oxígeno-combustible está situado en el eje de un sistema de combustión de turbina de gas de tipo tubular o tuboanular, o cerca del mismo. En una reconversión de un motor de turbina de gas convencional que ya empleaba un quemador piloto de aire-combustible, se puede mantener el espacio anular de aire existente del quemador piloto de aire-combustible y, si es así, aunque no es esencial, puede ser utilizado para hacer fluir el aire que rodea el quemador de oxígeno-combustible. En la siguiente descripción, la combinación del quemador de oxígeno-combustible rodeado por el espacio anular de aire puede ser denominada como un quemador piloto de oxígeno-aire-combustible, incluso aunque el quemador de oxígeno-combustible funcione como quemador primario y el aire "secundario" anular pueda proporcionar principalmente un flujo de enfriamiento para el quemador piloto y el oxígeno de combustión incidental, al tiempo que actúa y se adapta, asimismo, a las propiedades de la llama, según sea necesario, para optimizar la mezcla entre el quemador piloto y la corriente principal de aire-combustible del sistema de combustión. Por ejemplo, si la boquilla principal de aire-combustible del sistema de combustión incluye álabes de turbulencia, entonces el aire anular que rodea el núcleo de oxígeno-combustible del piloto también puede incluir álabes de turbulencia, en concreto, álabes de turbulencia que generan un flujo circunferencial en la misma dirección que los álabes de turbulencia de la boquilla principal de aire-combustible (véase, por ejemplo, la figura 14).

Se pueden conseguir mejoras en la estabilidad utilizando una concentración de oxígeno en el quemador de aire-oxígeno-combustible tan baja como del 30 %. Esto puede lograrse, por ejemplo, haciendo fluir aproximadamente el 13 % del flujo combinado de oxidante en el piloto como oxígeno puro en el quemador de oxígeno-combustible y el 87 % restante como aire en el espacio anular de aire (que tiene un 20,9 % de oxígeno). Preferentemente, se utilizan niveles de concentración de oxígeno de al menos el 50 %, lo que corresponde a un flujo de aproximadamente el 38 % del flujo de oxidante combinado como oxígeno en el quemador de oxígeno-combustible y el 62 % como aire en el espacio anular. El quemador piloto también puede funcionar sin aire.

Las figuras 6 y 7 muestran la utilización de un quemador piloto de oxígeno-combustible combinado con las configuraciones de boquilla múltiple y de boquilla anular de un quemador de turbina de gas, respectivamente. En la figura 6, un quemador piloto 100 tiene una pluralidad de boquillas de premezcla 102 al igual que en la configuración de la figura 4, excepto en que está dispuesto un quemador central de oxígeno-combustible 104. Del mismo modo, en la figura 7, un quemador piloto 110 tiene una boquilla anular 112 con múltiples inyectores de combustible 116 rodeados por un espacio anular de aire 118, como en la configuración de la figura 5, excepto en que está dispuesto un quemador central de oxígeno-combustible 114. Por lo tanto, en ambas configuraciones, se utiliza un quemador de oxígeno-combustible colocado en posición central en lugar de un quemador piloto de aire-combustible para aprovechar la estabilidad de combustión inherentemente fuerte de las llamas de oxígeno-combustible. Un quemador piloto de oxígeno-combustible colocado en posición central crea una llama que es capaz, cuando es diseñada y funciona específicamente para esta aplicación, de mejorar la estabilidad de la combustión de la premezcla de aire-combustible circundante en el interior de la cámara de del sistema de combustión de tipo tubular. Esto da como resultado unas condiciones de funcionamiento beneficiosas del sistema de combustión de tipo tubular que no se pueden conseguir utilizando un quemador piloto de aire-combustible.

Para que el enriquecimiento de oxígeno resulte económico en un motor de turbina de gas, el nivel efectivo de enriquecimiento de oxígeno en cada tubo del sistema de combustión (es decir, en cada quemador de turbina de gas) es preferentemente inferior o igual al 0,5 %, y más preferentemente inferior o igual al 0,3 %. Tal como se utiliza en el presente documento, el nivel de enriquecimiento de oxígeno se define como el aumento de la fracción molar de oxígeno molecular en el oxidante de combustión compuesto (incluyendo el aire en las boquillas de premezcla, el aire secundario en el espacio anular, más las moléculas de oxígeno en el oxígeno de calidad industrial suministrado al quemador piloto de oxígeno-combustible) que supera la fracción molar de oxígeno en el aire solo; por ejemplo, un flujo de oxidante compuesto de 99,5 % de aire y 0,5 % de oxígeno de calidad industrial tendría un nivel de enriquecimiento de aproximadamente el 0,4 %. Además, el combustible introducido a través del quemador piloto de oxígeno-combustible debería ser inferior o igual al 10 % del combustible total suministrado al sistema de combustión de tipo tubular (o quemador de turbina de gas), y preferentemente inferior o igual al 6 % del combustible total.

En una realización a modo de ejemplo, tal como se muestra en la Tabla 1 a continuación, el quemador de turbina de gas se hizo funcionar a un nivel de enriquecimiento total de oxígeno de aproximadamente 0,15 %, haciéndose funcionar el propio quemador piloto de aire-oxígeno-combustible con una concentración de oxígeno de aproximadamente el 55 %, con un flujo de oxígeno puro en el quemador piloto de oxígeno-combustible rodeado de aire en el espacio anular existente, con una relación de flujo de oxígeno puro con respecto al flujo de aire de aproximadamente 0,75 (es decir, siendo el oxígeno aproximadamente el 43 % del flujo de oxidante y siendo el aire aproximadamente el 57 % del flujo de oxidante). Esto corresponde a un caudal de oxígeno en el quemador piloto de oxígeno-combustible que es sólo aproximadamente el 0,19 % del caudal total de oxidante para el quemador de la turbina de gas, o aproximadamente el 0,89 % del caudal total de oxígeno molecular para el quemador de la turbina de gas. Al mismo tiempo, dado que el quemador piloto de oxígeno-combustible tiene un funcionamiento rico en combustible mientras que las boquillas de premezcla de aire-combustible tienen un funcionamiento pobre en combustible, aproximadamente el 4,9 % del combustible total en el quemador de turbina de gas fue introducido a través del quemador piloto de oxígeno-combustible.

Se ensayaron quemadores de turbina de gas de los tipos de boquilla múltiple y boquilla anular, y los resultados de estos ensayos se resumen en el presente documento.

Descripción del quemador.

Es de esperar que una diversidad de quemadores de oxígeno-combustible puedan funcionar como el quemador piloto de oxígeno-combustible. Una realización de un quemador piloto de oxígeno-combustible tiene un diseño coaxial de tubo dentro de tubo mezclado por boquilla (es decir, no premezclado), con el combustible F que fluye a través de un tubo central 42 y el oxidante O que fluye a través de un tubo anular 46 que lo rodea, tal como se muestra en la figura 8, con el combustible que sale de una boquilla de combustible 44. Preferentemente, el conducto interno de la boquilla de combustible tiene un contorno con un diseño convergente (figura 9, con una boquilla convergente 44a) o con un diseño convergente-divergente (figura 10, con una boquilla convergente-divergente 44b). Con suficiente presión de suministro, el diseño convergente permite que la velocidad del combustible que sale de la boquilla sea igual a la velocidad local del sonido. Del mismo modo, con una presión de suministro suficiente, el diseño convergente-divergente permite que la velocidad del combustible que sale de la boquilla supere la velocidad local del sonido.

Es preferente una velocidad de salida del combustible que sea sónica (Mach 1, o igual a la velocidad del sonido) o supersónica (superior a Mach 1, o superior a la velocidad del sonido) por dos motivos principales. En primer lugar, se sabe que para alcanzar una velocidad de salida del gas de la boquilla igual o superior a la velocidad del sonido es necesario estrangular el flujo en la "garganta" de la boquilla (área de flujo mínima). El

denominado flujo "estrangulado" procedente de una boquilla correctamente diseñada se caracteriza por una falta de sensibilidad a las condiciones del flujo de salida de la boquilla a la propagación aguas arriba de perturbaciones procedentes del interior del tubo del sistema de combustión. Por lo tanto, las fluctuaciones de presión dentro del sistema de combustión no pueden afectar al caudal de combustible piloto, mejorando así aún más la naturaleza estabilizadora del quemador piloto con respecto al funcionamiento global del sistema de combustión. En segundo lugar, una velocidad de salida del combustible igual o superior a la velocidad local del sonido garantiza que el chorro de la llama que sale del quemador piloto de oxígeno-combustible posea la velocidad dominante dentro del campo de flujo local (la velocidad de las llamas que salen de los tubos en el espacio anular son subsónicas o a velocidades inferiores a la velocidad local del sonido). Por lo tanto, un déficit de presión formado en la estela de chorro de llama piloto de oxígeno-combustible inducirá una desviación radial hacia el interior de las líneas de corriente del campo de flujo circundante producidas por las boquillas de premezcla de aire-combustible, tal como se ilustra en la figura 11. En la figura 11, las flechas 52 representan cualitativamente la desviación hacia el interior del campo de flujo de la premezcla de aire-combustible hacia la llama del quemador piloto de oxígeno-combustible de alta velocidad. Esto mejora el contacto entre el abundante suministro de radicales de llama altamente activados y a alta temperatura producidos por la llama piloto de oxígeno-combustible y la premezcla de aire-combustible que los rodea (y los productos de reacción de la combustión), lo que en última instancia favorece y refuerza la propagación de las reacciones en cadena necesarias para una combustión sostenida y estable en el interior de los tubos del sistema de combustión.

Al configurar el quemador piloto de oxígeno-combustible, varias consideraciones indicaron la preferencia de hacer fluir el combustible en el interior del tubo o chorro central, y el oxidante en el espacio anular. El combustible rodeado de oxígeno constituye una llama de difusión normal que, como es sabido por los expertos en la materia, posee una mayor estabilidad inherente que las denominadas llamas de difusión inversa (oxígeno rodeado de combustible). Además, para optimizar la eficiencia de la adición de oxígeno (o dicho de otro modo, para minimizar la cantidad de oxígeno necesaria para obtener la estabilidad deseada y las mejoras globales en la eficiencia del sistema de combustión), el quemador piloto de oxígeno-combustible probablemente tendrá un funcionamiento rico en combustible, de modo que la relación del caudal de oxidante con respecto al caudal de combustible será inferior (quizás significativamente inferior) a la proporción estequiométrica necesaria para una combustión completa. Dado que la velocidad del chorro central controla la impulsión del chorro de llama, es de esperar que el flujo de combustible en el tubo central produzca una llama de mayor impulsión que haciendo fluir el oxidante en el tubo central.

En la figura 15 se muestra otra realización del quemador piloto 140, en el que el combustible y el oxígeno están mezclados conjuntamente y son encendidos antes de pasar por la garganta de la boquilla. Específicamente, un conducto central que hace fluir un primer reactivo R1 (preferentemente combustible) está rodeado por un conducto anular 146 que hace fluir un segundo reactivo R2 (preferentemente oxidante), y el conducto central termina en una boquilla central 144 que define un extremo de salida del conducto central 142. El combustible y el oxidante del conducto central 142 y el conducto anular 146 fluyen hacia una boquilla 148 del quemador piloto que tiene una garganta 150. Es importante destacar que el extremo de salida o la boquilla central 144 del conducto central 142 está situada a una distancia L , aguas arriba de la garganta 150 de la boquilla 148 del quemador piloto.

Correctamente diseñada, un chorro de llama reactiva estrangulada, de alta temperatura y alta velocidad sale de la boquilla 148 del quemador piloto hacia el sistema de combustión de la turbina. Además de las características ventajosas de la realización con mezcla por boquillas, esta realización de un quemador piloto "parcialmente premezclado" produce un chorro que evita que la propagación aguas arriba de las perturbaciones del sistema de combustión afecten tanto al combustible piloto como al flujo de oxígeno y, por lo tanto, proporciona un mayor grado de mejora de la estabilidad del sistema de combustión. Además, el chorro reactivo puede tener una temperatura "mezclada" o media superior a 1.000 °C, 1.500 °C o superior al pasar por la garganta de la boquilla. Dado que la velocidad del sonido es proporcional a la raíz cuadrada de la temperatura (absoluta) en la garganta, la velocidad de la llama piloto puede ser varias veces superior a la del chorro central en el quemador piloto con mezcla por boquilla. Por lo tanto, la llama piloto de la realización "parcialmente premezclada", debido a su temperatura en la garganta mucho más alta, poseerá una reactividad y una impulsión mejoradas con respecto al quemador piloto con mezcla por boquilla. El funcionamiento seguro y a largo plazo del quemador piloto parcialmente premezclado es posible gracias a la forma en cómo se mezclan el combustible y el oxígeno aguas arriba de la garganta. En particular, es necesario que una parte de los reactivos, combustible u oxígeno, en contacto con la barrera de la garganta, permanezca sin reaccionar al pasar por la garganta (es decir, una parte del reactivo R2 rodearía la pared exterior del conducto 146 y permanecería sin reaccionar para enfriar la boquilla 148). Los expertos en la materia apreciarán que las formas en que esto puede lograrse son demasiado numerosas para empezar siquiera a prescribirlas. Por lo tanto, la única limitación de la forma geométrica del quemador piloto parcialmente premezclado es que el plano de salida del reactivo central, ya sea combustible u oxígeno, debe estar aguas arriba de la garganta (véase la figura 15).

Además, resulta ventajoso hacer funcionar el quemador piloto de oxígeno-combustible en un modo de

funcionamiento rico en combustible para generar un alto porcentaje de radicales químicos activos que contengan carbono y/o hidrógeno, los cuales pueden reaccionar entonces ventajosamente con la premezcla de aire-combustible. Esto se debe a que la premezcla de aire-combustible en los tubos o en el anillo de tubos es pobre en combustible y, por lo tanto, posee un exceso de oxígeno para complementar mejor el exceso de combustible en la mezcla del quemador de oxígeno-combustible.

Resultados del ensayo.

En una primera serie de ensayos de laboratorio, se ensayaron modelos de sistemas de combustión de tipo tubular utilizando tanto diseños de boquilla de premezcla única como de múltiples boquillas de premezcla de aire-combustible, con y sin álabes de turbulencia en las boquillas de premezcla de aire-combustible. Cuando se utilizaron, los álabes de turbulencia se diseñaron para impartir un ángulo de turbulencia circunferencial de 20° o 40° al flujo de premezcla alrededor del eje de la boquilla de premezcla. Se debe tener en cuenta que en el caso de la configuración de boquilla de premezcla única, el eje de la boquilla coincide con el eje de cada eje de tubo (figura 6), mientras que en la configuración de múltiples boquillas de premezcla, el eje de la boquilla coincide con el eje del quemador piloto (figura 7). Los principales objetivos de estas pruebas fueron los siguientes.

Los ensayos fueron realizados para determinar los límites de estabilidad de sistemas de combustión de tipo tubular, con y sin enriquecimiento de oxígeno. El límite de estabilidad se define en el presente documento como la aparición de uno de los siguientes eventos: (a) gran magnitud y/o un aumento sin impedimentos de las oscilaciones de presión; (b) pulsaciones de llama visiblemente inestables; (c) gran magnitud y/o un aumento sin impedimentos de las emisiones de monóxido de carbono; y/o (d) apagado de la llama.

Una vez determinados los límites de estabilidad, se realizaron ensayos para determinar las emisiones de NOx en los límites de la estabilidad.

Además, se realizaron ensayos para determinar la cantidad mínima aproximada de oxígeno y combustible necesaria para conseguir el funcionamiento en los límites de estabilidad y con determinadas emisiones de NOx.

Como se anticipó, ambos tipos de quemadores de turbina de gas mostraron la mayor estabilidad de combustión aire-combustible cuando se equiparon con álabes de turbulencia de 40 grados. Por lo tanto, en el presente documento sólo se resumen estos resultados. Además, se determinó que ambos quemadores de turbina de gas produjeron resultados cuantitativamente similares. Sin embargo, dado que se realizaron ensayos más exhaustivos con la configuración de múltiples boquillas de premezcla, estos resultados son presentados en este documento y utilizados como representativos de los dos estilos de quemador investigados.

Los ensayos se realizaron con una tasa de encendido compuesta (premezcla de aire-combustible más oxígeno-combustible) de 3 a 5 MMBtu/h. La presión del sistema de combustión fue aproximadamente la atmosférica durante todas las operaciones del ensayo. El combustible era gas natural de gasoducto, y el oxígeno se vaporizó a partir de oxígeno líquido (LOX) comercialmente puro. En la Tabla 1 se presenta un resumen de los resultados. Obsérvese que la relación de equivalencia se ha definido como la relación de $[(\text{Caudal de combustible/caudal de oxígeno})_{\text{REAL}}/(\text{Caudal de combustible/caudal de oxígeno})_{\text{ESTEQUIOMÉTRICO}}]$, en la que el caudal de oxígeno incluye la contribución de moléculas de oxígeno tanto del aire como del oxígeno de alta pureza. El caudal de oxígeno real se refiere a las condiciones de combustión reales, mientras que el caudal de oxígeno estequiométrico se refiere a condiciones teóricas, suponiendo una combustión estequiométrica (es decir, exactamente suficiente oxígeno para quemar completamente el combustible de hidrocarburo para obtener agua y dióxido de carbono). Además, el nivel de enriquecimiento de oxígeno representa la cantidad en la que la concentración molar de oxígeno del oxidante compuesto (aire más oxígeno) es mayor que la concentración molar de oxígeno del aire, en porcentaje de oxígeno. Por último, la velocidad de la boquilla de combustible para el quemador de oxígeno-combustible fue en todos los casos igual a la velocidad local del sonido (Mach 1), o aproximadamente 1.020 pies/s. El quemador piloto de oxígeno-combustible funcionó habitualmente con una relación molar de O₂:combustible rica en combustible inferior a 1,5, en que 2,0 es la relación molar de O₂:combustible para la combustión de oxígeno-metano; más habitualmente, el quemador piloto de oxígeno-combustible funcionó con una relación de oxígeno-combustible de 0,6 a 1,2. Las relaciones de oxígeno-combustible del quemador piloto superiores a aproximadamente 1,2 no parecían mejorar apreciablemente la estabilidad de la combustión, mientras que las inferiores a aproximadamente 0,6 tendían a producir partículas de hollín visibles que podían ser problemáticas para el funcionamiento de la turbina.

Tabla 1

Parámetro	Sistema de combustión aire-combustible (convencional)	Con quemador piloto oxígeno-combustible
Relación de equivalencia en el límite de estabilidad de la combustión	0,533	0,398 (mínimo ensayado)
Emisiones de NOx en el límite de estabilidad (lb/MMBTU)	0,043	0,032
Nivel de enriquecimiento de oxígeno en el límite de estabilidad de la combustión	N/A	0,15 %
Combustible consumido en el quemador de oxígeno-combustible	N/A	5 % del total

5 Se debe tener en cuenta que en los ensayos resumidos en la Tabla 1, no se alcanzó el límite de estabilidad de la combustión durante el ensayo del quemador de oxígeno-combustible. Por lo tanto, los resultados presentados representan la relación de equivalencia más baja (es decir, las condiciones más generales de combustión más pobres en combustible) en las que se alcanzó una combustión estable durante las pruebas realizadas con el equipo disponible, pero puede que no sea la relación de equivalencia más baja posible para una combustión estable.

10 Se realizó una segunda serie de ensayos en un modelo de sistema de combustión de tipo tubular con una sola boquilla de premezcla de aire-combustible (véase la figura 16) a una presión del sistema de combustión de aproximadamente 120 psig. Estos ensayos incluyeron mediciones de alta frecuencia de la presión del sistema de combustión para mejorar la caracterización cualitativa y cuantitativa de la estabilidad de la combustión. Al igual que en la primera serie, se ensayaron tanto el quemador piloto sin premezcla como el quemador piloto con premezcla parcial, y el comportamiento fue similar. Además, el efecto global del quemador piloto sobre la duración de la estabilidad del sistema de combustión resultó ser similar a la de los ensayos a presión atmosférica de la primera serie de pruebas. En particular, con un caudal de combustible del quemador piloto similar (aproximadamente el 5 % del total) y un nivel de enriquecimiento de oxígeno (aproximadamente del 0,15 %), la relación de equivalencia en el límite de descarga pobre del sistema de combustión, definido por una fluctuación de presión rms superior al 5 % de la presión media, se redujo desde aproximadamente 0,58 a por lo menos 0,47. El límite real de descarga pobre con el quemador piloto en servicio no se alcanzó debido a limitaciones no asociadas a las características del quemador.

25 Una configuración adicional de la boquilla del sistema de combustión de tipo tubular no ensayada en el presente documento es la ilustrada en la figura 17. Esta boquilla consta de tres componentes básicos; un quemador piloto central (que incluye opcionalmente una corriente de aire secundario según la realización de la figura 14), un primer espacio anular (interior) configurado para suministrar una primera fracción esencialmente sin turbulencia de la mezcla aire-combustible alrededor del quemador piloto, y un segundo espacio anular (exterior) configurado para suministrar el resto de la mezcla aire-combustible a través de una serie de álabes de turbulencia. El principal efecto distintivo de este diseño de boquilla es que la primera porción de la mezcla de aire-combustible que entra en el sistema de combustión a través del espacio anular interior sin turbulencia es atraída más fácilmente hacia la llama del quemador piloto estrangulada y de alta velocidad que la fracción con turbulencia exterior. La mezcla conjunta y la posterior reacción de la llama piloto y la primera fracción de aire-combustible tienen como resultado efectivo la expansión de la zona de influencia de la llama piloto, tal como se ilustra en la figura 18. La primera fracción de la mezcla de aire-combustible que entra en el sistema de combustión a través del primer espacio anular contiene preferentemente entre el 5 y el 25 % del combustible que entra en el sistema de combustión de la turbina de gas.

40 Los resultados de laboratorio demuestran claramente la capacidad de aprovechar una fracción relativamente pequeña de oxígeno para producir un aumento relativamente grande de la estabilidad del sistema de combustión y una disminución relativamente grande de las emisiones de NOx. Los principales beneficios de estos efectos sustanciales sobre el diseño y el funcionamiento de la turbina de gas son los siguientes:

45 (1) Mayor intervalo de estabilidad de la combustión y menor riesgo de apagado de la llama y de oscilaciones de presión a gran escala, entre otras consecuencias perjudiciales de las inestabilidades de la combustión.

(2) Capacidad de seguimiento de la carga más fiable y libre de riesgos para turbinas de gas industriales cuya salida de potencia está sujeta a variaciones frecuentes de la demanda de energía.

50 (3) Mayor adaptabilidad del funcionamiento de la turbina a las variaciones en la calidad del combustible, especialmente en el caso de combustibles gaseosos que tienen unos valores caloríficos significativamente

inferiores a los del gas natural y que son distribuidos habitualmente para uso industrial. Esto incluye combustible gaseoso sintético producido a partir de procesos de gasificación de aire-combustible, que puede tener unos valores caloríficos tan bajos como aproximadamente 150 Btu/scf.

- 5 (4) Funcionamiento con una relación de equivalencia de la combustión inferior a la que se utiliza habitualmente en las turbinas de gas convencionales alimentadas por aire-combustible, lo que conduce a
 10 temperaturas de entrada de la turbina inferiores a las que se utilizan actualmente en las turbinas de gas alimentadas por aire-combustible de última generación (que alcanzan valores tan elevados como ~2.900-3.000 °F), y por lo tanto permite el diseño de nuevos equipos y ciclos, específicamente aquellos que
 15 incorporan una mayor relación de presión del compresor (relación de la presión del aire a la salida del compresor con respecto a la presión del aire a la entrada del compresor) o la recuperación de calor después de la compresión, y dan lugar a menores emisiones de NOx, tal como se describe a continuación en los Modos de funcionamiento A y B. Sin embargo, para comprender los beneficios de estos modos, conviene
 20 revisar primero algunos principios termodinámicos del rendimiento de las turbinas de gas.

15 El funcionamiento de un motor de turbina de gas moderno sigue el ciclo de Brayton, que consta de las siguientes etapas: a) compresión adiabática; b) adición de calor a presión constante (en el sistema de combustión); c) expansión adiabática en la turbina; y d) extracción del calor del gas, teóricamente a presión constante. Dado que la turbina de gas no funciona realmente en un ciclo, sino que es más bien un flujo
 20 constante, un proceso de un solo paso, esta última etapa, es decir, d), no se produce en la práctica, sino que se simula mediante la carga de aire nuevo que entra continuamente en el compresor. Es bien sabido por los expertos en la materia que rendimiento energético de una turbina de gas que funciona según un ciclo de Brayton es proporcional a la relación de presiones del compresor, mientras que la salida de potencia es proporcional a la temperatura absoluta del gas que entra en el expansor de la turbina.

25 Modo de funcionamiento A. La utilización de un quemador piloto de oxígeno-combustible para obtener las mejoras antes mencionadas en la estabilidad de la combustión permite que el motor de turbina de gas, y por tanto el sistema de combustión, funcione con una relación de aire-combustible significativamente más alta (es decir, una relación de equivalencia más baja, un funcionamiento más pobre en combustible) que la que se
 30 puede conseguir únicamente con la combustión aire-combustible. A igualdad de otros factores, esta combustión más diluida se traduce naturalmente en una temperatura de la llama más baja y, por tanto, en una temperatura de entrada en la turbina más baja que la que se produce con la combustión exclusiva de aire-combustible. Sin embargo, como la temperatura del aire de entrada al sistema de combustión y, por tanto, la temperatura de entrada a la turbina, aumenta con la relación de presiones del compresor, un
 35 enfoque ventajoso para aprovechar la mejora de la estabilidad de la combustión es modificar el ciclo de la turbina para que funcione con una relación de presiones del compresor más alta que la utilizada en las turbinas de gas convencionales alimentadas por aire-combustible y, en particular, una relación de presiones del compresor que restablezca la temperatura de entrada de la turbina a un nivel igual o cercano al límite de la temperatura de funcionamiento utilizado en las turbinas de gas de aire-combustible de última generación.
 40 En una realización, se puede utilizar una relación de presiones del compresor de al menos 33:1 (véase la Tabla 2). Más generalmente, el aumento de la relación de presiones del compresor será una función del aumento de la relación de combustión de aire-combustible proporcionada por el uso del quemador piloto de oxígeno-combustible, tal como se describe en el presente documento.

45 Modo de funcionamiento B. La utilización de un quemador piloto de oxígeno-combustible permite asimismo la recuperación de calor de la post-compresión para aumentar la temperatura de entrada de la turbina hasta el nivel utilizado en las turbinas de gas de aire-combustible de última generación. Una realización de este concepto, tal como se muestra en la figura 12, utiliza un intercambiador de calor primario situado aguas abajo
 50 del compresor y aguas arriba del sistema de combustión, y un intercambiador de calor secundario situado aguas abajo de la turbina (expansor). Los dos intercambiadores de calor se comunican energéticamente entre sí mediante un fluido de transferencia de calor, tal como aire, agua, N₂, CO₂ o cualquier otro fluido de transferencia de calor con propiedades termodinámicas adecuadas, en el que el fluido de transferencia de calor recupera energía térmica de los gases de escape de la turbina del interior del intercambiador de calor secundario y suministra dicha energía térmica al aire comprimido a través del intercambiador de calor
 55 primario. Debe entenderse que existen otras numerosas realizaciones que pueden ser configuradas para generar un aumento de la temperatura del aire en la post-compresión / antes del sistema de combustión. En general, estas realizaciones, a grandes rasgos se caracterizan por un intercambiador de calor primario (tal como se describió anteriormente) a través del cual fluye un fluido de transferencia de calor que tiene una temperatura, T₁, que es una temperatura más alta que la temperatura de salida del aire del compresor. El fluido de transferencia de calor puede ser calentado a la temperatura T₁ por un medio no conectado a la corriente de escape de la turbina, y en el intercambiador de calor transfiere esa energía térmica al aire comprimido. Véase, por ejemplo, la figura 13. Ejemplos de tales medios incluyen el calor residual de procesos de hornos adyacentes y de productos de combustión procedentes de la quema directa de combustibles residuales con aire u otros oxidantes adecuados. Se debe tener en cuenta que el compresor y la turbina representados tanto en la figura 12 como en la figura 13 no funcionan necesariamente usando un árbol
 60 común.
 65

El uso de un quemador piloto de oxígeno-combustible permite asimismo reducir las emisiones de NOx mejor que el que puede lograrse con las turbinas de gas convencionales alimentadas por aire-combustible.

5

Tabla 2

Caso	Relación de equivalencia aproximada del sistema de combustión	Presión del sistema de combustión (psig)	Temperatura de entrada de la turbina (° F)	Rendimiento térmico de la turbina (salida de potencia/entrada de energía del combustible)
Referencia aire-combustible	0,6	232,8	2450	38,4 %
Con quemador piloto de oxígeno combustible				
Menor relación de equivalencia con mayor presión del sistema de combustión	0,5	478,7	2450	42,4 %
Menor relación de equivalencia con recuperación de calor de la post-compresión	0,5	232,8	2450	44,9 %

Se realizaron cálculos utilizando el software ASPEN disponible en el mercado, programado con los datos de diseño y de funcionamiento, correspondientes a un generador de turbina de gas industrial existente con una salida de potencia nominal neta de 180 MW, para estimar la eficiencia térmica mejorada posible, por ejemplo, mediante los modos de funcionamiento y diseño novedosos sugeridos en los Modos de funcionamiento A y B anteriores. Los resultados de los cálculos, resumidos en la Tabla 2, indican un aumento aproximado del 10 % (relativo) de la eficiencia térmica con respecto al funcionamiento de referencia con aire-combustible para el Modo A, y un aumento del 17 % (relativo) de la eficiencia térmica con respecto al funcionamiento de referencia con aire-combustible para el modo B.

15

Se debe tener en cuenta que las relaciones de equivalencia prescritas en la Tabla 2 difieren en magnitud de las obtenidas durante los ensayos y presentadas en la Tabla 1, y concretamente, que las relaciones de equivalencia enumeradas en la Tabla 2 son superiores a las respectivas relaciones de equivalencia empíricas de aire-combustible y de oxígeno-combustible de la Tabla 1, lo que indica una relación de aire-combustible de la combustión inferior. Esto se debe a que los cálculos del modelo se realizaron antes de finalizar los ensayos de laboratorio. Dado que existe una disparidad sustancialmente mayor entre las relaciones de equivalencia de aire-combustible y de oxígeno-combustible obtenidas empíricamente que las supuestas en el modelo, es razonable suponer que las mejoras de eficiencia calculadas para los casos de oxígeno-combustible son inferiores a las que se habrían obtenido si los cálculos del modelo hubieran utilizado como entrada las relaciones de equivalencia empíricas.

20

La presente invención no está limitada en su alcance por los aspectos específicos o las realizaciones dadas a conocer en los ejemplos, que se han planteado como ilustraciones de algunos aspectos de la invención, y cualesquiera realizaciones que sean funcionalmente equivalentes están dentro del alcance de esta invención. Diversas modificaciones de la invención, además de las que se muestran y describen en el presente documento, resultarán evidentes para los expertos en la materia y están comprendidas en el ámbito de las reivindicaciones adjuntas.

30

REIVINDICACIONES

- 5 1. Sistema de combustión para un motor de turbina de gas que incluye un compresor aguas arriba del sistema de combustión y una turbina aguas abajo del sistema de combustión, comprendiendo el sistema de combustión:
- una cámara del sistema de combustión; y
- 10 un quemador piloto de oxígeno-combustible (40) colocado en posición central en un extremo de la cámara del sistema de combustión; y un quemador de la premezcla de aire-combustible configurado para pre-mezclar, al menos parcialmente, aire y combustible, rodeando el quemador de premezcla de aire-combustible el quemador piloto de oxígeno-combustible (40) en una configuración anular;
- 15 en el que el quemador piloto de oxígeno-combustible (40) comprende una boquilla (148) del quemador piloto que tiene una garganta (150), una boquilla central (144) configurada para hacer fluir un primer reactivo (R1), teniendo la boquilla central (144) un extremo de salida situado aguas arriba de la garganta (150), y una boquilla anular (112) configurada para hacer fluir un segundo reactivo (R2), en el que uno del primer y el segundo reactivos es un combustible, y el otro del primer y el segundo reactivo es un oxidante; y
- 20 en el que la boquilla (148) del quemador piloto comprende una seleccionada del grupo de: (1) una boquilla convergente (44a) que termina en la garganta (150) y configurada para descargar una llama de oxígeno-combustible a la velocidad local del sonido y (2) una boquilla convergente-divergente (44b) configurada para descargar una llama de oxígeno-combustible a una velocidad superior a la velocidad local del sonido.
- 25 2. Sistema de combustión, según la reivindicación 1, en el que la boquilla central (144) comprende una boquilla convergente configurada para descargar combustible a la velocidad local del sonido.
- 30 3. Sistema de combustión, según cualquiera de las reivindicaciones 1 y 2, en el que el quemador de la premezcla de aire-combustible comprende una pluralidad de boquillas de premezcla de aire-combustible (102) en una configuración anular.
- 35 4. Sistema de combustión, según cualquiera de las reivindicaciones 1 a 3, en el que el quemador de la premezcla de aire-combustible comprende una pluralidad de inyectores de combustible (116) rodeados por un espacio anular de aire (118).
- 40 5. Sistema de combustión, según cualquiera de las reivindicaciones 1 a 4, en el que el quemador piloto de oxígeno-combustible (40) está configurado para funcionar con una relación molar del oxígeno con respecto al combustible de entre el 30 % y el 60 % de la necesaria para una combustión estequiométrica.
- 45 6. Motor de turbina de gas que comprende: un compresor de aire para comprimir el aire aspirado en el motor de turbina de gas; un sistema de combustión, según cualquiera de las reivindicaciones 1 a 5, colocado más abajo del compresor de aire y configurado para quemar combustible con el aire comprimido proporcionado por el compresor de aire para producir gases de combustión a alta presión; un intercambiador de calor primario colocado entre el compresor y el sistema de combustión y configurado para suministrar calor al aire comprimido proporcionado por el compresor;
- una fuente de calor; y
- 50 un circuito de fluido de transferencia de calor para transportar un fluido de transferencia de calor entre el intercambiador de calor primario y la fuente de calor para transferir calor desde la fuente de calor al aire comprimido antes de que el aire comprimido entre en el sistema de combustión.
- 55 7. Motor de turbina de gas, según la reivindicación 6, en el que la fuente de calor es un intercambiador de calor secundario situado aguas abajo de la turbina y configurado para extraer calor del gas de escape de la turbina, y en el que el circuito de fluido de transferencia de calor está configurado para transportar un fluido de transferencia de calor entre el intercambiador de calor primario y el intercambiador de calor secundario para transferir calor del gas de escape de la turbina al aire comprimido antes de que el aire comprimido entre en el sistema de combustión.
- 60 8. Procedimiento de funcionamiento de una sistema de combustión para un motor de turbina de gas, según la reivindicación 1, comprendiendo el procedimiento hacer fluir combustible y oxígeno al quemador piloto de oxígeno-combustible (40) con una relación molar de oxígeno con respecto al combustible inferior a la necesaria para la combustión estequiométrica.
- 65 9. Procedimiento, según la reivindicación 8, que comprende, además:

hacer funcionar el quemador piloto de oxígeno-combustible (40) con una relación molar de oxígeno con respecto al combustible de entre el 30 % y el 60 % de la necesaria para la combustión estequiométrica.

- 5 10. Procedimiento, según cualquiera de las reivindicaciones 8 o 9, que comprende, además:
calcular el flujo total de combustible al sistema de combustión como la suma del combustible que fluyó al quemador piloto de oxígeno-combustible (40) y el combustible que fluyó al quemador de la premezcla de aire-combustible; y
- 10 controlar uno o varios del combustible que fluyó al quemador piloto de oxígeno-combustible (40) y el combustible que fluyó al quemador de premezcla de aire-combustible, de tal manera que el combustible que fluyó al quemador piloto de oxígeno-combustible (40) sea inferior o igual al 10 % del flujo total de combustible al sistema de combustión.
- 15 11. Procedimiento, según cualquiera de las reivindicaciones 9 o 10, que comprende, además:
controlar uno o varios del combustible que fluyó al quemador piloto de oxígeno-combustible (40) y el combustible que fluyó al quemador de premezcla de aire-combustible, de manera que el combustible que fluyó al quemador piloto de oxígeno-combustible (40) sea inferior o igual al 6 % del flujo total de combustible al sistema de combustión.
- 20 12. Procedimiento, según la reivindicación 8, que comprende, además:
hacer fluir combustible y aire al quemador de premezcla de aire-combustible;
25 calcular el nivel de enriquecimiento de oxígeno del sistema de combustión; y
controlar el nivel de enriquecimiento de oxígeno para que sea inferior o igual al 0,5 %, en el que el flujo total de oxidante se define como la suma del caudal de oxígeno al quemador piloto de oxígeno-combustible (40) y el caudal de aire al quemador de premezcla de aire-combustible, y en el que el nivel de enriquecimiento de oxígeno se define como la cantidad de oxígeno molecular del flujo total de oxidante dividido por el flujo total de oxidante, menos la concentración de oxígeno molecular en el aire que fluyó al quemador de premezcla de aire-combustible.
- 30 13. Procedimiento, según la reivindicación 12, que comprende, además: controlar el nivel de enriquecimiento de oxígeno para que sea inferior o igual al 0,3 %.
- 35 14. Procedimiento, según cualquiera de las reivindicaciones 8 a 12, que comprende, además: mezclar conjuntamente y encender el combustible y el oxígeno antes de pasar a través de la garganta (150).
- 40

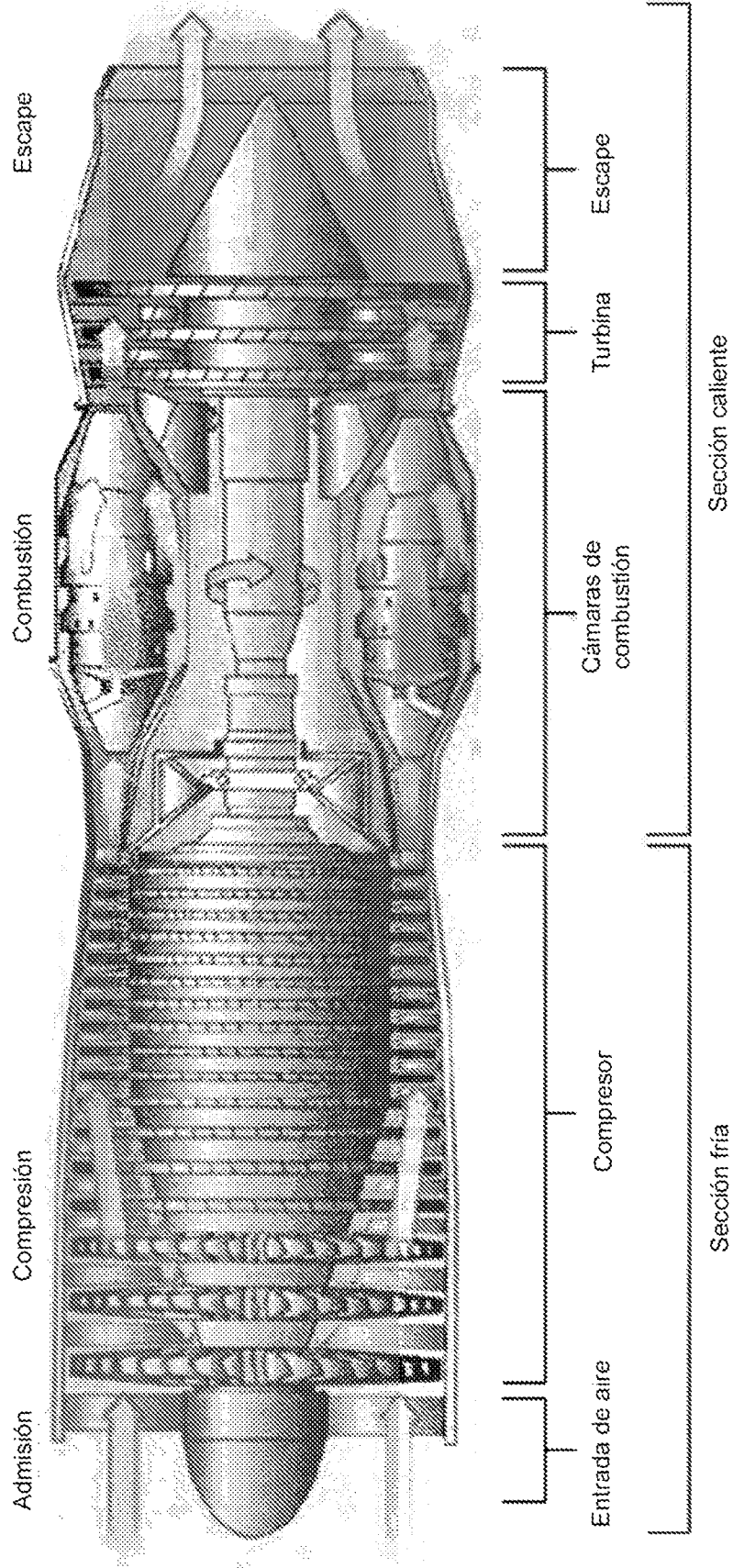
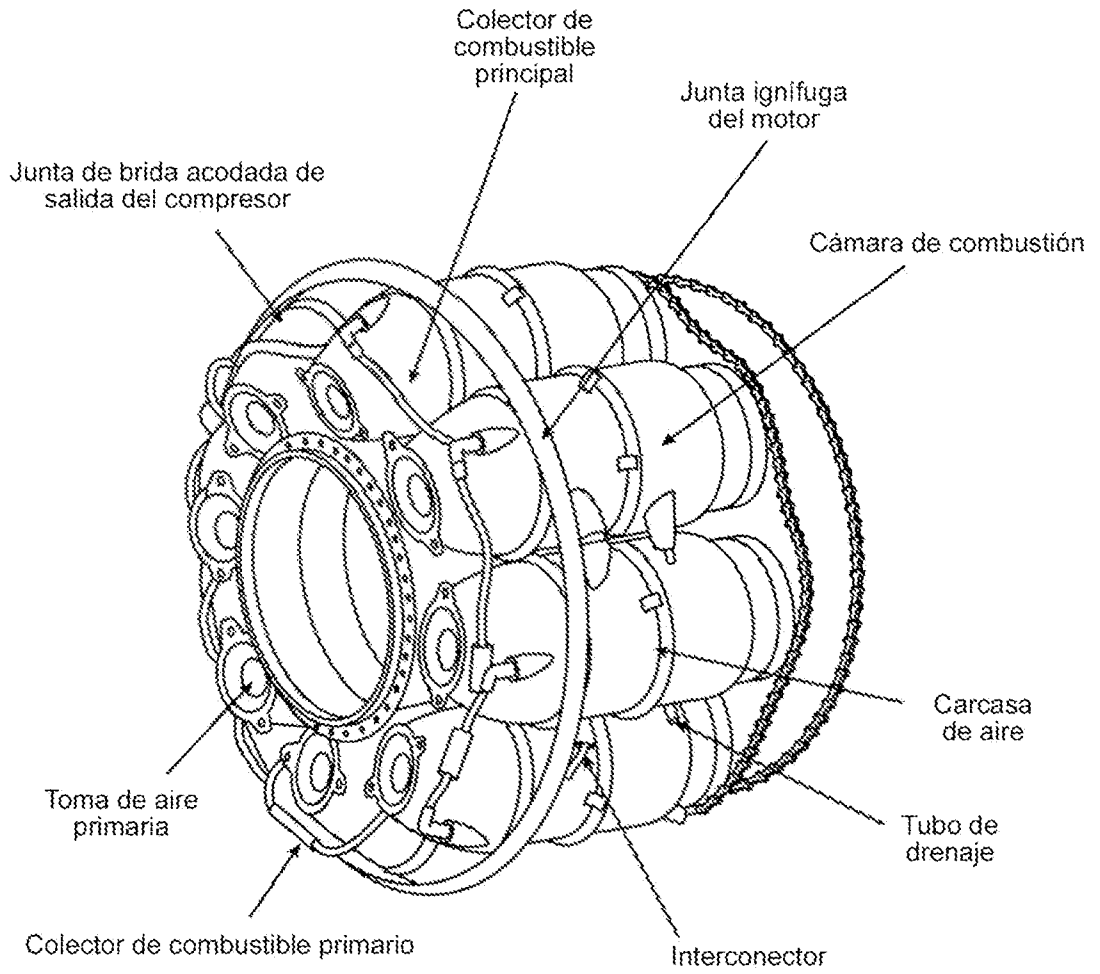


FIG. 1
(Técnica anterior)



Multican

FIG. 2
(Técnica anterior)

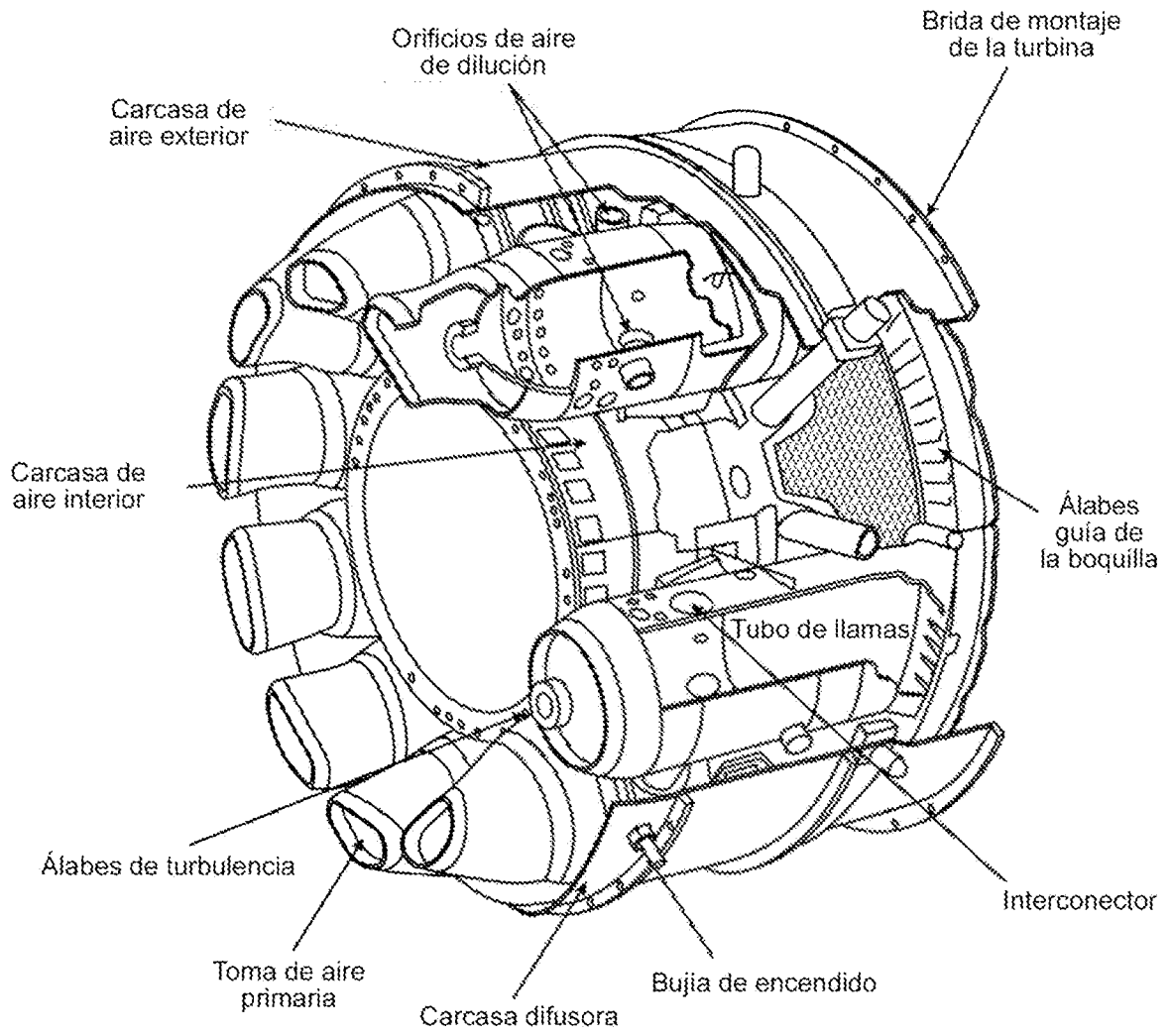
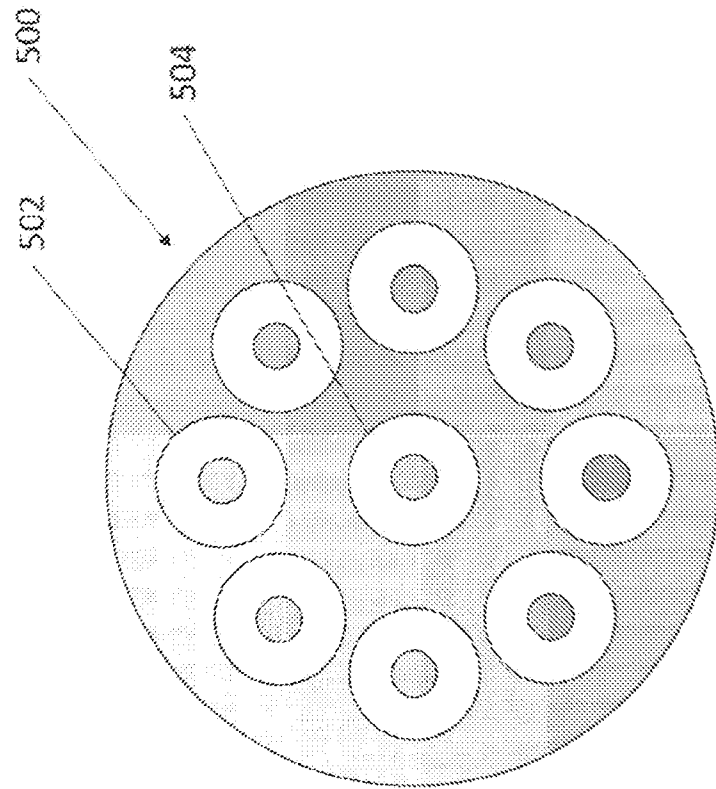
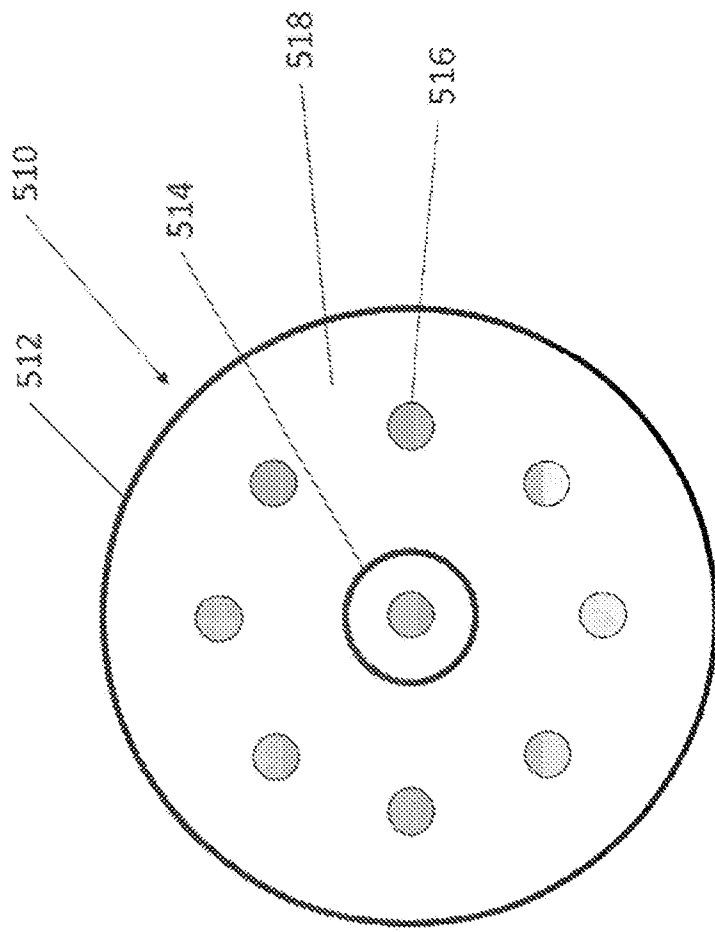


FIG. 3
(Técnica anterior)



(Técnica anterior)

Fig. 4



(Técnica anterior)

Fig. 5

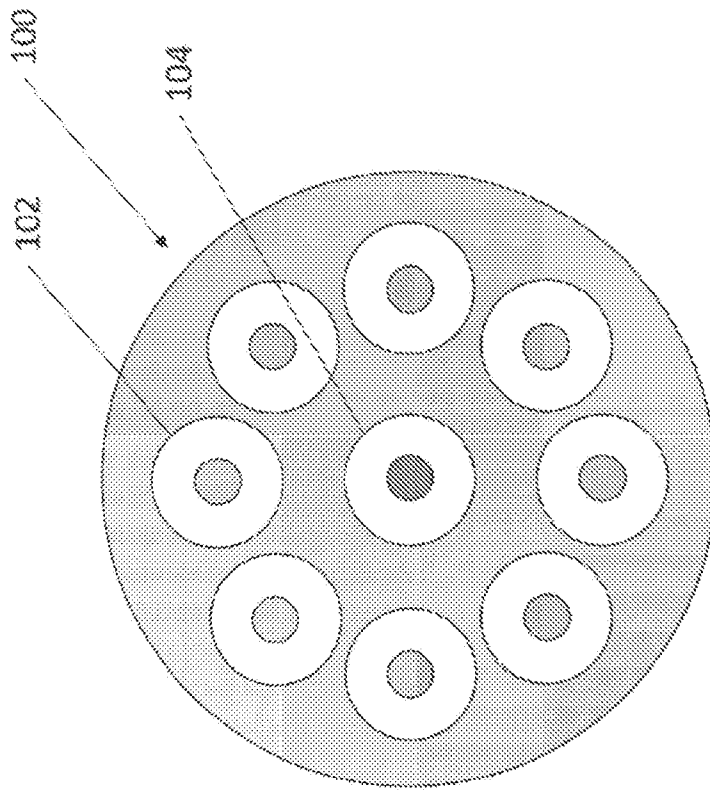


Fig. 6

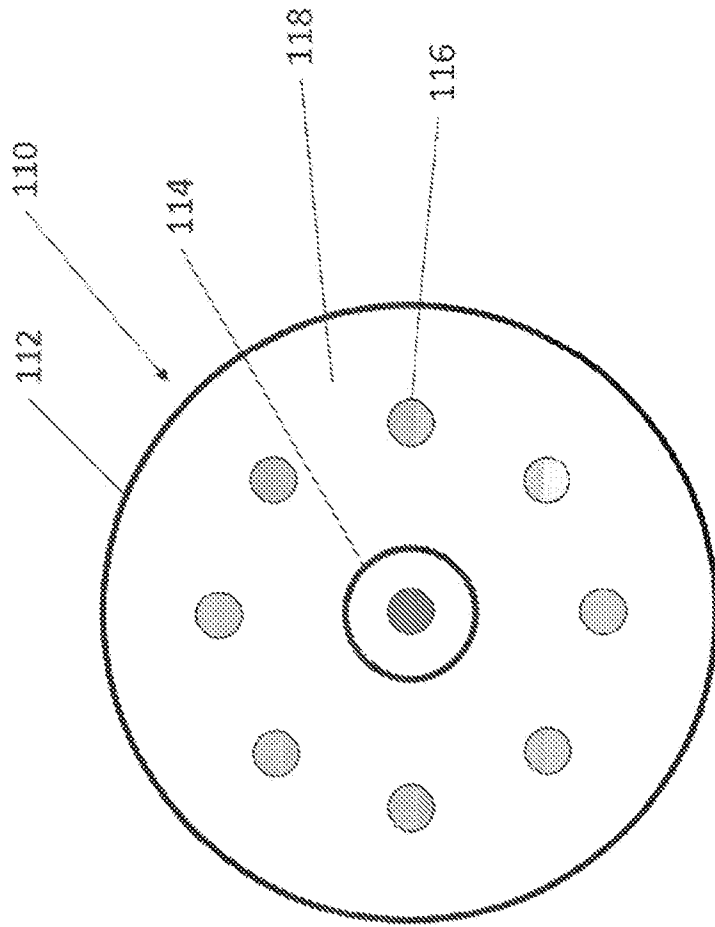


Fig. 7

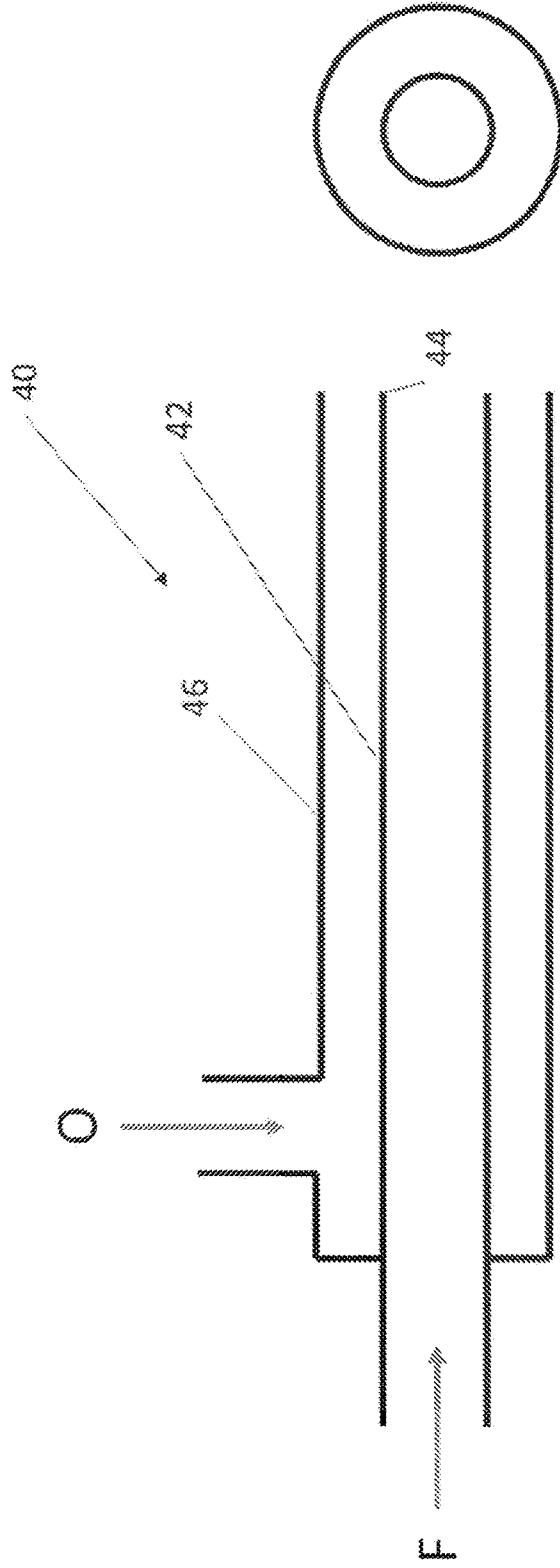


Fig. 8

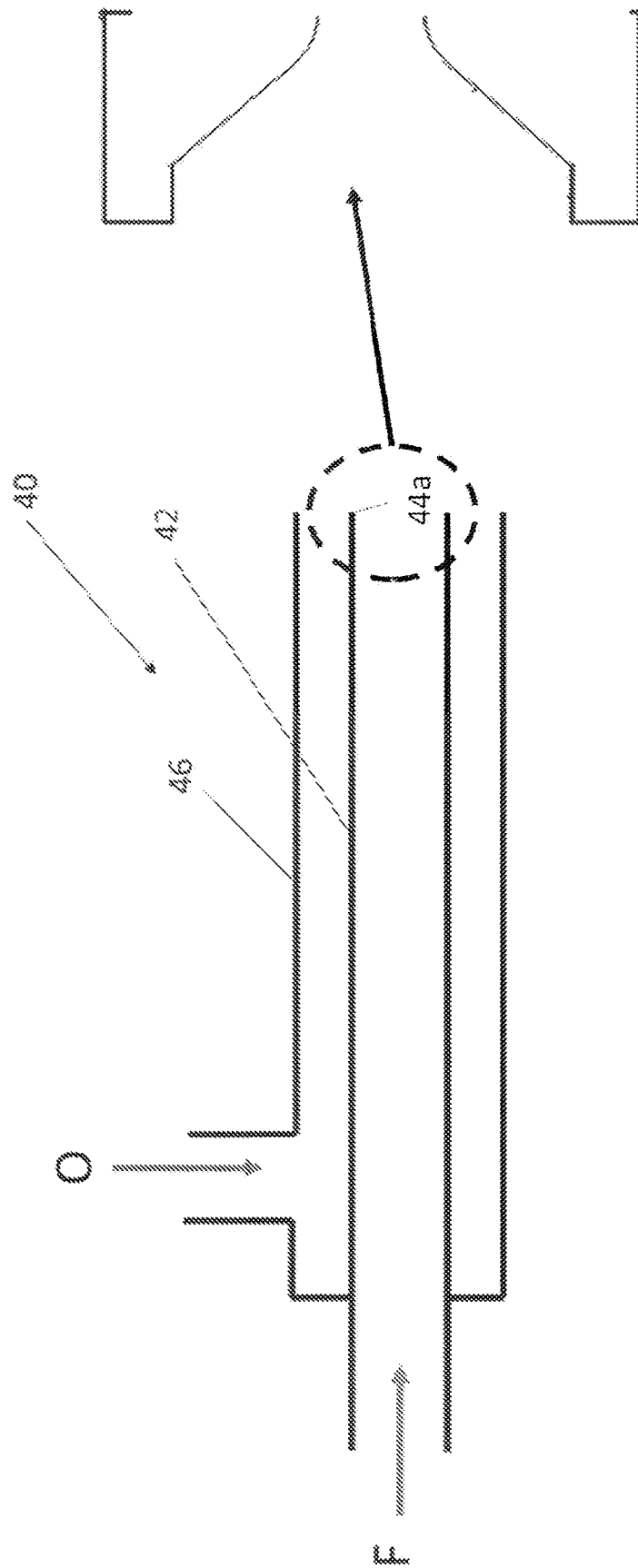


Fig. 9

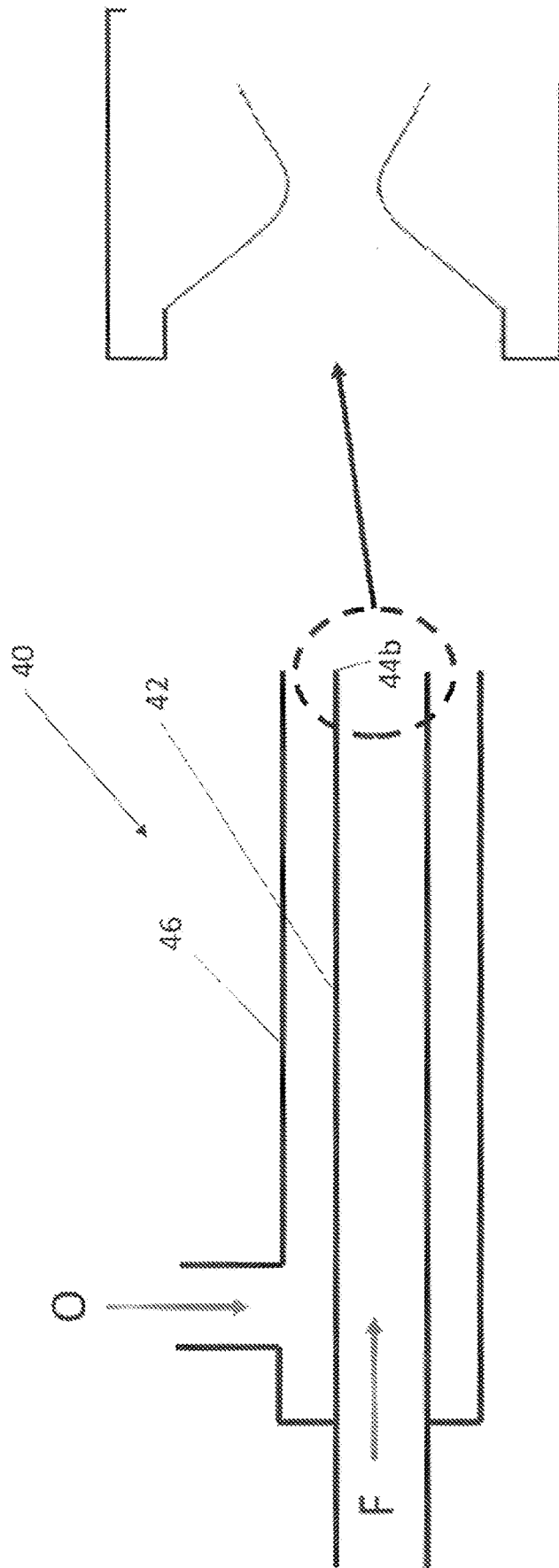


Fig. 10

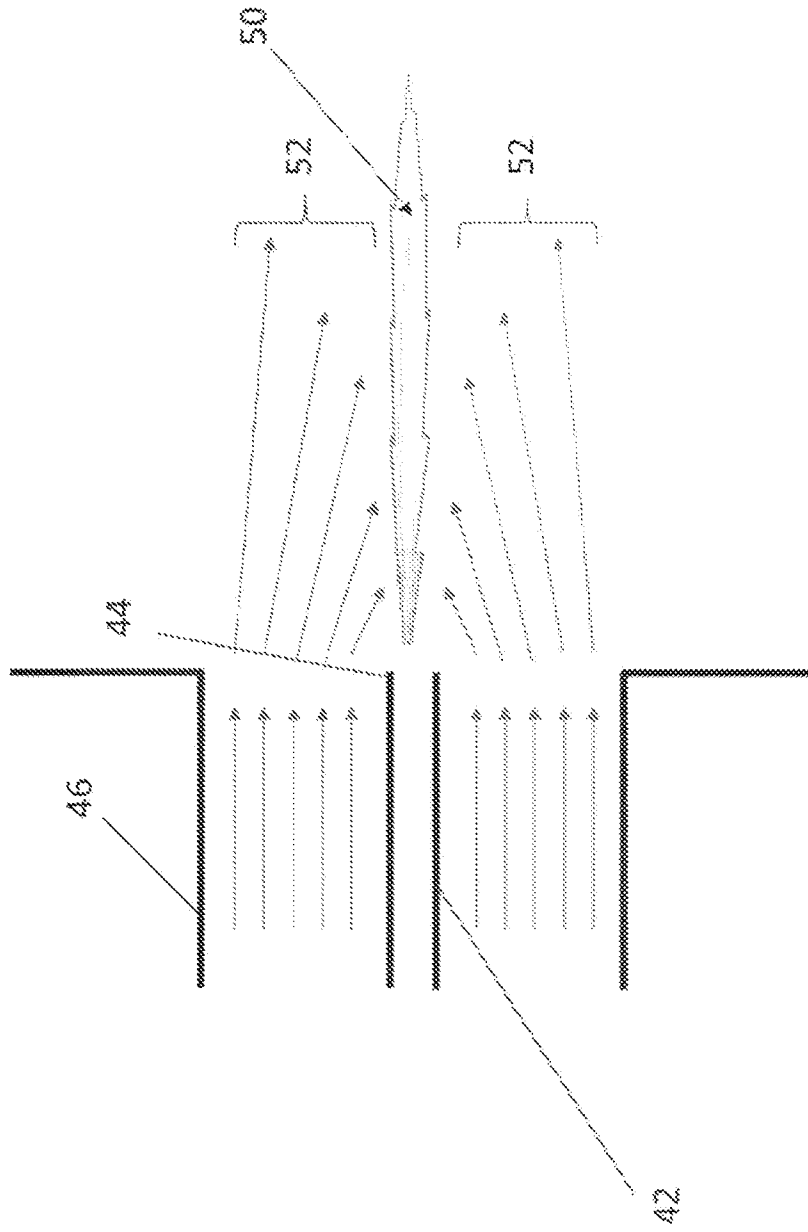


Fig. 11

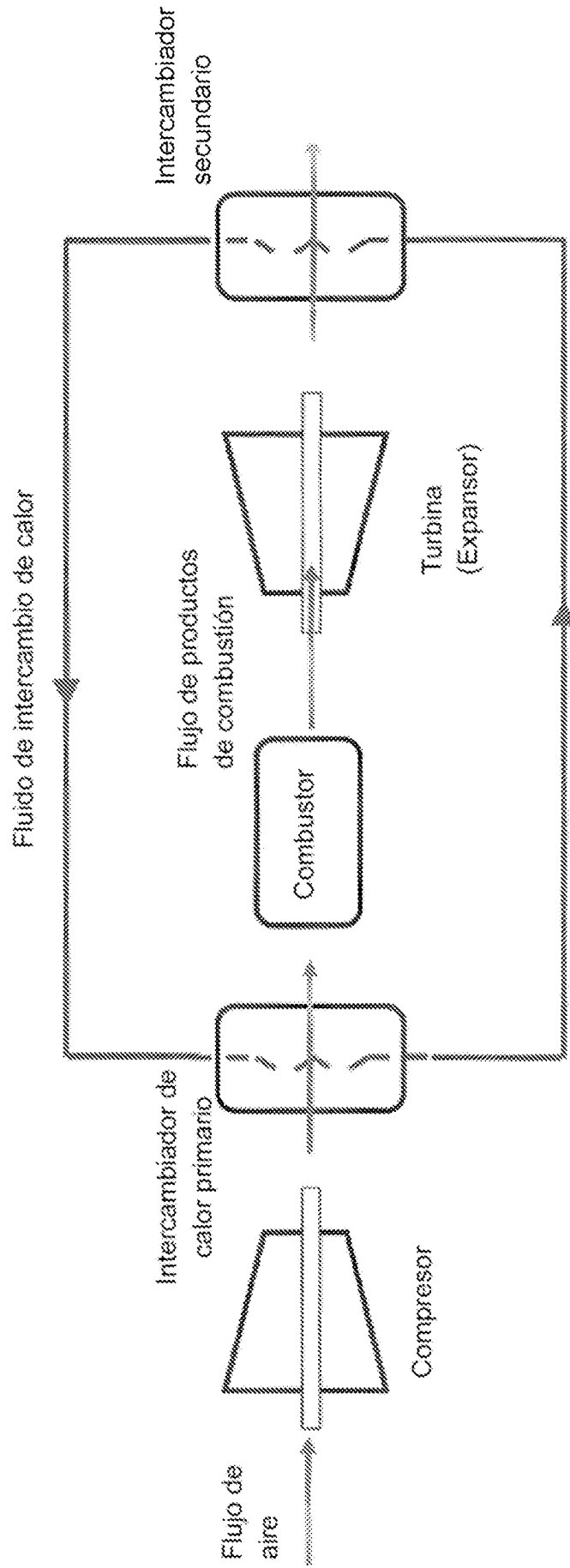


Fig. 12

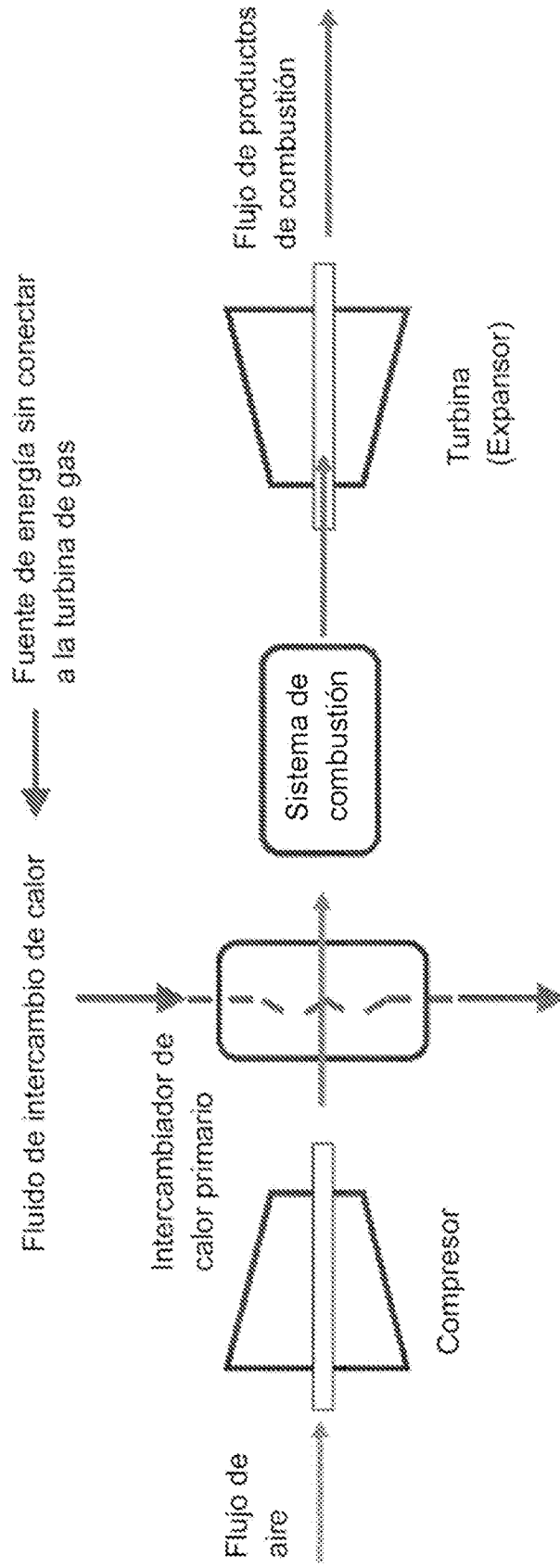


Fig. 13

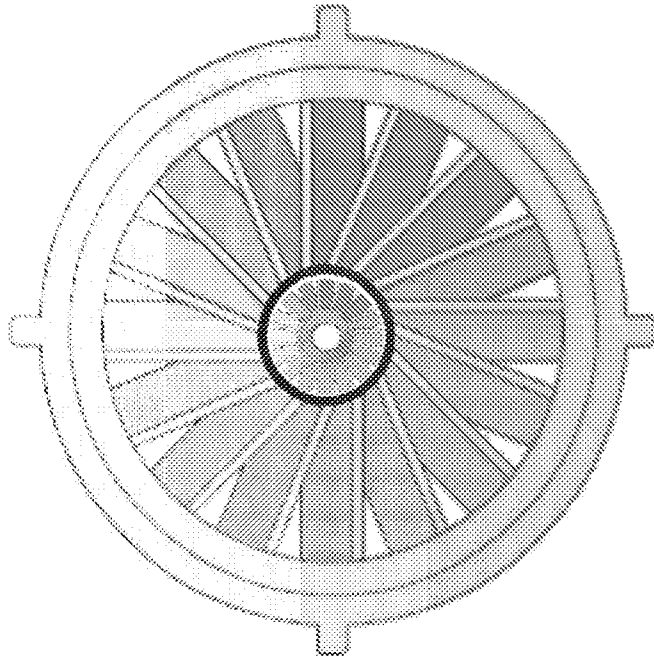


Fig. 14

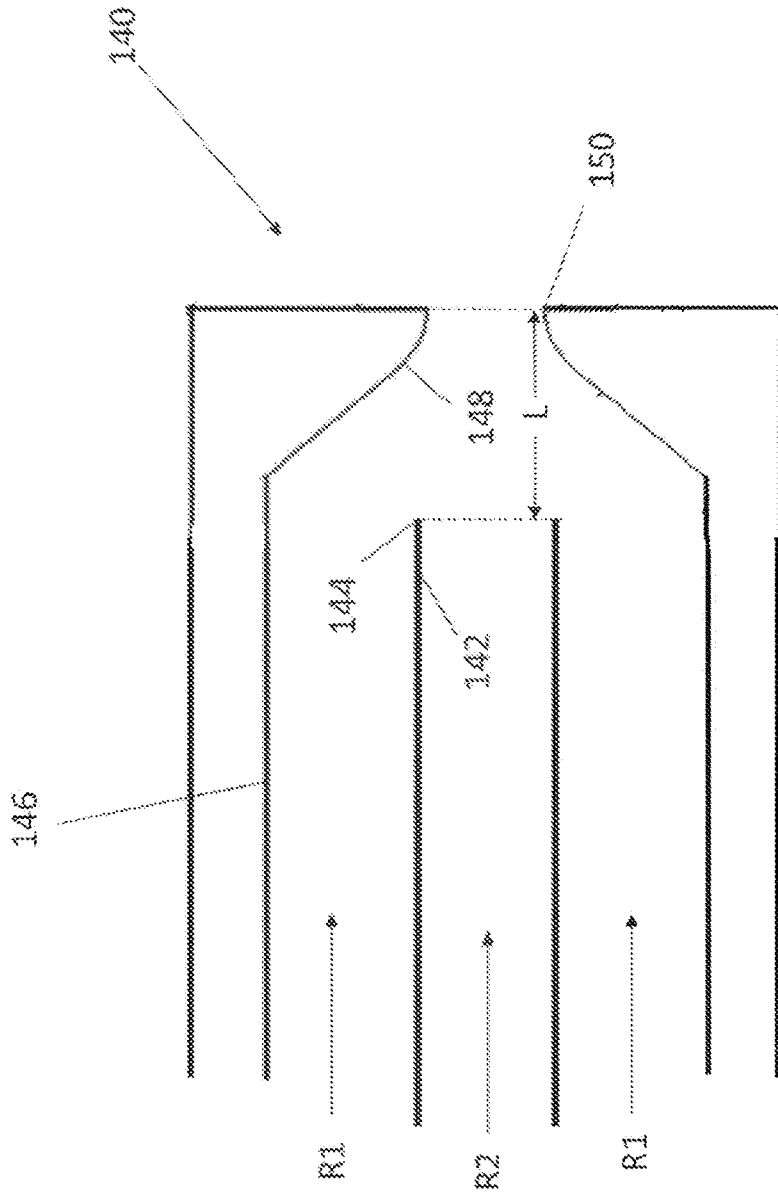


Fig. 15

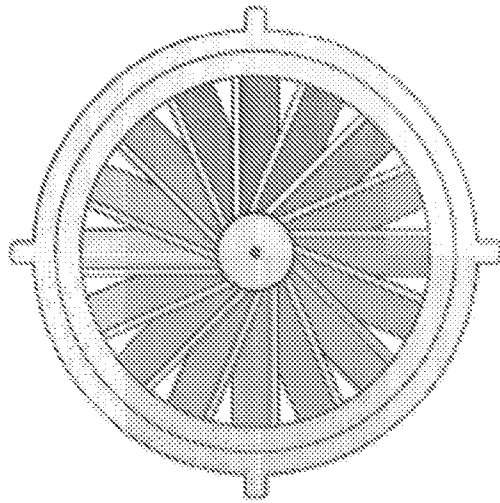


Fig. 16

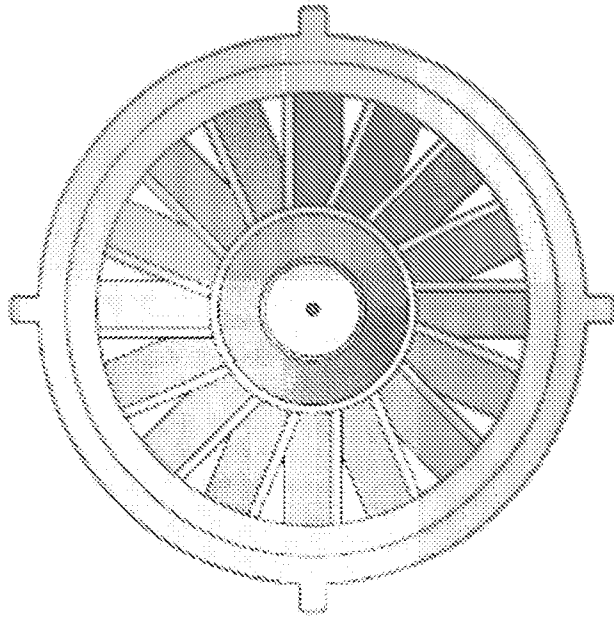


Fig. 17

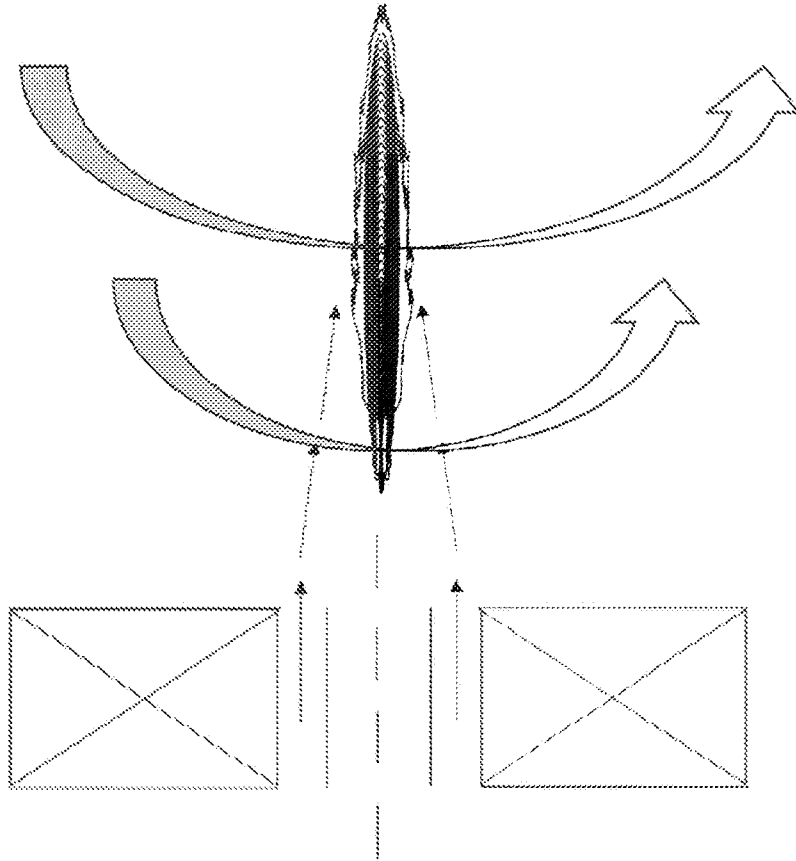


Fig. 18

REFERENCIAS CITADAS EN LA DESCRIPCIÓN

Esta lista de referencias citada por el solicitante es únicamente para mayor comodidad del lector. No forman parte del documento de la Patente Europea. Incluso teniendo en cuenta que la compilación de las referencias se ha efectuado con gran cuidado, los errores u omisiones no pueden descartarse; la EPO se exime de toda responsabilidad al respecto.

Documentos de patentes citados en la descripción

- EP 1909032 A2