

19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 691 990**

21 Número de solicitud: 201730261

51 Int. Cl.:

F02C 3/16 (2006.01)

F02K 7/00 (2006.01)

F01D 1/32 (2006.01)

F02K 9/66 (2006.01)

12

SOLICITUD DE PATENTE

A1

22 Fecha de presentación:

29.05.2017

43 Fecha de publicación de la solicitud:

29.11.2018

71 Solicitantes:

LUCAS PUERTO, Jesús (100.0%)
Crta. Olivenza km 5 Apdo 896
06080 Badajoz ES

72 Inventor/es:

LUCAS PUERTO, Jesús

54 Título: **Motor de desplazamiento no positivo de flujo tangencial**

57 Resumen:

La invención constituye un motor de desplazamiento no positivo de flujo tangencial; como turbomáquina, integra en menos elementos varias etapas que la técnica previa realizaba en varios elementos separados. La invención se basa en un disco rotor, en el que se integran varias toberas rotorias, en las que a su vez se integran en cada una, una cámara de combustión, sistema de inyección y control de combustible, así como entrada de oxidante. A su vez, la turbina integra la bomba de inyección de combustible de alta presión implícita al giro de la misma, siendo el combustible introducido por el cuerpo interior de la turbina mediante su eje y acelerado por la fuerza centrífuga.

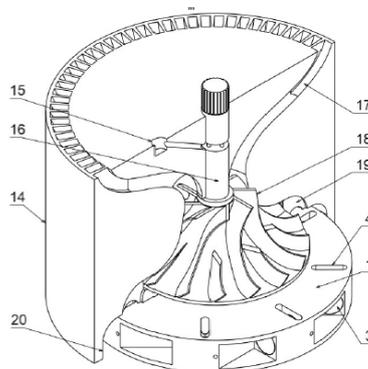


FIG. 10

DESCRIPCIÓN**MOTOR DE DESPLAZAMIENTO NO POSITIVO DE FLUJO TANGENCIAL****SECTOR DE LA TÉCNICA**

5 La presente invención se encuadra principalmente dentro de la industria de los dispositivos turbomotores, turbopropulsores y motores de combustión interna aplicables en la industria aeroespacial, así como parte de procesos de conversión de combustibles en energía térmica-mecánica aplicables en multitud de industrias, generación de energía eléctrica, propulsión de vehículos terrestres y maquinaria de combustión interna.

10

ANTECEDENTES DE LA INVENCION

El estado de la técnica previa comprende una amplia gama de turbomáquinas, mayoritariamente implantadas en la industria aeronáutica. Dividiéndolos en grandes grupos, la técnica actual comprende turbomotores, turborreactores y turbopropulsores. Todos ellos se basan en el aprovechamiento mecánico de un fluido que sufre un cambio de temperatura, definido termodinámicamente por el ciclo de Brayton y donde su rendimiento termodinámico de Carnot establece que, $\eta = 1 - \frac{T_2}{T_1}$, siendo T_1 , temperatura inicial del fluido y T_2 la temperatura final del mismo.

20

Turbomotores, turborreactores y turbopropulsores, son maquinas muy similares entre ellas, cuya diferencia principal radica en cómo usan su rendimiento mecánico. Todas ellas constan de lo que se conoce como bloque generador de gas, que consiste en captar un oxidante de la atmosfera (oxígeno), comprimirlo junto con el nitrógeno del aire, mezclarlo con un combustible, realizar la combustión, elevar la temperatura/volumen del fluido y extraer un rendimiento mecánico en una o varias turbinas de álabes que al menos cubran la energía invertida en el proceso, definiéndose la turbina de álabes como aquel dispositivo que es capaz de convertir la energía cinética de un fluido en energía mecánica rotativa. Una vez cubiertas las deficiencias energéticas en el bloque generador de gas, el exceso energético es utilizado según los tipos mencionados, los turbomotores usan mas etapas de turbina para transmitir dicha energía mecánica a un dispositivo, los turbopropulsores del mismo modo a un propulsor tipo hélice o fan, y los turborreactores para acelerar el fluido en una tobera con la energía cinética remanente con objeto de producir un empuje.

30

En esta definición se nombra como déficit energético a todos aquellos procesos en los que su balance energético es negativo, es decir, requieren energía para su desarrollo, hecho que es de vital importancia para comprender el rendimiento de un turbomotor y de la ventaja de esta invención. En un turbomotor actual, diversos son los elementos de balance energético negativo, pero principalmente la fase compresión, que consume aproximadamente dos tercios de la energía mecánica generada en la turbina de gas, cifra que no concuerda con la energía necesaria para comprimir necesidades másicas de aire a niveles estequiométricos del combustible, y que tiene su explicación en que las turbomáquinas en la técnica presente, comprimen en torno a un 40% más de aire que el necesario para la completa combustión del combustible, la razón reside en que los álabes de turbina de gas no soportarían las temperaturas de combustión a volúmenes exclusivamente estequiométricos, por lo que este exceso de aire se utiliza entre otras para rebajar a valores aceptables las temperaturas de los álabes, tanto por medio del descenso de la temperatura del flujo primario de combustión, como flujo secundario para refrigerar los álabes directamente, lo que al final resulta en una serie de pérdidas tanto mecánicas como termodinámicas, o lo que es lo mismo, una reducción notable de la eficiencia, además de un conjunto constructivo de volumen y peso mayor.

Por otra parte existen los motores cohete, si bien son maquinas de combustión interna muy diferentes a los mencionados anteriormente, como maquina térmica poseen las mismas fases, comprimen un oxidante y un combustible o usan un monopropelente sólido o líquido, que al ser reaccionados en una cámara de combustión, se extrae energía mecánica procedente de esa variación temperatura. Si bien, no se utilizan en este caso turbinas para su extracción de energía mecánica, sino unos dispositivos llamados toberas convergentes-divergentes separados por un punto estrecho denominado garganta, los cuales son capaces de convertir la expansión termodinámica del fluido resultante de la combustión en una aceleración mecánica en forma de trabajo útil de propulsión. Si bien, estos dispositivos bajo velocidades de flujo en régimen supersónico-hipersónico son unas de las más maquinas termodinámicas más eficientes y que más se acercan al rendimiento máximo Carnot, la técnica previa a la invención no ha resuelto como usar estas en campos ajenos a la propulsión aeroespacial.

EXPLICACIÓN DE LA INVENCION

Es objeto de la presente invención es un disco rotor como turbina de gas de flujo tangencial y su aplicación en conjunto como motor o turbomáquina, que supera los inconvenientes

apuntados, desarrollando lo que a continuación se describe y queda recogido en su esencialidad en la reivindicación primera.

5 La invención se describe esencialmente como un disco rotor, que desarrolla y transmite un trabajo que se obtiene de la propulsión generada por la aceleración de los gases de una combustión sostenida en su interior, por tanto, en base a lo anterior cabe calificar este dispositivo, como una turbina, en base a la direccionalidad del vector del flujo propulsor que lo hace girar, de flujo tangencial y en base a su conjunto funcional, un motor de desplazamiento no positivo, del tipo turbomáquina de combustión interna.

10 En comparación con la técnica actual de turbomotores, turborreactores y turbopropulsores, la principal ventaja de la invención es su mayor simplicidad constructiva, reducido tamaño y peso, donde la técnica actual basada en varias etapas de compresor y varias etapas de turbina resulta más compleja de integrar, de mayor tamaño en relación a la potencia suministrada, y de poca viabilidad económica en aplicaciones ajenas proyectos aeroespaciales específicos, que hacen que la industria se decante por otro tipo de motorizaciones; principalmente motores de embolo, donde la invención sigue teniendo una ventaja técnica, con un peso menor, precisa de menos elementos rotativos sujetos a desgaste, mantenimiento y lubricación; tiene menos elementos sujetos a altas temperaturas y basa su funcionamiento en un sistema termodinámicamente más eficiente, innovando con el uso de toberas múltiples rotatorias que hasta ahora la técnica no contempla.

25 Se ha de tener en cuenta que el objeto de esta explicación es la de describir el funcionamiento de la invención, por lo que se obvian elementos tales como sistema de lubricación, estanqueidad de los ejes, sistema de arranque, controles y electrónica aplicada a turbomáquinas que la técnica actual contempla ampliamente sin que resulten de especial importancia para el entendimiento, ni parte de la presente invención, por lo que se darán por aplicadas en esta descripción el estado de la técnica previa. Cabe destacar, que de la invención se desprenden múltiples variantes recogidas en esta descripción, que aunque conservan el mismo principio de funcionamiento, la adaptan a diferentes entornos de funcionamiento, así como diferentes tipos de combustibles/oxidantes y diferentes estados del oxidante. Asimismo, como sucede en cualquier otra turbina, la invención no se puede entender, o poner en práctica como elemento aislado y depende de otros elementos que la hacen funcionar en conjunto como turbomáquina, por tanto, por un lado se describe la invención aislada como turbina de gas de flujo tangencial, y por otro la integración de la misma con otros componentes como turbomáquina y sus variantes.

La turbina de gas de flujo tangencial, en adelante, disco rotor (1) se muestra en las figuras 1, 2, 3, 12 y 13, estas muestran la invención para ser puesta en funcionamiento con combustibles líquidos tales como queroseno, gasolina, etanol, metanol y propano presurizado, así como un oxidante gaseoso, como aire atmosférico comprimido (21% oxígeno) u oxígeno gaseoso procedente de la evaporación de una fuente de oxígeno líquido mediante cualquiera de los métodos que la técnica presente comprende ampliamente. Se compone de un disco metálico de aleación u otros materiales aptos a los requerimientos de funcionamiento termo-mecánicos particulares; el eje de rotación está mecanizado formando el orificio eje de rotación (2), de tal manera que se puede integrar en él un eje que conecta hidráulicamente a los conductos radiales (5); donde estos a su vez conectan hidráulicamente con los conjuntos tobera (3) teniendo como función canalizar el combustible que proviene del orificio eje de rotación hasta las entradas de combustible (6); a su vez están practicados en el disco rotor los fresados de conexión oxidante a conjunto tobera (4), que son comunicados de este modo con la cara del disco rotor expuesta al oxidante a presión, si bien estos fresados admiten multitud de formas, posiciones y diseños fluidodinámicos tal y como se observa en las figuras 3 y 13.

El componente clave de la turbina de gas de flujo tangencial son los conjuntos tobera (3), se muestran en las figuras nº 4, 5, 6 y 7, su función es la de crear y mantener una mezcla combustible-oxidante apropiada, sostener una combustión y acelerar los gases producto de combustión para producir un empuje que es transferido al disco rotor (1). Su ángulo de integración es definido por el eje coincidente con el vector de empuje de la tobera (12) y este a su vez, corresponde con el eje de simetría de la tobera, siendo fijados en el disco rotor por interferencia o cualquier otro método de fijación mecánica.

Según el ángulo de integración y vector de fuerza que se quiera obtener de los conjuntos tobera (3), se denominan de ángulo de integración tangencial aquellos en los que su ángulo de integración son paralelos a la tangente del disco rotor (1) en el punto de integración con mínimas desviaciones radiales y/o axiales, asimismo se denominan de ángulo de integración tangencial-axial aquellos que su ángulo de integración es paralelo a la tangente del punto de integración del disco rotor con desviaciones radiales mínimas, y un angular axial comprendido entre $\pm 90^\circ$ al respecto de la tangente. Cada conjunto tobera que se integra en el disco rotor tiene alineada la entrada de combustible (6) a y los conductos radiales (5), a su vez los orificios de entrada de oxidante (10) se comunican con los fresados de conexión oxidante a conjunto tobera (4) del disco rotor, si bien en su variante para oxidante líquido, este proviene por conductos radiales.

Los conjuntos tobera (3) constan opcionalmente de un sistema de regulación de inyección de combustible por la acción de la fuerza centrífuga implícita al giro del disco rotor, que se compone de un muelle (8) y una válvula (7), como se aprecia en la figura 5 y 6, la válvula posee unos orificios a una determinada altura que en base a la fuerza centrífuga producida por el giro de rotor, el peso de la válvula y la fuerza contrarrestada por el muelle (8), suponiendo el aumento de una velocidad de giro del disco rotor, hacen desplazar la válvula por el orificio de entrada de combustible (6) abriendo y cerrando el paso de combustible que fluye hacia los orificios de inyección de combustible (9) como se muestra en la figura 5, en posición de máximo caudal de inyección, antes de empezar a cerrar el flujo en caso de aumento de velocidad de giro del rotor; de la misma manera, la figura 6 muestra la posición de la válvula con el disco rotor parado.

Considerando un aporte constante de combustible a presión disponible en la entrada de combustible (6) e inyectado este en la cámara de combustión mediante varios orificios de inyección de combustible (9) y un aporte constante de oxidante a presión entrando por los orificios de entrada de oxidante (10); el funcionamiento de los conjuntos tobera (3) se describe como sigue: Tras una ignición inicial generada por cualquier método de la técnica presente, como una antorcha de ignición para motores de turbina, que inflama una pequeña cantidad de combustible inyectada en el difusor de salida de compresor (19), esta es conducida a través de los fresados de conexión oxidante a conjunto tobera (4) a los conjuntos tobera, donde una vez finalizada fase de ignición estos sostienen una combustión en la cámara de combustión (11). Fruto de la combustión y expansión térmica de los gases en los conjuntos tobera, estos son acelerados y expulsados por la tobera (12), que puede describir multitud de formas convergentes o bien convergentes-divergentes dependiendo de cada aplicación y tipos de combustibles-oxidantes, dichas toberas (12) en base a la aceleración de los gases dentro de ellas, generan una fuerza de reacción opuesta a esta aceleración o empuje con vector alineado al eje de la tobera (12), empuje que es transferido por el conjunto tobera al disco rotor (1) con el vector que la tobera haya sido integrada, donde al menos existe una componente tangencial, que impulsa una fuerza de giro en el disco rotor.

La opcionalidad del sistema regulador de combustible integrado en los conjuntos tobera (3) se plantea por la posibilidad de la configuración final de la turbomáquina como "continuamente a máxima potencia", pudiendo prescindirse del muelle (8) y la válvula (7), tarando el diámetro de los orificios de inyección de combustible (9) y los orificios de entrada de oxidante gaseoso (10). Por otra parte, las figuras 5 y 6 muestran la sección longitudinal de un conjunto tobera donde su única diferencia radica en la forma de su tobera (12) y la posición del regulador de

combustible, esto quiere representar la amplia variedad de formas que puede y debe ser diseñada cada tobera implícita en el conjunto tobera, que responde a las características precisas de cada integración; por otra parte también se muestra por diferencia entre ambas el movimiento del sistema regulador del combustible expuesto .

5

El cálculo de las fuerzas aplicables en cada tobera, está determinado considerando estas con velocidad inicial nula independientemente a la velocidad del rotor, como un motor cohete, ya que todos los vectores velocidad a la entrada del flujo en la tobera son perpendiculares al vector aceleración, donde se cumple $Fuerza = dp/dt$ del fluido, donde "dp" representa la derivada del momento lineal y "dt" la derivada del tiempo; asimismo el momento lineal queda definido por la expresión, $p = \gamma mv$ siendo el producto de la masa, velocidad y el factor de Lorentz " γ ", que representa en este sistema la variación de la masa del caudal propulsor en cada tobera correspondiente a la velocidad relativa del sistema al respecto de la velocidad de la luz, definida por la expresión $\frac{1}{\sqrt{1-v^2/c^2}}$ donde "c" representa la velocidad de la luz y "v" la velocidad relativa de los conjuntos tobera (3). Si bien el factor de Lorentz es descartado en otro tipo de propulsores, dado que estos se ven afectados de igual manera en todo el conjunto propulsado, en el caso de la invención esto no ocurre, ya que un sistema de referencia, la carcasa-bastidor (14) por ejemplo, puede tener velocidad nula y sin embargo, las toberas estar en movimiento curvilíneo de miles de metros por segundo, considerando esto y cumpliéndose que el valor de velocidad inicial para los fluidos a la entrada de la tobera es nulo, la fuerza desarrollada por los conjuntos tobera será tanto mayor como mayor sea la velocidad lineal equivalente de los mismos en proporción al factor de Lorentz, aunque esta se presente a bajas velocidades en proporciones infinitesimales, es procedente determinar la fuerza de empuje de cada conjunto tobera con la formula $F = \gamma \dot{m} Ve + (pe - p0)Ae$, donde " \dot{m} " representa el caudal másico del gas de escape, " Ve " la velocidad eficaz de escape, " pe " la presión estática en el plano de salida de cada tobera, " $p0$ " la presión del sistema (presión a la salida o presión ambiente) y " Ae " área de flujo en el plano de salida de la tobera.

La turbina de gas de flujo tangencial objeto de la invención integrada como turbomáquina mas esencial se muestra en la figura nº 10; la figura nº 8 muestra la integración fija entre eje central (16) y disco rotor (1), estas dos figuras muestran el ejemplo de cómo el combustible ingresa en la turbina de gas de flujo tangencial, y cómo se aumenta la presión del oxidante. Para ello, la turbina de gas de flujo tangencial es fijada al eje central por interferencia mecánica o cualquier otro método, dicho eje comunica hidráulicamente la entrada de combustible (15) con el orificio eje de rotación (2); además transfiere la potencia mecánica generada por el disco rotor al compresor centrifugo (18) y a los posibles elementos instalados en su estriado final, siendo

todo lo anterior soportado como se muestra por una parte fija carcasa-bastidor (14), que proporciona soporte mecánico a los dispositivos giratorios, proporciona un punto fijo de entrada de combustible (15) y canaliza el del oxidante en su recorrido hacia el disco rotor, integrando en este caso el difusor de admisión (17), difusor salida compresor (19) y un difusor de salida de gases (20). Considerando la turbomáquina en funcionamiento como se detalla en la descripción de la realización preferente de la invención (girando y con combustión en los conjuntos tobera); el turbomotor que representa la figura 10, usando como combustible queroseno y como oxidante aire atmosférico, su funcionamiento se explica como sigue:

- 10 ▪ El oxidante ingresa por el difusor de admisión (17) que es absorbido por el compresor centrífugo (18); por efecto de la velocidad de rotación del compresor es comprimido a su llegada al difusor salida compresor (19), donde fluye a través de los fresados de conexión oxidante a conjunto tobera (4) y de ahí hasta los conjuntos tobera (3).
- 15 ▪ El combustible ingresa por la entrada de combustible (15) a presión ambiente o baja presión, siendo absorbido por un conducto que lo comunica con la acanaladura con perforaciones en el eje central (16) viaja por el eje hasta llegar al orificio eje de rotación (2) del disco rotor (1), donde por efecto de la rotación y la fuerza de centrifuga correspondiente es elevada su presión durante su flujo por los conductos radiales (5) hasta llegar a los conjuntos tobera (3).
- 20 ▪ Una vez el combustible y el oxidante se encuentran presurizados y a disposición de los conjuntos tobera, la explicación corresponde a la realizada anteriormente sobre el funcionamiento de los mismos.
- 25 ▪ Una vez la combustión ha sido realizada en los conjuntos tobera, se obtiene un trabajo mecánico en el disco rotor, que es transferido al estriado del extremo del eje central, dicho trabajo mecánico a disposición en el citado estriado, puede ser utilizado para multitud de fines, como la conexión mecánica a un generador para producir electricidad (como turbomotor), para el accionamiento de hélices (como turbopropulsor), o el accionamiento de cualquier otro dispositivo mecánico, si bien los gases que son evacuados al exterior en este caso por una salida de gases (20), pueden ser aprovechados para producir un empuje del conjunto turbomáquina, (como turborreactor) aplicando a la figura 10 los elementos compatibles igualmente que se muestran en la figura 11, cámara de postcombustión (26) y tobera circunferencial (31), en lugar de una salida de gases (20).
- 30

Una de las principales ventajas sobre la técnica actual en esta invención radica en los conjuntos tobera (3), este diseño permite que las fuerzas mecánicas a las que se exponen integradas en el interior del disco rotor sean bajas, y que por tanto las habilite, por ejemplo,

para ser realizadas en diversos materiales, entre ellos, los materiales cerámicos de alta resistencia térmica pero baja tenacidad, materiales que hasta ahora las turbinas de álabes no pueden asumir por las altas exigencias mecánicas. Los conjuntos tobera y por tanto la turbina de gas de flujo tangencial objeto de invención como turbomáquina, tienen la capacidad de funcionar bajo volúmenes de la mezcla de combustible-oxidante exclusivamente estequiométricos, sin excesos de aire, por tanto a mayor temperatura que las turbinas de álabes de la técnica presente, que usan parte del trabajo mecánico obtenido de la turbina para ser cedido a la fase de compresión no solo para abastecer estequiométricamente el oxidante para la combustión, sino por diferentes métodos, para mantener los álabes a temperaturas estables, lo que se traduce en una bajada del rendimiento de la turbomáquina, mayor complejidad, así como mayor peso y tamaño debido entre otros factores al sobredimensionamiento de los compresores en comparación a la invención.

Las figuras nº 5 y 6 representan la sección longitudinal del conjunto tobera (3), se muestran en su aplicación en la turbina tangencial como toberas convergente o convergente-divergente, dicha opción ha de plantearse en cada particular diseño de conjunto tobera, ya que tanto una como otra son aplicables al modelo de turbina de flujo tangencial, si bien la tobera convergente es más fácil de integrar y operar, la tobera convergente-divergente es el modelo más eficiente, pudiendo entregar hasta un 30% más de empuje con el mismo caudal másico respecto a una tobera convergente, debido a la suma de sus aceleraciones del fluido tanto en su garganta, tanto a las aceleraciones en régimen supersónico de la sección de tobera divergente, y por tanto, con un vector de expansión y aceleración útil, si bien, para alcanzar y mantener la aceleración de un flujo supersónico constante entre la garganta y final de tobera se precisan altas temperaturas y velocidades de combustión, debidas a la necesidad de mantener una expansión y aceleración del gas supersónicamente, en el mejor de los casos, idealmente adiabático durante todo su trayecto, condiciones no fáciles de obtener exitosamente usando aire como oxidante, pues la mera presencia del nitrógeno como gas inerte al 78% reduce las temperaturas y velocidades de combustión notablemente. A pesar de ser relativamente fácil obtener un flujo sónico en la garganta de la tobera, no lo es mantener la aceleración tras esta en valores supersónicos hasta su salida durante todo su régimen de funcionamiento, ya que exponiendo la sección de tobera divergente a un flujo supersónico inicial incapaz de alcanzar la salida de tobera bajo régimen supersónico el fluido perdería velocidad y por tanto desaceleración entre otros efectos devastadores energéticamente hablando, no obstante este planteamiento pretende exponer que la invención no se limita solamente al aire como oxidante, ni limita su uso en regímenes de velocidad en tobera de flujo subsónico o transónico, sino que se plantea su uso también con otros propergoles y velocidades de flujo supersónico e

hipersónico. En la figura 7 se muestra un conjunto tobera ajustada para bipropelentes líquidos, esta figura está orientada a mostrar las diferencias con respecto al conjunto tobera con oxidante gaseoso, que radican en la práctica de la acanaladura de entrada de combustible (27), la acanaladura de entrada de oxidante (28) y la reducción del diámetro de los orificios entrada de oxidante (10), siendo su sección longitudinal con los mismos componentes a los mostrados en las figuras nº 5 y 6, y corresponde su funcionamiento igualmente a lo anterior expuesto al respecto de los conjuntos tobera.

La variante turborreactor de esta invención como turbomáquina se muestra en la figura 11, obviando por ahora otros aspectos de esta figura y centrándonos en los elementos cámara de postcombustión (26) y la tobera circunferencial (31). Estos elementos tienen carácter opcional de la figura 11, y son sustituibles por una salida de gases (20) que se muestra en la figura 10 y viceversa. Estos elementos pretenden mostrar la aplicación del la turbina de gas de flujo tangencial, como turbomáquina para la propulsión a reacción por tobera circunferencial. Entrando en detalle en el funcionamiento de la turbomáquina que integra la turbina de gas de flujo tangencial para la propulsión a reacción mediante tobera circunferencial, dando por hecho que la turbomáquina está en funcionamiento como se explica en la descripción anterior y de la realización preferente de la invención, partiendo del punto en que los gases son expulsados por los conjuntos tobera (3) en régimen subsónico, por tanto con forma de tobera convergente, con un diseño de garganta sobredimensionada de tal manera que no se extrae totalmente la energía de la combustión para producir un trabajo mecánico de giro del disco rotor (1), sino que los gases tras la salida de tobera se disponen aún energía en forma de presión y temperatura, vertiéndose a una envuelta cerrada como cámara de postcombustión (26) para ser acelerados finalmente en la tobera circunferencial (31) y de ahí al exterior, produciendo en este proceso un empuje con vector axial del conjunto turbomáquina como turborreactor.

La variante como equipo generador de calor, para ser utilizado por ejemplo en calderas, se basa en la aplicación del conjunto turbomáquina de la figura nº. 10, conceptuándolo, como generador de gas, su funcionamiento es como el descrito anteriormente para esta figura como turbomáquina, con la particularidad que la salida de gases (20) es conectada al hogar de la caldera en sustitución del quemador, como los gases que abandonan el turbomotor están aun muy calientes, se pueden utilizar en dichas calderas u otros elementos que precisen un fluido caliente para funcionar, siendo la principal ventaja de sustituir el quemador de la caldera por la invención, que el quemador es un dispositivo dependiente de electricidad y que consume una gran cantidad de la misma, y la invención, una vez en marcha puede funcionar autónomamente sin otro aporte de energía más que el combustible, e incluso producir energía eléctrica durante

el uso de la caldera, conectando un generador al estriado del eje central (16).

El funcionamiento en sistemas bipropelentes líquidos se muestra en la figura 11, la variante del transporte del combustible por su eje central (16) según figura 9, la variante del conjunto tobera externamente por la figura 7, e internamente por las figuras 5 y 6, tanto el oxidante como el combustible para este diseño son compuestos en estado líquido a presión y temperatura ambiente, compuestos oxidantes tales como el tetróxido de dinitrógeno, peróxido de hidrogeno, y combustibles como queroseno, metanol y la dimetilhidrazina entre otros. En esta variante, la invención carece lógicamente de los elementos relacionados con los compresores de gas, siendo como elemento de aumento de presión del combustible y oxidante, como se detalló anteriormente para el combustible en disco rotor (1), la fuerza centrífuga al que se someten ambos fluidos durante el giro del disco rotor, asimismo, la carcasa-bastidor (14) para bipropelentes líquidos soporta mecánicamente el conjunto giratorio, y aporta los puntos fijos de entrada de combustible y oxidante. El funcionamiento de esta variante se explica de manera más simple con oxidante tetróxido de dinitrógeno y combustible la dimetilhidrazina asimétrica, pues la mezcla de ambos es hipergólica y se inflama a si misma cuando ambos elementos entran en contacto, si bien fueren otros no hipergólicos, solo cabe añadir la ignición como se menciona en la realización preferente pero a la salida de los conjunto tobera (3) y un giro inicial. La regulación del combustible centrífuga no se aplica en la subsiguiente descripción del funcionamiento, por considerar este sistema propicio para funcionar en propulsión aeronáutica, aeroespacial y submarina de elementos que funcionan a máxima potencia durante todo el funcionamiento, se opta por la regulación de la mezcla de combustible/oxidante mediante los orificios de entrada de oxidante (10) y los orificios de inyección de combustible (9) realizándose con unos diámetros calibrados que garantizan la mezcla correcta de ambos elementos y el funcionamiento estable en variables fijas conocidas a máxima potencia, que se describe como sigue:

- Con el sistema turbomáquina según figura 11, completamente parado, el oxidante (tetróxido de dinitrógeno) ingresa en el sistema a una presión previa de 200kPa. a través de la entrada de oxidante líquido (24), bajo las mismas condiciones de presión, el combustible (dimetilhidrazina asimétrica) ingresa en el sistema mediante la entrada de combustible líquido (25), desde las respectivas entradas ambos fluyen separados coaxialmente como se muestra en la figura 9, a través del las acanaladuras y orificios del eje central (16), hasta llegar al disco rotor (1) mediante el orificio eje de rotación (2), donde ambos fluyen por los conductos radiales (5) hasta llegar a los conjuntos tobera (3), donde el combustible ingresa por la acanaladura de entrada de combustible (27),

pasa al orificio de entrada de combustible (6) y de ahí a los orificios de inyección de combustible (9), donde es inyectado en la cámara de combustión (11); al mismo tiempo, el oxidante a través de los conductos radiales (5) fluye a la acanaladura de entrada de oxidante (28), de ahí a los orificios de entrada de oxidante (10) para ser inyectado en la cámara de combustión (11), donde es mezclado con el combustible, que inmediatamente reacciona, se produce una combustión y fruto de la misma una aceleración de los gases que, de la misma manera descrita anteriormente para los conjuntos tobera, impulsan y hacen girar el disco rotor, que unido al giro, por fuerza centrífuga, hace aumentar asimismo la presión de inyección de oxidante y combustible, que eleva la cantidad de inyección de los mismos hasta alcanzar progresivamente el punto de equilibrio de máxima potencia donde la resistencia al paso de ambos fluidos por los inyectores no es compensada con el aumento de la presión de inyección debida al giro del rotor, una vez en este punto, aunque la figura muestra la funcionalidad turborreactor existen dos opciones básicas para el uso de la invención o ambas a las vez, la de transmitir trabajo mecánico a través del estriado del eje central (16) para mover por ejemplo un generador eléctrico o una hélice, y/o utilizar parte de los gases fruto de la combustión en los conjuntos tobera (3) con fines de propulsión aeronáutica/aeroespacial mediante el uso de una cámara de postcombustión (26) y una tobera circunferencial (31) u otro tipo de tobera, o a través del un angular de integración de los conjuntos tobera con componente tangencial-axial, cuya componente axial es la que desarrolla el empuje. No obstante lo anterior, el citado sistema turbomotor/turborreactor, es apto para admitir la regulación del combustible/oxidante por reguladores ajenos a esta invención que la técnica actual comprende ampliamente y son integrables en la entrada de oxidante líquido (24) y entrada de combustible líquido (25).

Las figuras 14 y 15, muestran la asociación solidaria o mecanización en una misma pieza en el disco rotor (1) de álabes con disposición axial y flujo radial solidario a disco rotor (33), con objeto de utilizar los mismos en las fases descritas anteriormente en la fase de compresión, o bien, en cualquier modo que la técnica actual comprende ampliamente para los álabes de turbina, siendo movidos por los gases de combustión de los conjuntos tobera (3), por otra parte, como se observa en la figura 15, los álabes en disposición radial y flujo axial solidario a disco rotor (32), pueden ser utilizados entre otros usos, para la obtención de propulsión mediante la formación de un fan, con la ventaja añadida de la ausencia de un par de torsión derivado desde el fan al conjunto turbomotor, ya que la fuerza que impulsa el fan, forma parte del mismo. La asociación solidaria de los mismos, o integración mecánica comprende la técnica

presente al respecto de integración de álabes y perfiles aerodinámicos en dispositivos rotores.

La figura 15 muestra la invención, cuyas variaciones son originadas por la modificación del vector de empuje de los conjuntos tobera (3) integrándolos con componente angular tangencial-axial en el disco rotor (1) con la modificación congruente del fresado de conexión de oxidante al conjunto tobera (4) como se muestra en las figuras 12 y 13, así como también se muestra la integración de álabes disposición radial y flujo axial solidario a disco rotor (32). El resultado de esta variación en el funcionamiento anteriormente descrito para la turbomáquina según figura 10 es similar y válida con las modificaciones congruentes a la descripción anterior, con la excepción que en esta variante se obtiene un vector tangencial que hace mover el disco rotor (1) y un vector de empuje del conjunto turbomáquina, que puede ser usado en propulsión aeronáutica, que proviene de la componente axial de cada conjunto tobera y de la interacción dinámica del fan con el fluido circundante. Expuesto de otra manera, en esta variante existe menos potencia a disposición de desempeñar un trabajo mecánico mediante el estriado del eje central (16) con objeto de poder desempeñar un trabajo de propulsión directamente mediante los conjuntos tobera y el disco rotor, sin más elementos. Asimismo, en concordancia a lo anterior expuesto, resulta evidente que la integración de conjuntos tobera con un ángulo tangencial-axial resulta de la misma manera aplicable en sistemas bipropelentes. Igualmente en la figura 15 se añade en el conjunto turbomáquina un compresor axial (35), un difusor compresor axial (36) y una carcasa-bastidor (14) adaptada a lo anterior, que aportan a la invención mayores ratios de compresión de oxidante, y por tanto, la posibilidad de desarrollar mayor potencia por unidad de conjunto tobera (3).

De esta descripción se desprenden las siguientes características ventajosas principales de la invención en su conjunto como turbomáquina:

- Simplificación constructiva.
- Relaciones potencia/peso-volumen muy altas.
- Diversa aplicabilidad, como turbomotor, turborreactor, turbopropulsor y conjunto generador de gas en la industria aeroespacial y energética, así como parte de procesos de conversión de combustibles en energía térmica-mecánica aplicables a multitud de industrias.
- La presurización del combustible es realizada por el disco rotor, no se necesitan bombas de combustible de alta presión.
- Pocos elementos expuestos a altas temperaturas.
- Posibilidad de integrar sistemas bipropelentes líquidos sin necesidad de turbobombas

de combustible y oxidante.

BREVE DESCRIPCIÓN DE LOS DIBUJOS

5

Para complementar la descripción que se está realizando y con objeto de ayudar a una mejor comprensión de las características de la invención, se acompaña como parte integrante de dicha descripción, un juego de dibujos en donde con carácter ilustrativo y no limitativo, se ha representado lo siguiente:

10

- Figura 1.- Muestra la vista isométrica de la turbina de gas de flujo tangencial.
- Figura 2.- Muestra la vista superior junto a semicorte de la turbina de gas de flujo tangencial.

15

- Figura 3.- Muestra la vista de la sección A-A de la figura 2.
- Figura 4.- Muestra la vista lateral de un conjunto tobera.
- Figura 5.- Muestra la vista sección longitudinal de un conjunto tobera con forma del tipo convergente-divergente, con regulador de combustible en su punto de máximo caudal (rotor girando a par máximo).

20

- Figura 6.- Muestra la vista sección longitudinal de un conjunto tobera con forma del tipo convergente, con regulador de combustible en posición rotor parado.

25

- Figura 7.- Muestra la vista lateral de un conjunto tobera para bipropelentes líquidos, cuyas diferencias radican en la práctica de acanaladuras y la reducción del diámetro de los orificios de entrada de oxidante.
- Figura 8.- Muestra la vista lateral junto a semicorte, de la turbina de gas de flujo tangencial integrada en un eje central.

30

- Figura 9.- Muestra la vista lateral junto a semicorte, de la turbina de gas de flujo tangencial, como variante para bipropelentes líquidos integrada en un eje central.
- Figura 10.- Muestra la vista isométrica de la turbina de gas de flujo tangencial y resto de componentes de integración como turbomotor ó bloque generador de gas cuya carcasa-bastidor está abierta a la mitad.

35

- Figura 11.- Muestra la vista lateral de la turbina de gas de flujo tangencial, variante para bipropelentes líquidos y resto de componentes de integración como turborreactor y turbomotor así como la sección de la carcasa-bastidor para bipropelentes líquidos.
- Figura 12.- Muestra la vista superior junto a vista semicorte de la turbina de gas de flujo tangencial cuyos conjuntos tobera tienen un ángulo de integración con componente tangencial y axial a 60°.

- Figura 13.- Muestra la vista de la sección A-A de la figura 12.
- Figura 14.- Muestra la vista lateral-inferior que muestra la disposición de álabes solidarios integrados en la turbina de gas de flujo tangencial.
- Figura 15.- Muestra la vista lateral de la turbina de gas de flujo tangencial de vector tangencial-axial a 60° y resto de componentes de integración como turborreactor-turbopropulsor, con perfiles aerodinámicos dispuestos radialmente a la superficie de la turbina de gas de flujo tangencial, formando un fan, así como la sección de la carcasa-bastidor con compresor axial.

5

10

A continuación se proporciona una lista de los distintos elementos representados en las figuras que comprende la invención:

1. Disco rotor.
- 15 2. Orificio eje de rotación.
3. Conjuntos tobera.
4. Fresados de conexión oxidante a conjunto tobera.
5. Conductos radiales.
6. Entrada de combustible.
- 20 7. Válvula.
8. Muelle.
9. Orificios de inyección de combustible.
10. Orificios de entrada de oxidante.
11. Cámara de combustión.
- 25 12. Tobera.
14. Carcasa-bastidor.
15. Entrada de combustible.
16. Eje central.
17. Difusor de admisión.
- 30 18. Compresor centrífugo.
19. Difusor salida compresor.
20. Salida de gases.
24. Entrada de oxidante líquido.
25. Entrada de combustible líquido.
- 35 26. Cámara postcombustión.
27. Acanaladura de entrada de combustible.

28. Acanaladura de entrada de oxidante.
 31. Tobera circunferencial.
 32. Álabes disposición radial y flujo axial solidario a disco rotor.
 33. Álabes disposición axial y flujo radial solidario a disco rotor.
 5 35. Compresor axial.
 36. Difusor salida compresor axial.

REALIZACIÓN PREFERENTE DE LA INVENCION

10 Si bien existen multitud de entornos aplicables para la invención, el aeroespacial es el que mejor aprovecha sus cualidades, por lo que se expondrá integrada como turbomotor, en un vehículo aéreo no tripulado, en adelante UAV, de tipo helicóptero, con las siguientes características de uso de la invención.

15 Características y rendimiento de integración de la invención, para potencia de 132kW, peso estimado unidad 18Kg, masa máxima al despegue o MTOW del UAV 396kg:

- Disco rotor (1) integrado con: 8 conjuntos tobera (3), dispuestas en radio efectivo de 20 100mm con vector tangencial, revoluciones nominales del generador de gas-rotor a potencia máxima o $N_{G Pmax}$, 32900 rpm; potencia máxima o $Pmax$, 180 kW; par máximo, 54.4 N/m a 95% $N_{G Pmax}$; velocidad lineal periférica, 344 m/s.
- Conjuntos tobera (3) integrados con: Tobera convergente-divergente; caudal másico unitario, 0.056Kg/s; velocidad eficaz del gas a salida de tobera, 1200m/s; diámetro de garganta, 4mm; coeficiente divergente, 1.36; empuje neto, 68N; presión salida, 101kPa.
- 25 • Combustible y oxidante: Jet-A1 y aire atmosférico que ingresa a la unidad por el difusor de admisión (17) mediante un difusor carenado en el UAV, comprimido por una etapa compresor axial (35), ratio compresión, 1.4:1; etapa compresor centrifugo ratio compresión, 5:1; potencia absorbida, 38kW; coeficiente combustible/aire, 0.03; 30 consumo específico combustible, 48.3kg/h.
- Sistema de arranque: Eléctrico, donde el extremo estriado del eje central (16) se integra con una caja de transmisión principal provista de una unidad generador-arrancador, que transmite la fuerza necesaria para el arranque de la turbina proveniente de la energía eléctrica de una batería, que una vez el motor está en funcionamiento hace las 35 funciones de generador (10kW potencia absorbida) de energía eléctrica para abastecer

eléctricamente el UAV y turbomotor, por otra parte, unas antorchas de encendido se sitúan en el difusor salida compresor (19).

- Regulación del combustible: Centrifuga, siendo las revoluciones del conjunto motor-generador para abastecer helicóptero constantes y siendo la variable la carga aerodinámica en el rotor, el sistema de regulación por fuerza centrifuga resulta aplicable siendo prefijado en envolventes de vuelo limitadas en altura.
- Resto de sistemas: Los inherentes al estado de la técnica.

5

Teniendo en cuenta lo anterior, la figura 10 a la que se suma un compresor axial (35) según figura 15, representa gráficamente lo que a continuación se describe. Se expone el funcionamiento integrado de la invención como turbomotor, según sus variables de funcionamiento, puesta en marcha, funcionamiento sin carga, funcionamiento carga máxima y apagado de desde funcionamiento, que se describen como sigue:

10

- Arranque: Una batería hace mover eléctricamente el generador-arrancador en la caja de transmisión principal del UAV, que la turbina de gas de flujo tangencial recibe a través del estriado del eje central (16) haciendo girar a su vez el compresor centrifugo (18) y compresor axial (35), activándose a su vez un dispositivo de ignición de chispa eléctrica y combustible pulverizado situado en el difusor salida compresor (19), cuando las revoluciones alcanzan el 10% de N_G , los ocho conjunto tobera (3) integrados en el disco rotor (1), y cuyas masas de la válvula (7), bajo la fuerza centrifuga del giro del rotor hacen que el muelle (8) se contraiga, esta se abra y permita el flujo de combustible desde la entrada de combustible (15) situada en la carcasa-bastidor (14) pasando por el eje central (16), de ahí al orificio eje de rotación (2), pasando por los conductos radiales (5) hasta los conjuntos tobera (3) y su entrada de combustible (6) la válvula (7) hacia los orificios de inyección de combustible (9), donde este es inyectado en la cámara de combustión (11).

20

25

El oxidante (aire atmosférico) ingresa por el difusor de entrada (17) de ahí al compresor axial (35), ganando presión tras este, pasa a través del difusor compresor axial (36) e ingresa al compresor centrifugo (18) ganando más presión tras este, pasa a través del difusor salida compresor (19) donde el flujo de aire que se dirige al fresado de conexión a conjunto tobera (4) es inflamado en parte por el combustible y las chispas proporcionadas por las antorchas de ignición, ingresando por dichos fresados, pequeñas llamas ingresan a la cámara de combustión (11) de los conjunto tobera (3) a través de los orificios de entrada de oxidante (10).

30

35

Establecida una llama de ignición en la cámara de combustión (11) se establece en los

conjuntos tobera (3) una combustión continua que va acelerando los gases que discurren por su tobera (12) y por tanto generando un empuje creciente conforme aumenta el número de revoluciones, y por tanto aumentan con la misma la presión del combustible, que aumenta la cantidad inyectada, y la presión y volumen de aire suministrado que desarrollan los compresores, así sucesivamente se aumentan las revoluciones del disco rotor (1) hasta que la potencia generada por la turbina de gas de flujo tangencial supera la potencia absorbida por el compresor y accesorios $<60\% N_G P_{max}$, donde el motor de arranque y la ignición se desactivan, continuando el proceso de arranque hasta $110\%N_G P_{max}$, donde la válvula (7) alcanza su punto de estrangulación superior (figura 5), manteniendo por tanto una velocidad angular en el rotor constante de régimen de ralentí de en tierra.

- 5

10

15

20

25

30

35
- Funcionamiento sin carga: se considera el régimen de ralentí al $110\% N_G P_{max}$
- Funcionamiento con carga (vuelo): Partiendo de ralentí en tierra, considerando los rotores del UAV a velocidad angular divisor de la velocidad angular del rotor tangencial del conjunto turbomotor, donde los rotores del UAV varían su ángulo de paso y producen una sustentación dependientemente de la potencia mecánica que la invención genera y trasmite a través del eje central (16), suponiendo MTOW, el vuelo estacionario representa 90% de la potencia máxima del turbomotor o P_{Max} y $100\% P_{Max}$ la ascensión del helicóptero. La invención se comporta de tal manera que estando en tierra en régimen de ralentí (obviando la potencia absorbida por el rotor y accesorios en tierra), al variar el paso de rotor del UAV para producir un vuelo estacionario, este absorberá potencia del conjunto turbomotor, que hará descender las N_G causando la apertura de la válvula (7), que permitirá un mayor flujo de combustible hacia los orificios de inyección de combustible (9), dicho aporte de combustible elevará la temperatura de los gases de combustión, que aumentara la velocidad de salida de gases V_e , en cada conjunto tobera (3) aumentando por tanto la potencia transmitida al eje central (16) hasta su equilibrio de potencias, alrededor de $102\% N_G P_{max}$, una vez en vuelo, se requiere al rotor la potencia máxima de la invención, que bajan las revoluciones al $100\% N_G P_{max}$ y la válvula (7) por tanto, se desliza y permite mas caudal de combustible, entregándose la potencia máxima, suponiendo un requerimiento de potencia superior, el par máximo se sitúa al $95\% N_G P_{max}$, coincidiendo con la máxima apertura de la válvula (7) donde se confirma el concepto de estabilidad de potencia y funcionamiento de la invención.
- Apagado desde funcionamiento: Se corta el suministro de combustible desde (11).

Se comprueba además que esta realización preferente es igualmente realizable en otros tipos de aeronaves, generadores eléctricos, apu's de aeronaves, unidades motoras terrestres y calderas regenerativas entre otras.

5
Descrita suficientemente la naturaleza de la presente invención, así como la manera de ponerla en práctica, se hace constar que, dentro de su esencialidad, podrá ser llevada a la práctica en otras formas de realización que difieran en detalle de la indicada a título de ejemplo, y a las cuales alcanzará igualmente la protección que se recaba, siempre que no altere, cambie o
10 modifique su principio fundamental.

REIVINDICACIONES

1. Motor de desplazamiento no positivo de flujo tangencial, caracterizado por que comprende:
- Una carcasa-bastidor (14) que actúa de bastidor y carcasa de estátor de un conjunto compresor para las etapas de compresión del elemento comburente;
 - Un eje central (16) concéntrico con la carcasa, que actúa de rotor de un conjunto compresor para las etapas de compresión y de transporte del elemento combustible por su interior; y
 - Un disco rotor (1) cilíndrico acoplado al eje central de forma concéntrica, dispuesto a continuación de las etapas de compresión, y en el que se disponen varios conductos radiales (5) de distribución de combustible para alimentar unos correspondientes conjuntos tobera (3) situados en la periferia del disco rotor, en los que en dichos conjuntos tobera se realiza la mezcla de combustible y comburente de forma continua, y la aceleración dinámica de los gases eyectados en sentido tangencial al disco rotor, produciendo el movimiento rotativo de éste y del eje central.
2. Motor de desplazamiento no positivo de flujo tangencial según reivindicación 1, caracterizado por que cada conjunto tobera (3) presenta:
- Una entrada de comburente (10) procedente de las etapas de compresión del conjunto compresor;
 - Una entrada de combustible (6) procedente del correspondiente conducto radial;
 - Una cámara de combustión (11); y
 - Una tobera (12) dispuesta en sentido tangencial al disco rotor.
3. Motor de desplazamiento no positivo de flujo tangencial según reivindicación 2, caracterizado por que tras la entrada de combustible (6) se integra una válvula (7) de admisión de combustible de tipo centrífugo, de manera que la apertura y cierre del obturador se regula por la fuerza centrífuga producida por el giro del disco rotor.
4. Motor de desplazamiento no positivo de flujo tangencial según reivindicación 3, caracterizado por que la válvula de admisión presenta un muelle (8) de control que trabaja a compresión contra la fuerza centrífuga.
5. Motor de desplazamiento no positivo de flujo tangencial según reivindicación 2, caracterizado por que el conjunto tobera presenta una simetría cilíndrica con el eje de simetría dispuesto tangencialmente al conjunto disco turbina.

6. Motor de desplazamiento no positivo de flujo tangencial según reivindicación 2, caracterizado por que la tobera de salida es de tipo convergente.
- 5 7. Motor de desplazamiento no positivo de flujo tangencial según reivindicación 2, caracterizado por que la tobera de salida es de tipo convergente-divergente.
8. Motor de desplazamiento no positivo de flujo tangencial según reivindicación 1, caracterizado por que las etapas de compresión del conjunto compresor incluyen al menos un compresor axial.
- 10 9. Motor de desplazamiento no positivo de flujo tangencial según reivindicación 1, caracterizado por que las etapas de compresión del conjunto compresor incluyen al menos un compresor centrífugo.
- 15 10. Motor de desplazamiento no positivo de flujo tangencial según reivindicación 1, caracterizado por que el eje central presenta un extremo engranado para transmitir la fuerza mecánica de giro.
- 20 11. Motor de desplazamiento no positivo de flujo tangencial según reivindicación 2, caracterizado por que alguna de las toberas se sitúan según un vector mixto tangencial-axial, proporcionando, además del movimiento rotativo del conjunto disco rotor y del eje central, una propulsión axial según el eje central.
- 25 12. Motor de desplazamiento no positivo de flujo tangencial según reivindicación 1, caracterizado por que el eje central se acopla a un motor de arranque eléctrico.
13. Motor de desplazamiento no positivo de flujo tangencial según reivindicación 1, caracterizado por que el eje central se acopla a un generador eléctrico.
- 30 14. Motor de desplazamiento no positivo de flujo tangencial según reivindicación 1, caracterizado por que la carcasa-bastidor direcciona los gases quemados procedentes de los conjuntos tobera en sentido axial según el eje central mediante unas cámaras de post-combustión y una tobera circunferencial concéntrica con el dicho eje.
- 35 15. Motor de desplazamiento no positivo de flujo tangencial según reivindicación 1,

caracterizado por que a la salida del disco rotor se dispone una turbina de álabes (32, 33) solidaria al disco rotor, que sea movida por los gases quemados procedentes de los conjuntos tobera.

5 16. Motor de desplazamiento no positivo de flujo tangencial según reivindicación 15, caracterizado por que dicha turbina está formada por álabes de disposición axial y flujo radial (33).

10 17. Motor de desplazamiento no positivo de flujo tangencial según reivindicación 15, caracterizado por que la turbina está formada por álabes de disposición radial y flujo axial (32).

18. Motor de desplazamiento no positivo de flujo tangencial según reivindicación 1, caracterizado por que el dicho motor de desplazamiento no positivo se acopla a un mecanismo para su funcionamiento como turbomotor.

15 19. Motor de desplazamiento no positivo de flujo tangencial según reivindicación 1, caracterizado por que el dicho motor de desplazamiento no positivo se acopla a un propulsor o hélice para su funcionamiento como turbopropulsor o turbofan.

20 20. Motor de desplazamiento no positivo de flujo tangencial según reivindicaciones 11 ó 14, caracterizado por que el dicho motor de desplazamiento no positivo funciona como turborreactor.

25 21. Motor de desplazamiento no positivo de flujo tangencial según reivindicación 1, caracterizado por que:

- El eje central (16) transporta separadamente los elementos combustible y oxidante (comburente), sin etapas de compresión previa del oxidante.
- El disco rotor presenta pares de conductos radiales (5) paralelos para la distribución separada de los elementos combustible y oxidante a cada conjunto tobera.

30 22. Motor de desplazamiento no positivo de flujo tangencial según reivindicación 19, caracterizado por que el turbofan es acoplado directamente en el disco rotor por medio de álabes en disposición radial y flujo axial solidario a disco rotor (32).

35 23. Motor de desplazamiento no positivo de flujo tangencial según reivindicación 13, caracterizado por que el generador eléctrico acoplado al eje, actúa también como motor de

arranque eléctrico durante el proceso de arranque.

24. Motor de desplazamiento no positivo de flujo tangencial según reivindicación 1, caracterizado por que el dicho motor de desplazamiento no positivo funciona como equipo generador de calor para calderas.
25. Método de funcionamiento del motor de desplazamiento no positivo de flujo tangencial definido en la reivindicación 1, caracterizado por que comprende las etapas de:
- Admisión continua de comburente a la entrada de las etapas de compresión;
 - Compresión continua del comburente en las etapas de compresión;
 - Combustión continua de la mezcla combustible-comburente en la cámara de combustión (11) de cada conjunto tobera; y
 - Eyección de los gases quemados por la tobera (12) de salida de cada conjunto tobera.
26. Método de funcionamiento del motor de desplazamiento no positivo según reivindicación 17, caracterizado por que los conjuntos tobera (3) tienen la capacidad de funcionar bajo relaciones estequiométricas de la mezcla combustible-comburente.
27. Método de arranque del motor de desplazamiento no positivo de flujo tangencial definido en las reivindicaciones 12 y 13, caracterizado por que comprende las etapas de:
- Puesta en marcha del motor de arranque y acoplamiento al eje central (16), de manera que se hace girar el conjunto compresor y el disco rotor.
 - Apertura por la fuerza centrífuga de las válvulas (7) de admisión de combustible, que permitirán la mezcla de combustible con el comburente procedente de las etapas de compresión del conjunto compresor.
 - Activación del dispositivo de ignición, que inflama una mezcla combustible a la salida de la última etapa de compresión.
 - Transmisión aguas abajo de la combustión hasta las cámaras de combustión (11) de los conjuntos tobera, con lo que se acelera la salida de los gases quemados y el giro del eje central y del compresor.
 - Desactivación del dispositivo de ignición y del motor de arranque cuando la potencia generada por el motor de desplazamiento no positivo supere a la potencia absorbida por el conjunto compresor.

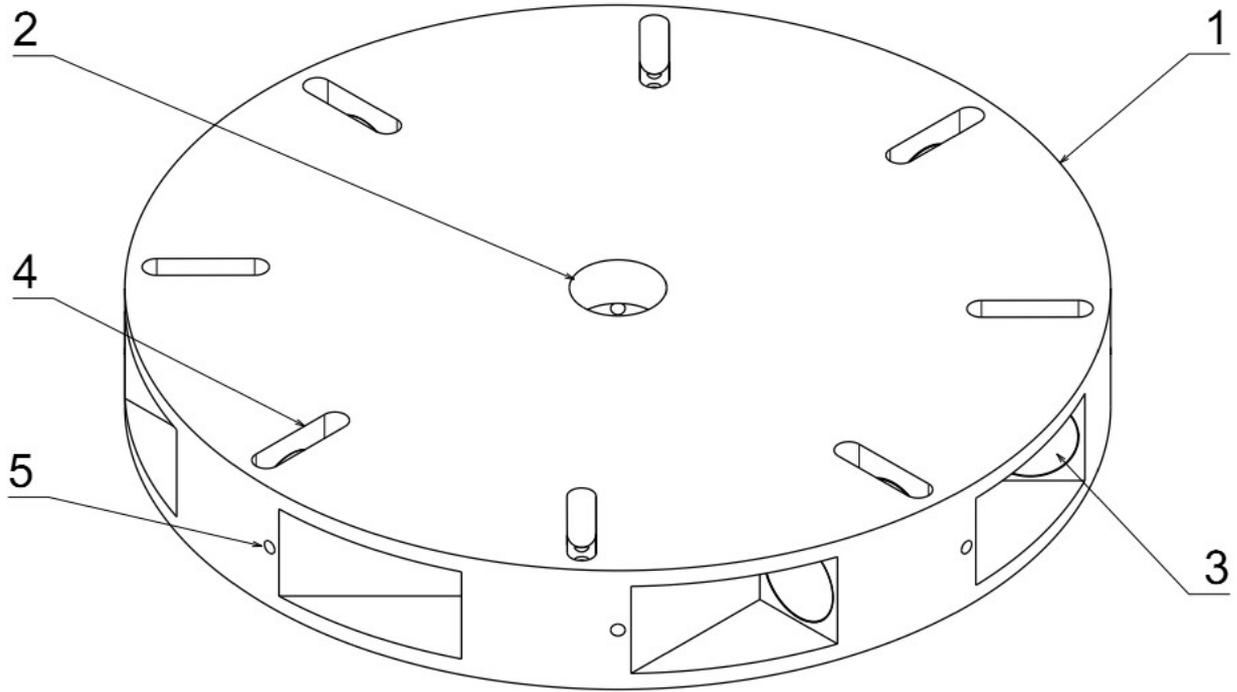


FIG. 1

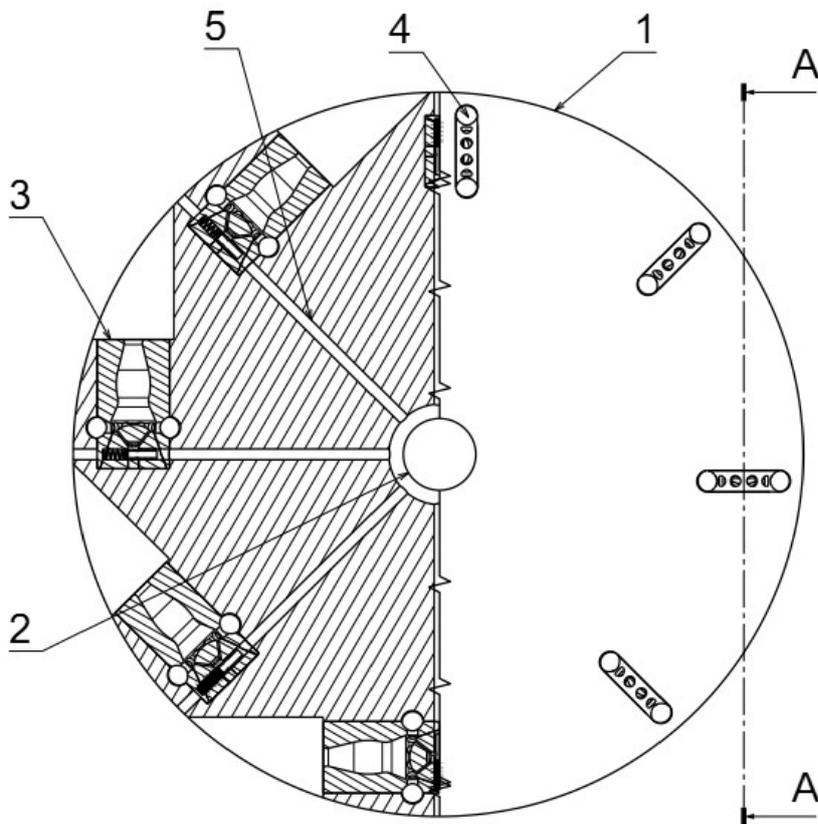


FIG. 2

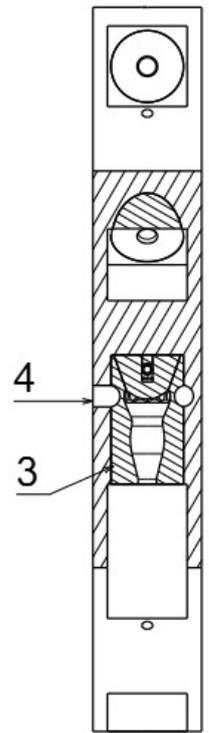


FIG. 3

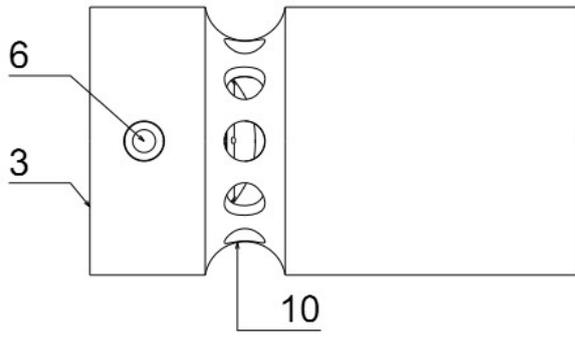


FIG. 4

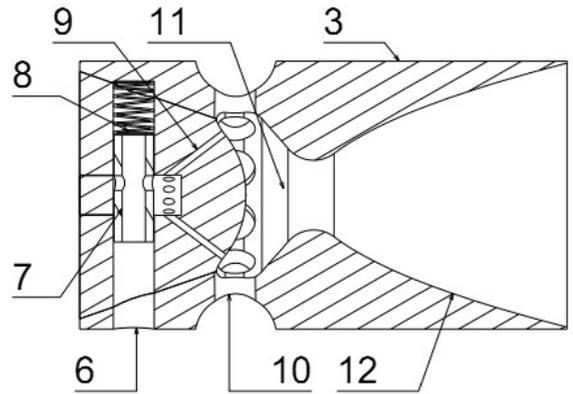


FIG. 5

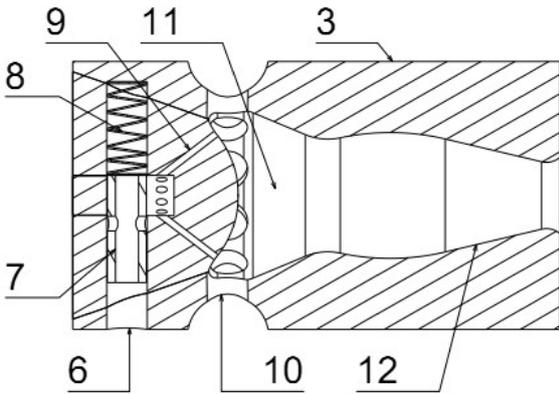


FIG. 6

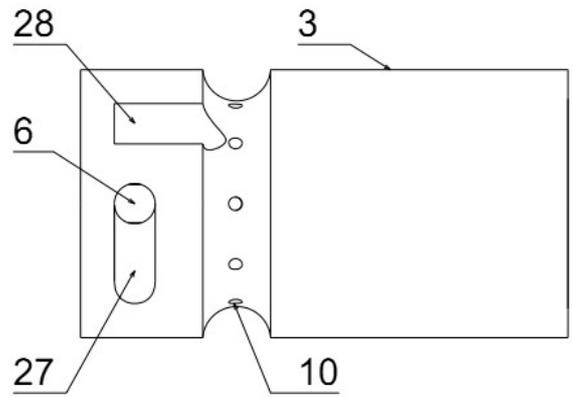


FIG. 7

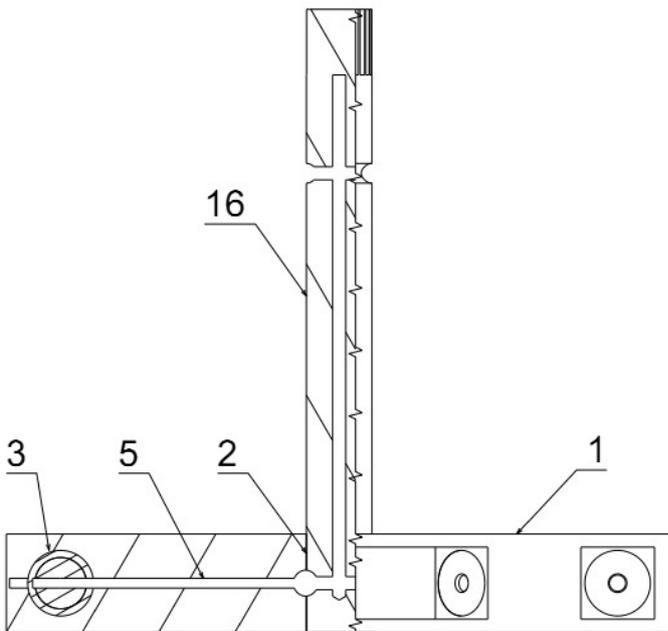


FIG. 8

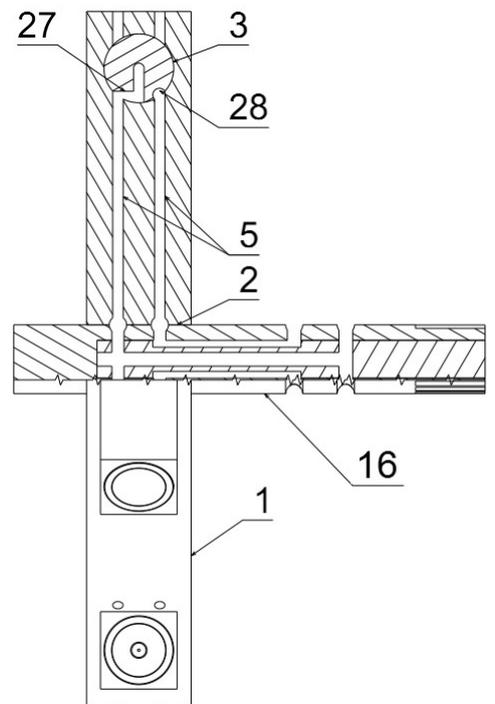


FIG. 9

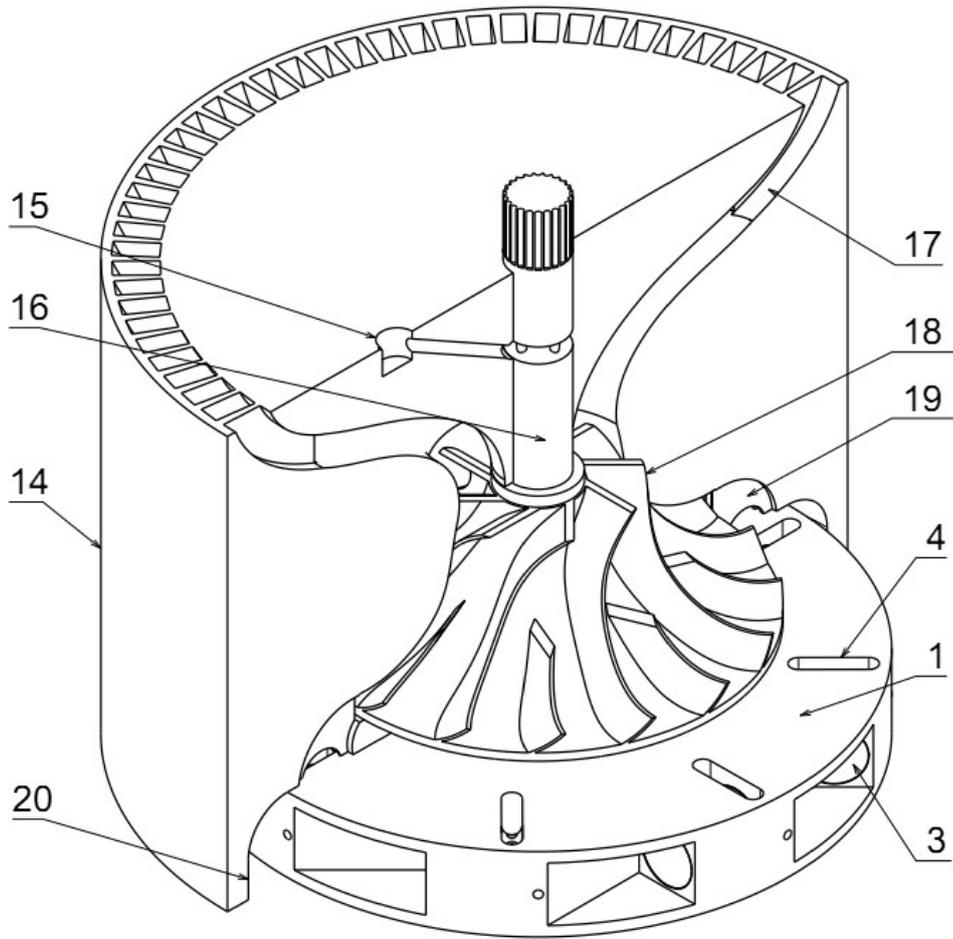


FIG. 10

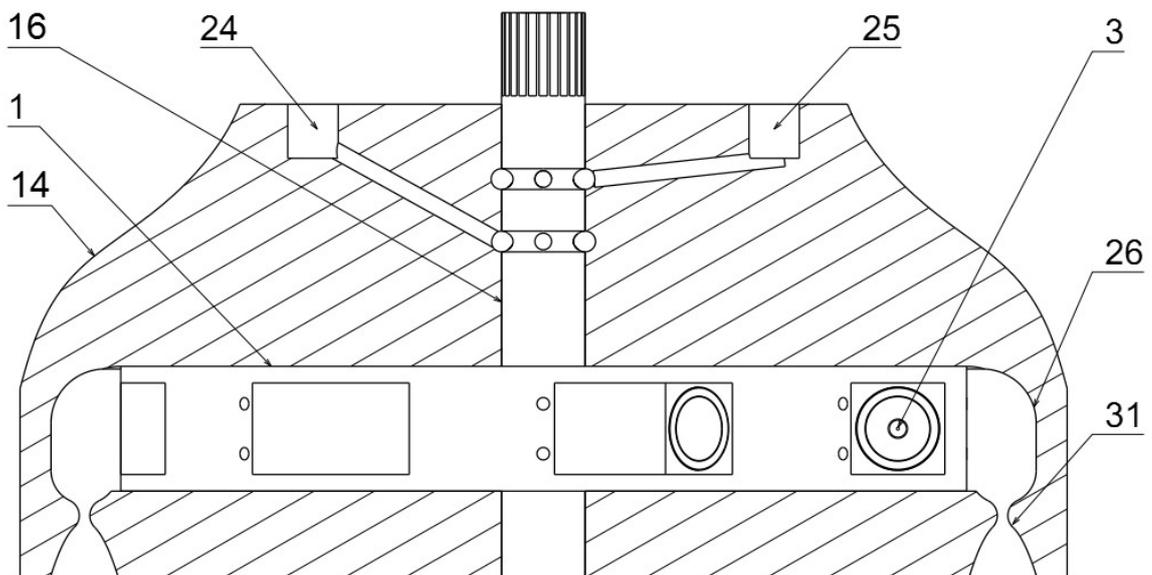


FIG. 11

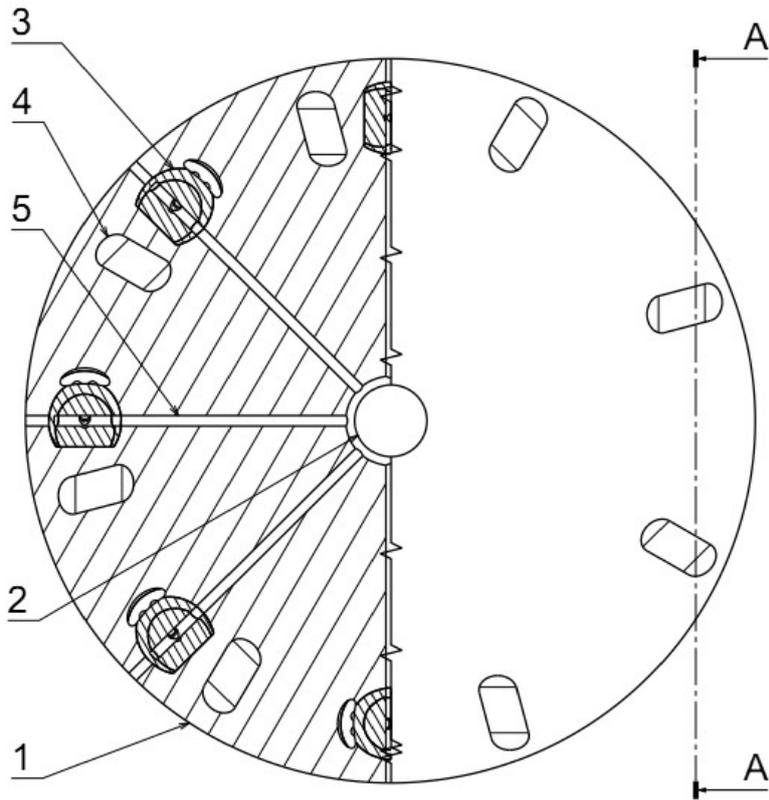


FIG. 12

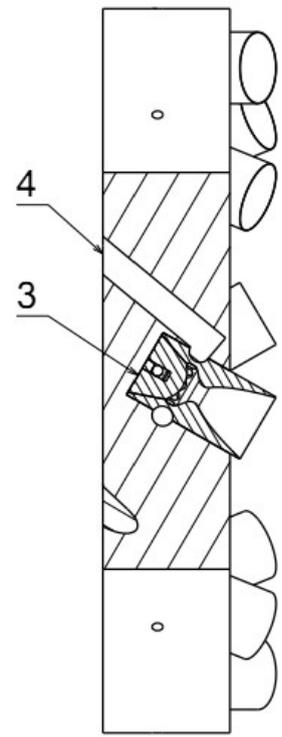


FIG. 13

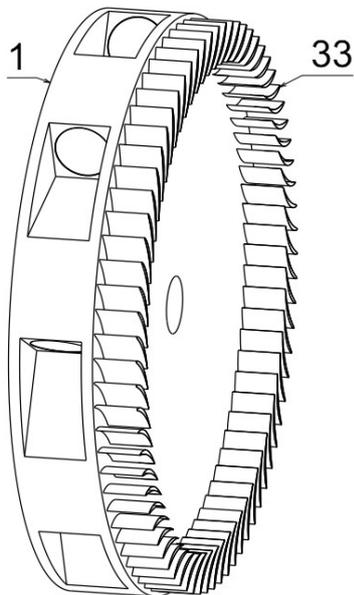


FIG. 14

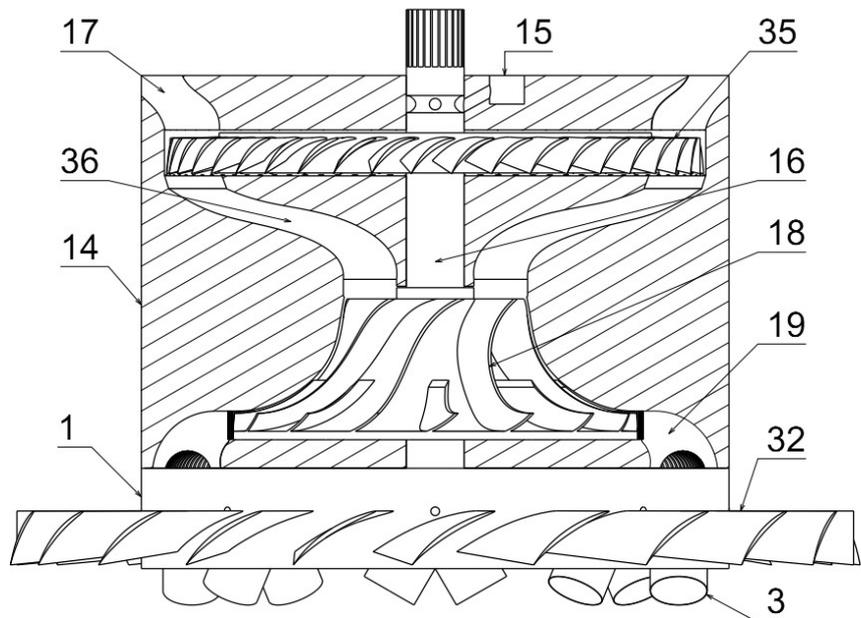


FIG. 15



②① N.º solicitud: 201730261

②② Fecha de presentación de la solicitud: 29.05.2017

③② Fecha de prioridad:

INFORME SOBRE EL ESTADO DE LA TÉCNICA

⑤① Cl. Int: ver hoja adicional

DOCUMENTOS RELEVANTES

Categoría	⑤⑥ Documentos citados	Reivindicaciones afectadas
X	US 6295802 B1 (LIOR et al.) 02/10/2001; Columna 3, línea 4 - columna 4, línea 17; figuras 3 - 5.	1-2, 5, 7, 9-10, 25
Y		21
Y	WO 2012/129579 A1 (FRENCH) 27/09/2012; Páginas 6 - 9; figuras 1 - 3.	21
X	FR 934755 A (VILLEMÉJANE) 01/06/1948; Todo el documento.	1-2, 5, 9-11, 14-15, 20, 25
Y		21
Y	WO 97/21915 A1 (KLEIN) 19/06/1997; Páginas 3 - 4; figuras 1 - 3.	21
X	FR 2459878 A1 (LE MAUFF) 16/01/1981; página 1, línea 23 - página 4, línea 17; figuras 1 - 3.	1-5, 10, 15, 25
Y		21
A		26
Y	US 8776493 B1 (DAWSON et al.) 15/07/2014; Columna 4, línea 5 - columna 5, línea 27; figuras 1 - 2.	21

Categoría de los documentos citados

X: de particular relevancia

Y: de particular relevancia combinado con otro/s de la misma categoría

A: refleja el estado de la técnica

O: referido a divulgación no escrita

P: publicado entre la fecha de prioridad y la de presentación de la solicitud

E: documento anterior, pero publicado después de la fecha de presentación de la solicitud

El presente informe ha sido realizado

para todas las reivindicaciones

para las reivindicaciones nº:

Fecha de realización del informe
30.01.2018

Examinador
L. J. Dueñas Campo

Página
1/5



21 N.º solicitud: 201730261

22 Fecha de presentación de la solicitud: 29.05.2017

32 Fecha de prioridad:

INFORME SOBRE EL ESTADO DE LA TÉCNICA

51 Cl. Int: ver hoja adicional

DOCUMENTOS RELEVANTES

Categoría	56 Documentos citados	Reivindicaciones afectadas
A	US 3557551 A (CAMPBELL) 26/01/1971; Columna 3, línea 20 - columna 4, línea 10; figuras 1 - 4.	1-2, 9-10, 13, 15, 18, 25
A	US 3937009 A (COLEMAN) 10/02/1976.	
A	US 5185541 A (JENSEN) 09/02/1993.	
A	US 5408824 A (SCHLOTE) 25/04/1995.	

Categoría de los documentos citados

X: de particular relevancia

Y: de particular relevancia combinado con otro/s de la misma categoría

A: refleja el estado de la técnica

O: referido a divulgación no escrita

P: publicado entre la fecha de prioridad y la de presentación de la solicitud

E: documento anterior, pero publicado después de la fecha de presentación de la solicitud

El presente informe ha sido realizado

para todas las reivindicaciones

para las reivindicaciones nº:

Fecha de realización del informe
30.01.2018

Examinador
L. J. Dueñas Campo

Página
2/5

CLASIFICACIÓN OBJETO DE LA SOLICITUD

F02C3/16 (2006.01)

F02K7/00 (2006.01)

F01D1/32 (2006.01)

F02K9/66 (2006.01)

Documentación mínima buscada (sistema de clasificación seguido de los símbolos de clasificación)

F02C, F02K, F01D

Bases de datos electrónicas consultadas durante la búsqueda (nombre de la base de datos y, si es posible, términos de búsqueda utilizados)

INVENES, EPODOC

Fecha de realización de la opinión escrita: 30.01.2018

Declaración

Novedad (art. 6.1, LP 11/1986)	Reivindicaciones 1-27	SÍ
	Reivindicaciones	NO
Actividad inventiva (art. 8.1, LP 11/1986)	Reivindicaciones 6, 8, 12-13, 16-19, 22-24, 26-27	SÍ
	Reivindicaciones 1-5, 7, 9-11, 14-15, 20-21, 25	NO

Se considera que la solicitud cumple con el requisito de aplicación industrial. Este requisito fue evaluado durante la fase de examen formal y técnico de la solicitud (artículo 31.2, ley 11/1986).

Base de la opinión

La presente opinión se ha realizado sobre la base de la solicitud de patente tal y como se publica.

1. Documentos considerados

A continuación se relacionan los documentos pertenecientes al estado de la técnica tomados en consideración para la realización de esta opinión.

Documento	Número de publicación o identificación	Fecha de publicación
D01	US 6295802 B1 (LIOR et al.)	02.10.2001
D02	WO 2012/129579 A1 (FRENCH)	27.09.2012
D03	FR 934755 A (VILLEMÉJANE)	01.06.1948
D04	WO 97/21915 A1 (KLEIN)	19.06.1997
D05	FR 2459878 A1 (LE MAUFF)	16.01.1981
D06	US 8776493 B1 (DAWSON et al.)	15.07.2014

2. Declaración motivada según los artículos 29.6 y 29.7 del reglamento de ejecución de la ley 11/1986, de 20 de marzo, de Patentes sobre la novedad y la actividad inventiva; citas y explicaciones en apoyo de esta declaración

El documento D01 se considera el estado de la técnica más próximo. Dicho documento, que pertenece al mismo sector técnico, presenta, según se establece en la reivindicación 1 de la solicitud, «un motor de desplazamiento no positivo de flujo tangencial (ver D01: columna 1, líneas 10-12), que comprende:

- Una carcasa-bastidor (elemento 60; figura 3) que actúa de bastidor y carcasa de estátor de un conjunto compresor para las etapas de compresión del elemento comburente (columna 3, líneas 8 - 19; figuras 3 - 4);
- Un eje central concéntrico con la carcasa (elemento 54; figura 3), que actúa de rotor de un conjunto compresor (elementos 68, 61) para las etapas de compresión (columna 3, líneas 8 - 19; figuras 3 - 4) y de transporte del elemento combustible por su interior (columna 3, líneas 55 - 57); y
- Un disco rotor cilíndrico (elemento 50; figuras 3 - 4) acoplado al eje central de forma concéntrica (columna 3, líneas 6 - 7; figura 3), dispuesto a continuación de las etapas de compresión (figuras 3 - 4), y en el que se disponen varios conductos radiales de distribución de combustible (columna 3, líneas 55 - 57; no están literalmente definidos dichos conductos radiales, aunque se pueden inferir técnicamente por su efecto centrífugo) para alimentar unos correspondientes conjuntos tobera (elementos 52; figuras 3 - 4) situados en la periferia del disco rotor (columna 3, líneas 7 - 8; figuras 3 - 4), en los que en dichos conjuntos tobera se realiza la mezcla de combustible y comburente de forma continua, y la aceleración dinámica de los gases eyectados en sentido tangencial al disco rotor, produciendo el movimiento rotativo de éste y del eje central» (columna 3, líneas 20 - 44).

Por todo ello, se considera que el documento D01 puede afectar a la actividad inventiva de la reivindicación 1. Lo mismo puede indicarse a partir de cualquiera de los documentos D03, D05.

La reivindicación 2 se puede mostrar en el documento D01 (ver D01: columna 3, líneas 20 - 44).

Las reivindicaciones 3 - 4 presentan un sistema de regulación de combustible por válvula accionada por fuerza centrífuga y muelle; se pueden mostrar en el documento D05 (ver D05: figura 3; elementos 38 - 41; página 2, líneas 26 - 36).

La reivindicación 5 se puede mostrar en el documento D01 (ver D01: figuras 3 - 4).

La reivindicación 7 se puede mostrar en el documento D01 (ver D01: columna 3, líneas 49 - 54; figura 4).

La reivindicación 9 se puede mostrar en el documento D01 (ver D01: columna 3, líneas 14 - 16; figura 3).

La reivindicación 10 se puede mostrar en el documento D01 (ver D01: elemento 90; figura 5; columna 3, línea 64 - columna 4, línea 3).

Las reivindicaciones 11, 14, 20 se pueden mostrar en el documento D03 (ver D03: figura 7; página 2, líneas 1 - 76).

La reivindicación 15 se puede mostrar en el documento D03 (ver D03: elementos i, i'; figuras 2, 4, 6; página 1, línea 57 - página 2, línea 36).

La reivindicación 21 presenta una versión con conjuntos tobera no alimentados por aire, sino por oxidante y combustible, actuando como motores cohete; se pueden mostrar en cualquiera de los documentos D02, D04, D06 (ver D02: figura 2; D04: figuras 1 - 3; D06: figura 1).

La reivindicación 25 se puede mostrar en el documento D01 (ver D01: columna 3, líneas 20 - 44).

Por ello, se considera que las reivindicaciones dependientes 2 - 5, 7, 9 - 11, 14 - 15, 20 - 21, 25 podrían verse afectadas en su actividad inventiva a partir de los documentos D01, D03, D05, o de alguna de las combinaciones de los documentos D01 - D02, D03 - D04, o D05 - D06.