(12) SOLICITUD INTERNACIONAL PUBLICADA EN VIRTUD DEL TRATADO DE COOPERACIÓN EN MATERIA DE PATENTES (PCT)

(19) Organización Mundial de la Propiedad Intelectual
Oficina internacional

(43) Fecha de publicación internacional
20 de enero de 2022 (20.01.2022)

WIPO | PCT

(10) Número de publicación internacional
WO 2022/013459 A1

(51) Clasificación internacional de patentes:
F02K 9/78 (2006.01) *F02K 1/12* (2006.01)
F02K 7/18 (2006.01)

(21) Número de la solicitud internacional:
PCT/ES2020/070374

(22) Fecha de presentación internacional:
13 de julio de 2020 (13.07.2020)

(25) Idioma de presentación: español

(26) Idioma de publicación: español

(72) Inventor; y
(71) Solicitante: **MARTÍNEZ-VILANOVA PIÑÓN, Rafael** [ES/ES]; Calle Saturnino Calleja 35, 02005 Albacete (ES).

(81) Estados designados *(a menos que se indique otra cosa, para toda clase de protección nacional admisible)*: AE, AG, AL, AM, AO, AT, AU, AZ, BA, BB, BG, BH, BN, BR, BW, BY, BZ, CA, CH, CL, CN, CO, CR, CU, CZ, DE, DJ, DK, DM, DO, DZ, EC, EE, EG, ES, FI, GB, GD, GE, GH, GM, GT, HN, HR, HU, ID, IL, IN, IR, IS, IT, JO, JP, KE, KG, KH, KN, KP, KR, KW, KZ, LA, LC, LK, LR, LS, LU, LY, MA, MD, ME, MG, MK, MN, MW, MX, MY, MZ, NA, NG, NI, NO, NZ, OM, PA, PE, PG, PH, PL, PT, QA, RO, RS, RU, RW, SA, SC, SD, SE, SG, SK, SL, ST, SV, SY, TH, TJ, TM, TN, TR, TT, TZ, UA, UG, US, UZ, VC, VN, WS, ZA, ZM, ZW.

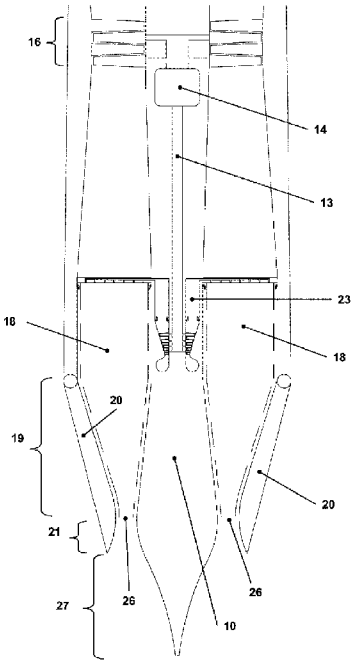
(84) Estados designados *(a menos que se indique otra cosa, para toda clase de protección regional admisible)*: ARIPO (BW, GH, GM, KE, LR, LS, MW, MZ, NA, RW, SD, SL, ST, SZ, TZ, UG, ZM, ZW), euroasiática (AM, AZ, BY, KG, KZ, RU, TJ, TM), europea (AL, AT, BE, BG, CH, CY, CZ, DE, DK, EE, ES, FI, FR, GB, GR, HR, HU, IE, IS, IT, LT, LU, LV, MC, MK, MT, NL, NO, PL, PT, RO, RS, SE, SI, SK, SM, TR), OAPI (BF, BJ, CF, CG, CI, CM, GA, GN, GQ, GW, KM, ML, MR, NE, SN, TD, TG).

Declaraciónes según la Regla 4.17:
— *sobre la identidad del inventor (Regla 4.17(i))*

(54) **Title:** JET ENGINE FOR AIRCRAFT

(54) **Título:** MOTOR A REACCIÓN PARA AERONAVES

[Fig. 2]



(57) **Abstract:** A jet engine for propelling aircraft, capable of providing thrust from rest to high speeds. Characterised in that it employs a liquid oxidant and two liquid fuels of different molecular weights. The engine has an axial compressor (16) or several axial compressors located on the same plane, but differs from a conventional gas turbine in that the turbine is driven by a gas generator. At the outlet of the turbine there is a gasification chamber (23) into which more fuel is injected. Combustion of the gases from the gasification chamber is performed in two combustion chambers (18) with a rectangular cross-section, separated by a central body (10). The exhaust of the gases is performed in nozzles with a square convergent/divergent cross-section (19) and (21). The cross-section of the throats (26) can be adjusted by means of two mobile elements (20). The final section of the central body (10) forms a wedge-shape (27), enabling the continued expansion of the exhaust gases.

(57) **Resumen:** Motor a reacción para impulsar aeronaves, capaz de proporcionar empuje desde parado hasta altas velocidades. Caracterizado por utilizar un oxidante líquido y dos combustibles líquidos de diferente peso molecular. El motor dispone de un compresor axial (16) o varios compresores axiales situados en el mismo plano, pero difiere de una turbina de gas convencional en que la turbina se acciona con un generador de gas. A la salida de la turbina hay una cámara de gasificación (23) en la que se inyecta más combustible. La combustión de los gases de la cámara de gasificación se realiza en dos cámaras de combustión (18) de sección rectangular separadas por un cuerpo central (10). El escape de los gases se realiza en toberas de sección cuadrada de tipo convergente/divergente (19) y (21). La sección de las gargantas (26) se puede ajustar mediante dos elementos móviles (20). La parte final del cuerpo central (10) forma una cuña (27) que permite continuar la expansión del escape.

WO 2022/013459 A1

[Continúa en la página siguiente]

Publicada:
— *con informe de búsqueda internacional (Art. 21(3))*
— *con reivindicaciones modificadas (Art. 19(1))*

Descripción

Título de la invención: MOTOR A REACCIÓN PARA AERONAVES

[0001] La invención se refiere a un motor térmico para proporcionar empuje a una aeronave mediante la aceleración del aire atmosférico a través de un conducto. Por los elementos mecánicos la invención es una turbomáquina. Pero la invención difiere de las configuraciones típicas de las turbinas de gas por emplear un generador de gas para accionar la turbina.

[0002] La mayor parte de las aeronaves que vuelan a elevada velocidad utilizan como motor la turbina de gas (entendiendo por elevadas velocidades, velocidades supersónicas). La configuración más típica es lo que se conoce como turbofán. Con frecuencia se utilizan turbofanes de baja relación de derivación con postcombustor. Este tipo de motores requiere enormes costes de desarrollo y fabricación.

[0003] Como información adicional, en algunas aplicaciones su utilizan otras dos alternativas. La primera alternativa es el motor cohete. Este tipo de motores presentan al menos dos problemas: un impulso específico reducido y una vida corta, siendo frecuentemente difícil y costoso su reutilización después de tan sólo un uso. La segunda alternativa es el estratorreactor. El principal problema de los estratorreactores es que no proporcionan empuje a baja velocidad, por lo que se requiere del empleo de otro sistema de propulsión para alcanzar su velocidad de funcionamiento.

[0004] La presente invención es un motor a reacción que puede ser más económico de desarrollar que el motor tradicional mencionado, a saber, el turbofán de baja derivación con postcombustor. En la figura 1 se muestra un esquema de la invención, en lo sucesivo el MOTOR. En particular se muestran dos secciones en planos que contienen el eje (13) del MOTOR y son perpendiculares entre sí. Se representa con flechas el flujo del aire.

[0005] Aunque en la figura 1 se representa el MOTOR de una forma esquemática, se muestran los elementos más destacados en un tamaño representativo de una aplicación real. Como los tamaños de estos componentes son muy diferentes en la figura 2 se reproduce una zona de la figura 1 a mayor escala, y en la figura 3 se reproduce una zona de la figura 2 a mayor escala.

[0006] El MOTOR consta de un cuerpo central (10) donde se sitúan, además de otros elementos auxiliares, los siguientes elementos para accionar el compresor (16):

[0007] - Un generador de gas (11) donde se inyecta a alta presión un combustible líquido y un oxidante líquido en una relación rica en combustible, de manera que no todo el combustible se quema en esta cámara. La misión del generador de gas es como su

nombre indica generar gas a alta presión.

[0008] - Una turbina (12) que se acciona con los gases del generador de gas, y mueve un eje de alta velocidad de rotación (13).

[0009] - Una caja de transmisión (14) en la que se reduce la velocidad de giro para adecuarla a las necesidades del compresor (16).

[0010] El motor a reacción propiamente dicho consta de los siguientes elementos:

[0011] - Una toma de admisión (15) de acuerdo con el estado de la técnica. Se representa sólo un ejemplo en la figura 1, pero puede ser de diversas formas. En los últimos 60 años se han probado con éxito configuraciones diferentes, típicamente contando con algún elemento de geometría variable. Como cualquier toma de un motor a reacción su misión es ajustar el gasto de aire y la velocidad de entrada del aire a las necesidades del MOTOR. En la mayor parte de la envolvente de vuelo actuará como un difusor; en particular cuando la velocidad de vuelo sea supersónica se genera una o más ondas de choque para reducir la velocidad del aire, siendo la velocidad de entrada al compresor (16) siempre subsónica.

[0012] - Un compresor axial (16) con al menos una etapa de compresión. Los compresores axiales están formados por etapas sucesivas de escalones de álabes situados perpendicularmente al eje del compresor. Los escalones de álabes que permanecen fijos se denominan estátores, y los escalones de álabes que giran solidariamente con el eje se denominan rotores. Es frecuente que uno de los estátores, o incluso dos estátores, tenga los álabes orientables; en el caso de adoptarse esa solución técnica el estátor orientable se situará en el primer escalón del compresor y/o en el último escalón del compresor.

[0013] - Una zona de transición (17) desde la salida del compresor axial a dos cámaras de combustión de sección rectangular (18). La misión de esta zona de transición es mantener las pérdidas de cargas en unos valores razonables, por tanto, será tan larga como sea necesario para cumplir este cometido.

[0014] - Dos cámaras de combustión (18) de sección rectangular separadas por el cuerpo central (10). Como aclaración, en la figura no se representan los típicos estabilizadores de llama de muchas cámaras de combustión, lo que no quiere decir que no puedan ser necesarios. Sí que se representa, con una línea discontinua, la típica chapa perforada que separa el flujo más frío en contacto con la pared de la cámara, del flujo caliente en el resto de la cámara.

[0015] - Dos toberas convergentes (19). Para permitir ajustar la sección de las gargantas (26). En función de las condiciones de vuelo y funcionamiento del MOTOR los ángulos de las toberas se ajustan mediante dos elementos móviles articulados (20). Una vez se alcanza las gargantas de las toberas (26), el cuerpo central (10) y los dos elementos móviles (20) forman dos toberas divergentes (21) con una relación de expansión pequeña.

[0016] - Finalmente, al final del MOTOR el cuerpo central (10) se estrecha formando una cuña (27) que permite, cuando sea necesario, una expansión mayor de los gases de escape, es decir actúa como una tobera divergente abierta.

[0017] En función del ángulo de los elementos móviles (20) se puede conseguir un escape de sección más o menos constante, es decir sin formar una tobera convergente. O se puede obtener una tobera con un estrechamiento muy acusado en la garganta (26), tal y como se muestra en la figura 4. En cambio la expansión del escape se ajusta de manera automática gracias a la cuña (27).

[0018] El MOTOR tiene tres modos de funcionamiento. El modo principal se ha denominado modo normal, y se caracteriza por los siguientes elementos:

[0019] - Un difusor a la salida de la turbina (22).

[0020] - Una cámara de gasificación (23) en la que descarga el difusor (22). En esta cámara la velocidad de los gases de escape es relativamente baja, y se inyecta más combustible que por efecto de la temperatura se gasifica.

[0021] Los gases de la cámara de gasificación se conducen a una matriz de inyectores (24) que distribuyen los gases entre las dos cámaras de combustión (18). Los inyectores están dimensionados y colocados de manera que en la región cercana a las paredes no se inyectan los gases, así se asegura una temperatura más baja en las paredes de las cámaras de combustión (18) y las paredes de las toberas (19) y (21).

[0022] Además, es posible operar el MOTOR en un modo alternativo que se ha denominado modo con superempuje. En este modo el objetivo es obtener un empuje superior al modo normal. Para ello se inyecta combustible en exceso al oxígeno disponible en las cámaras de combustión (18), es decir el MOTOR funciona con una mezcla rica de combustible, a diferencia del modo de funcionamiento normal mencionado anteriormente en el que no se consume todo el oxígeno disponible.

[0023] En este modo no todo el combustible se inyecta en el generador de gas (11) y la cámara de gasificación (23), Además, se inyecta una parte del combustible directamente en las cámaras de combustión (18), en una serie de inyectores (25) colocados en la periferia de cada cámara de combustión (18) y si fuera necesario en la periferia de cada tobera (19) y (21). Este combustible adicional además de ayudar a aumentar el empuje, asegura una temperatura más baja en las paredes de la cámara de combustión (18) y las paredes de las toberas (19) y (21).

[0024] Además de un oxidante líquido para reaccionar en el generador de gas (11), otra característica diferenciadora del MOTOR es la utilización de dos combustibles líquidos. Preferiblemente un combustible gaseoso de bajo peso molecular que se almacena licuado en un tanque presurizado, y según la elección del combustible el tanque será además criogénico. Y un combustible con un peso molecular mayor que preferiblemente será líquido en condiciones ambientales. El combustible de menor peso

molecular se inyectará preferentemente en el generador de gas (11), y el combustible de mayor peso molecular se utilizará preferentemente en la cámara de gasificación (23). Y ambos combustibles se pueden utilizar para inyectar directamente en la cámara de combustión (25) en el modo con superempuje. No obstante, en función de las necesidades de empuje y de la velocidad de la aeronave se puede elegir más o menos proporción de cada uno de los dos combustibles.

[0025] Se recalca que la utilización de dos combustibles se considera la solución óptima, pero si se desea simplicidad, el MOTOR también puede funcionar con un único tipo de combustible, en ese caso será un combustible de bajo peso molecular.

[0026] Al igual que cualquier otro motor térmico, se requieren una serie de elementos auxiliares, siendo los siguientes los más importantes:

[0027] Una máquina eléctrica engranada al compresor (16), o a alguna de las etapas de la caja de transmisión (14). Esta máquina eléctrica puede funcionar como generador, proporcionando energía eléctrica para alimentar la aeronave y los sistemas auxiliares del MOTOR. La máquina eléctrica también puede funcionar como motor eléctrico por ejemplo para facilitar el arranque del MOTOR.

[0028] Finalmente, puede interesar que la máquina eléctrica accione el compresor (16) sin ayuda del generador de gas (11). Este sería el tercer modo de funcionamiento, y se ha denominado modo eléctrico. En este modo el MOTOR requiere de una alimentación externa eléctrica, por ejemplo, unas baterías. En el modo eléctrico no se inyecta combustible ni oxidante, por lo que el empuje es bastante reducido, pero puede ser útil en determinadas circunstancias, por ejemplo, como emergencia en caso de avería, o para volar a baja velocidad, o en trayectorias descendentes, o para generar menos ruido.

[0029] Otros elementos auxiliares destacables son las bombas. Para alimentar el generador de gas (11) se requieren bombas de alta presión. Para inyectar combustible en la cámara de gasificación (23) o en la cámara de combustión (25) se requieren bombas de baja presión. Las bombas se pueden accionar mecánicamente conectándolas a alguno de los ejes del MOTOR, o se pueden accionar mediante motores eléctricos, o combinación de ambas opciones.

[0030] Como cualquier motor térmico se requiere de un sistema de refrigeración para que los componentes del MOTOR con carga térmica no superen las temperaturas de diseño; lo más destacable del sistema de refrigeración del MOTOR es el sumidero de calor. Para aplicaciones con velocidades de vuelo hasta por ejemplo número de Mach 2,5, se puede intercambiar calor con el aire atmosférico. Para aplicaciones con velocidades mayores el combustible y el oxidante (o cualquier otro fluido que transporte la aeronave, como por ejemplo agua), se pueden utilizar como sumidero de calor. La primera opción es la solución habitual para refrigerar las turbinas de gas; la segunda opción es la solución habitual para refrigerar los motores cohete.

[0031] Para su realización el MOTOR requiere de los mismos elementos y subsistemas que cualquier turbina de gas. Las piezas serán mayoritariamente metálicas, y las aleaciones se escogerán, entre otros motivos, en función de las temperaturas de trabajo. En las zonas más frías se puede utilizar por ejemplo aceros y aleaciones de titanio. En las zonas con temperaturas medias se puede utilizar por ejemplo aceros inoxidables y aceros refractarios. Finalmente, en las zonas con temperaturas más altas se tienen que utilizar aleaciones específicas para alta temperatura, por ejemplo, aleaciones con base níquel.

[0032] A parte de los elementos ya mencionados, el MOTOR también requerirá para su realización los siguientes elementos típicos de una turbina de gas: sensores de diverso tipo, actuadores, válvulas, un sistema de control electrónico y un sistema de encendido. También será necesario asegurar una fricción razonablemente baja entre los elementos móviles mediante rodamientos, cojinetes y un sistema de lubricación. Para accionar los actuadores será necesario un sistema hidráulico y/o servos eléctricos.

[0033] El control de la velocidad de giro del MOTOR se realiza actuando sobre las bombas que inyectan el combustible y el oxidante en el generador de gas (11). Siendo posible variar tanto el caudal/presión de los líquidos como su proporción. El empuje se regula también mediante la cantidad de combustible que se inyecta en la cámara de gasificación (23), y si se utiliza el modo con superempuje con la cantidad de combustible que se inyecta directamente en la cámara de combustión (25).

[0034] En el control del escape el objetivo es ajustar la sección de las gargantas (26) para alcanzar las condiciones críticas y, por tanto, que después de las gargantas (26) se alcancen velocidades supersónicas. En la zona de la envolvente de vuelo en la que la presión en la cámara de combustión (18) no es suficientemente alta para permitir condiciones críticas, entonces la sección de las gargantas (26) se ajusta para que la presión en la salida del escape sea similar a la presión atmosférica.

[0035] Como se puede ver en la figura 1, una debilidad del MOTOR presentado es que se requiere espacio para la zona de transición (17) para asegurar que el flujo de simetría axial a la salida del compresor se acomode a las dos cámaras de combustión (18) de sección rectangular. La longitud de la zona de transición (17) se puede reducir si se sitúa en vez de un único compresor, dos, cuatro o incluso seis compresores en el mismo plano, trabajando en paralelo, de manera que la mitad de los compresores alimenten a una cámara de combustión (18) y la otra mitad a la otra cámara de combustión (18). Esta arquitectura alternativa se muestra en la figura 5. En esta figura se muestra una sección perpendicular al eje del MOTOR. El corte se realiza a la altura de los compresores, y en particular se muestra la opción de cuatro compresores. El precio a pagar por esta solución es un sistema más complejo. Se pueden accionar todos los compresores con una única turbina, o cada compresor puede ser accionado por su

turbina con su cámara de gasificación.

[0036] En la figura 6 se muestra un esquema de la primera opción, una turbina (12) en el cuerpo central (10) acciona a varios compresores. En ese caso se complica el sistema de transmisión, siendo necesarias una caja de transmisión secundaria (29) extra en cada compresor, y una caja de transmisión principal con múltiples salidas (28).

[0037] En la figura 7 se muestra un esquema de la segunda opción. Intencionadamente en la figura 7 se ha invertido el sentido del flujo de generador de gas. En las figuras 3 y 6 el flujo es contrario al avance, en la figura 7 el flujo del generador de gas tiene el mismo sentido que el avance. Se destaca que el MOTOR puede funcionar con el generador de gas orientado en el sentido de avance, o en el sentido contrario.

[0038] El MOTOR en la configuración que se muestra en la figura 7 se puede simplificar eliminando la mitad, tal y como se muestra en la figura 8. Esta configuración también es viable. En esta configuración el cuerpo central (10) queda reducido a uno de los laterales del MOTOR, y la cuña (27) que permite la expansión abierta, se transforma en una rampa (31). En el otro lado de la tobera los dos elementos móviles (20) se reducen a un único elemento móvil (30). El inconveniente destacado de esta configuración es que se pierde la simetría en la tobera, por tanto, en función de las condiciones de funcionamiento variará el ángulo de empuje. A efectos de la aeronave, esta configuración introduce un momento que varía en los diferentes puntos de la envolvente de vuelo.

[0039] Relación de los elementos indicados en los dibujos:

[0040] 10 cuerpo central

[0041] 11 generador de gas

[0042] 12 turbina

[0043] 13 eje de alta velocidad de giro

[0044] 14 caja de transmisión

[0045] 15 toma de admisión

[0046] 16 compresor axial

[0047] 17 zona de transición

[0048] 18 cámaras de combustión

[0049] 19 toberas convergentes

[0050] 20 elementos móviles

[0051] 21 toberas divergentes

[0052] 22 difusor salida turbina

[0053] 23 cámara de gasificación

[0054] 24 matriz de inyectores

[0055] 25 inyectores para el modo con superempuje

[0056] 26 gargantas

[0057] 27 cuña

[0058] 28 caja de transmisión con varias salidas

[0059] 29 caja de transmisión secundaria

[0060] 30 un elemento móvil

[0061] 31 rampa

Reivindicaciones

[Reivindicación 1] Motor a reacción que es capaz de proporcionar empuje a una aeronave mediante la aceleración del aire atmosférico a través de un conducto. El motor es capaz de proporcionar empuje desde parado, hasta una velocidad muy elevada, entendiendo por velocidad muy elevada una velocidad supersónica, o incluso una velocidad hipersónica baja. El motor es una turbomáquina que se representa esquemáticamente en las figuras 1, 2 y 3 y que se caracteriza por: primero el motor se alimenta de un oxidante líquido y dos combustibles líquidos de diferente peso molecular que se inyectan juntos o por separado en los diversos puntos de inyección de combustible según la velocidad de vuelo y las necesidades de empuje. Segundo dispone de una toma de aire (15) que ajusta la velocidad del aire a una velocidad subsónica y lo conduce hacia un compresor axial (16). Tercero dispone de un compresor axial (16) conectado mediante una caja de transmisión con un eje de alta velocidad de giro (13) que lo impulsa. Cuarto dispone de un generador de gas (11) en el que se quema a alta presión una mezcla rica de combustible y oxidante. Quinto dispone de una turbina (12) conectada al generador de gas y conectada al eje de alta velocidad de giro (13) que mueve el compresor. Sexto dispone de un difusor (22) a la salida de la turbina (12) que descarga en una cámara de gasificación (23) donde se inyecta más combustible. Séptimo el compresor descarga en una zona de transición (17) en la que el fujo de aire es conducido hacia dos cámaras de combustión (18) de sección rectangular separadas por un cuerpo central (10). Octavo dispone de un sistema de tuberías que conducen los gases de la cámara de gasificación (23) a una matriz de inyectores (24) en la cámara de combustión (18). Noveno dispone de dos toberas convergentes de sección rectangular (19) conectadas con cada una de las cámaras de combustión (18) y con dos gargantas de sección rectangular (26). Gracias a dos elementos móviles (20) en el lado opuesto al cuerpo central (10) se puede variar la sección de las gargantas (26) desde mantener la sección de las cámaras de combustión (en cuyo caso no actúa como tobera convergente), hasta reducir significativamente la sección de la cámara, según se muestra en la figura 4. Décima dispone de dos toberas divergentes de sección rectangular conectada con las gargantas (26), para permitir acelerar los gases a velocidades supersónicas cuando sea necesario. Undécimo el

cuerpo central (10) termina en una geometría en forma de cuña (27) que permite continuar con la expansión de los gases de escape cuando sea necesario. Y duodécimo dispone de una máquina eléctrica conectada a cualquiera de los ejes del motor. La máquina eléctrica puede funcionar como motor eléctrico y como generador eléctrico. El motor dispone de tres modos de funcionamiento diferenciados. Primero el modo de funcionamiento normal. En este modo se inyecta combustible en el generador de gas (11) y en la cámara de gasificación (23). En el modo normal no se consume todo el oxígeno disponible en las cámaras de combustión (18), es decir el motor funciona con mezclas pobres. Segundo el modo de funcionamiento con superempuje. Este modo se caracteriza por obtener un empuje superior al que se obtiene con el modo de funcionamiento normal. En este modo se inyecta combustible en exceso al oxígeno disponible en las cámaras de combustión (18). Si en el modo normal se inyectaba el combustible en el generador de gas (11) y en la cámara de gasificación (23), en el modo de superempuje se aporta combustible además directamente en la cámara de combustión (18), mediante unos inyectores (25) situados en la periferia de las cámaras de combustión y opcionalmente en la periferia de las toberas. Y tercero un modo eléctrico. El modo eléctrico se caracteriza porque no se inyecta ni combustible ni oxidante en el motor. En este modo el compresor se accionará con la máquina eléctrica funcionando como motor eléctrico, y por tanto se requiere alimentación eléctrica de una fuente exterior.

[Reivindicación 2] Un motor a reacción como el descrito en la reivindicación 1, pero en el que se colocan dos, cuatro o seis compresores en un mismo plano, accionados todos ellos con una única turbina, según se muestra en la figura 6. Esta configuración se caracteriza por una caja de transmisión principal (28) que dispone de un eje de entrada procedente de la turbina, y tantos ejes de salida como el número de compresores instalados, y una caja de transmisión secundaria (29) en cada uno de los compresores.

[Reivindicación 3] Un motor a reacción como el descrito en la reivindicación 1, Pero en el que se colocan dos, cuatro o seis compresores en un mismo plano. Cada compresor se acciona con una turbina independiente, y cada turbina tiene su propia cámara de gasificación según se muestra en la figura 7.

[Reivindicación 4] Un motor a reacción como el descrito en la reivindicación 1, pero en el

que la arquitectura es la de medio motor como el descrito en la reivindicación 3, según se muestra en la figura 8. Por tanto, dispone de uno, dos o tres compresores dispuestos en el mismo plano, y del mismo número de turbinas y cámaras de gasificación. Como se puede observar en la figura 8, el cuerpo central (10) de las arquitecturas indicadas en las reivindicaciones 1, 2 y 3 se transforma en uno de los lados del motor. Y la cuña para la expansión abierta (27) se transforma en una rampa (31). En el otro lado de la tobera tenemos un único elemento móvil (30). Los elementos (30) y (31) forman una tobera asimétrica.

[Reivindicación 5] Un motor a reacción con cualquiera de las cuatro arquitecturas propuestas en: la reivindicación 1, la reivindicación 2, la reivindicación 3 o la reivindicación 4. En el que con el objeto de simplificar no se utiliza el modo con superempuje descrito en la reivindicación 1.

[Reivindicación 6] Un motor a reacción con cualquiera de las cuatro arquitecturas propuestas en: la reivindicación 1, la reivindicación 2, la reivindicación 3 o la reivindicación 4. En el que con el objeto de simplificar no se utiliza el modo eléctrico descrito en la reivindicación 1.

[Reivindicación 7] Un motor a reacción con cualquiera de las cuatro arquitecturas propuestas en: la reivindicación 1, la reivindicación 2, la reivindicación 3 o la reivindicación 4. En el que con el objeto de simplificar no se utiliza ni el modo eléctrico, ni el modo con superempuje descrito en la reivindicación 1.

[Reivindicación 8] Un motor a reacción como el descrito en las reivindicaciones anteriores, pero con objeto de simplificar el sistema únicamente se utiliza un combustible líquido de bajo peso molecular, en vez de los dos combustibles indicados en la reivindicación 1.

REIVINDICACIONES MODIFICADAS
recibidas por la oficina Internacional el 16 de marzo de 2021 (16.03.21)

[Reivindicación 1] Motor a reacción para impulsar una aeronave similar a una turbina de gas. La característica diferenciadora de este tipo de motor respecto a una turbina de gas convencional es que la turbina que acciona el compresor está accionada a su vez mediante un generador de gas. En este tipo de motor se introduce la siguiente arquitectura innovadora en el escape respecto al estado de la técnica: escape caracterizado por dos conductos paralelos y simétricos. Las secciones de dichos conductos son rectangulares, en contraposición a los escapes habituales que tienen simetría axial. En lado exterior del motor el escape está delimitado por dos elementos móviles que pivotan sobre un punto y terminan en un borde afilado. En el centro del motor existe un cuerpo central que separa ambos conductos. Dicho cuerpo central se ensancha según avanza el escape hasta que los gases de escape superan los dos elementos móviles; a partir de este punto se estrecha formando una cuña. Ajustando el ángulo de los dos elementos móviles se puede variar en gran medida la sección de los dos conductos. Cuando los dos elementos móviles se separan del cuerpo central se consigue una sección de los dos escapes más o menos constante, y similar a la sección de las dos cámaras de combustión que hay aguas arriba del escape. Cuando los dos elementos móviles se aproximan al cuerpo central, los dos elementos móviles junto con el cuerpo central forman dos toberas convergentes. Ajustando el ángulo de los dos elementos móviles se puede conseguir un estrechamiento pequeño o un estrechamiento muy acusado respecto a la sección de las dos cámaras de combustión. En la zona donde el estrechamiento es máximo, es decir, las gargantas de las dos toberas, el cuerpo central y los dos elementos móviles están redondeados para formar después de las dos gargantas dos toberas divergentes con una relación de expansión pequeña. Gracias a los redondeos mencionados la sección de los conductos varía siempre de manera suave.

[Reivindicación 2] Motor a reacción para impulsar una aeronave similar a una turbina de gas. La característica diferenciadora de este tipo de motor respecto a una turbina de gas convencional es que la turbina que acciona el compresor está accionada a su vez mediante un generador de gas. En este tipo de motor se introduce la siguiente innovación respecto al estado de la técnica: motor caracterizado por utilizar una cámara de gasificación. El

funcionamiento de esta innovación es el siguiente: a la salida de la turbina se dispone de los gases calientes que proceden del generador de gas. En dicha salida se instala un difusor que reduce la velocidad de los gases. Dicho difusor descarga en la mencionada cámara de gasificación, en la que se inyecta más combustible en estado líquido. Gracias al calor aportado por los gases del generador de gas, dicho combustible se vaporiza y se calienta en dicha cámara. La cámara de gasificación descarga en una serie de conductos que conducen los gases a una matriz de inyectores, para su combustión en la cámara o cámaras de combustión.

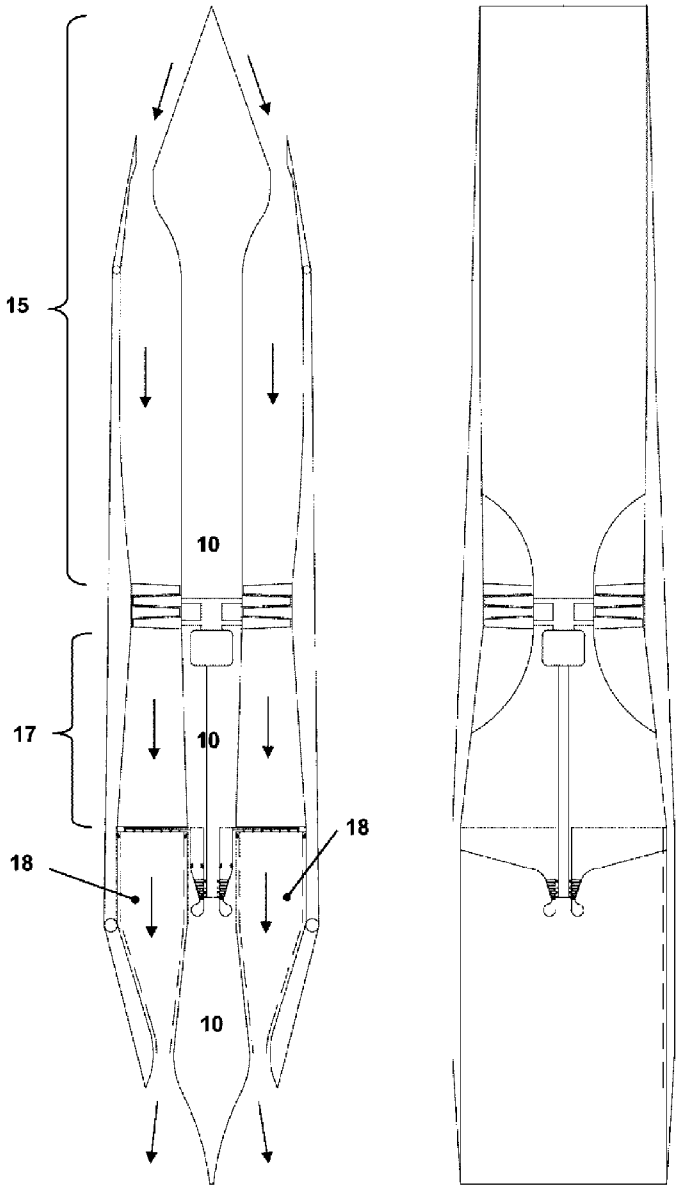
[Reivindicación 3] Motor a reacción para impulsar una aeronave similar a una turbina de gas. La característica diferenciadora de este tipo de motor respecto a una turbina de gas convencional es que la turbina que acciona el compresor está accionada a su vez mediante un generador de gas. En tipo de motor se introduce la siguiente innovación respecto al estado de la técnica: motor que se caracteriza por utilizar a la vez dos combustibles líquidos de diferente peso molecular, un combustible de muy bajo peso molecular y un combustible de un peso molecular mayor. El motor se caracteriza además por tres zonas diferenciadas para inyectar los combustibles: el generador de gas (que pueden ser múltiples generadores de gas según reivindicaciones 4 y 5), la cámara de gasificación según se describe en la reivindicación 2 (que pueden ser múltiples cámaras de gasificación según reivindicaciones 4 y 5) y las dos cámaras de combustión (que puede ser una única cámara según reivindicación 5). En el generador de gas se inyecta siempre una mezcla rica de combustible de bajo peso molecular con un oxidante. En condiciones de funcionamiento normales del motor, caracterizándose dicho modo normal por mezclas pobres en las cámaras de combustión, se inyecta además el combustible de alto peso molecular en la mencionada cámara de gasificación. Pero no se utilizan los inyectores situados en las cámaras de combustión. En condiciones de funcionamiento excepcionales, caracterizado por quemar mezclas ricas en las cámaras de combustión, se inyectará combustible tanto en la cámara de gasificación como en las cámaras de combustión. Cuando se opera el motor en esas condiciones excepcionales, se pueden utilizar cualquiera de los dos combustibles en las dos zonas de inyección mencionadas, o incluso combinar ambos combustibles.

[Reivindicación 4] Motor a reacción para impulsar una aeronave similar a una turbina de gas. La característica diferenciadora de este tipo de motor respecto a una

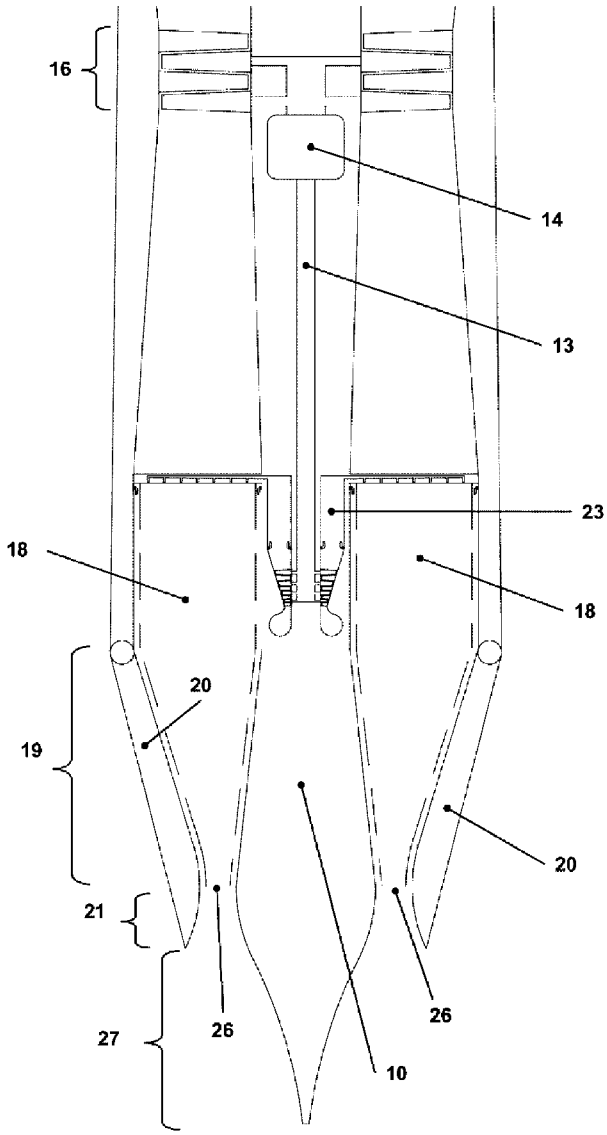
turbina de gas convencional es que la turbina que acciona el compresor está accionada a su vez mediante un generador de gas. En este tipo de motor se introduce además de un escape del tipo indicado en la reivindicación 1, la siguiente innovación en la arquitectura: en vez de un único compresor, se caracteriza porque hay un número par de compresores axiales situados en el mismo plano de manera simétrica, y de modo que la mitad de los compresores alimentan cada una de las dos cámaras de combustión. Para impulsar los compresores se puede utilizar un único generador de gas, o múltiples generadores de gas. A la salida de cada generador de gas se accionará una turbina, y las turbina o turbinas estarán conectadas mecánicamente con los compresores mediante cajas de transmisión y ejes. La presente reivindicación supone una configuración alternativa a la configuración descrita en la reivindicación 1.

[Reivindicación 5] Motor a reacción para impulsar una aeronave similar a una turbina de gas. La característica diferenciadora de este tipo de motor respecto a una turbina de gas convencional es que la turbina que acciona el compresor está accionada a su vez mediante un generador de gas. En este tipo de motor se introduce además la siguiente innovación en la arquitectura: tomando como referencia la configuración descrita en la reivindicación 4, la configuración de esta reivindicación se caracteriza por eliminar todos los elementos que hay en uno de los lados del plano de simetría que contiene al cuerpo central descrito en la reivindicación 1. De manera que el motor tiene una configuración asimétrica en el escape. En esta configuración hay una única cámara de combustión y un único elemento móvil como los descritos en la reivindicación 1. La cuña al final del motor que se ha descrito en la reivindicación 1 en esta configuración se transforma en una rampa. En esta configuración se pueden utilizar uno o más compresores axiales situados en el mismo plano, y uno o varios generadores de gas para impulsar el compresor o los compresores. A la salida de cada generador de gas se accionará una turbina, y la turbina o turbinas estarán conectadas mecánicamente con el compresor o los compresores mediante cajas de transmisión y ejes. La presente reivindicación supone una configuración alternativa a las configuraciones descritas en las reivindicaciones 1 y 4.

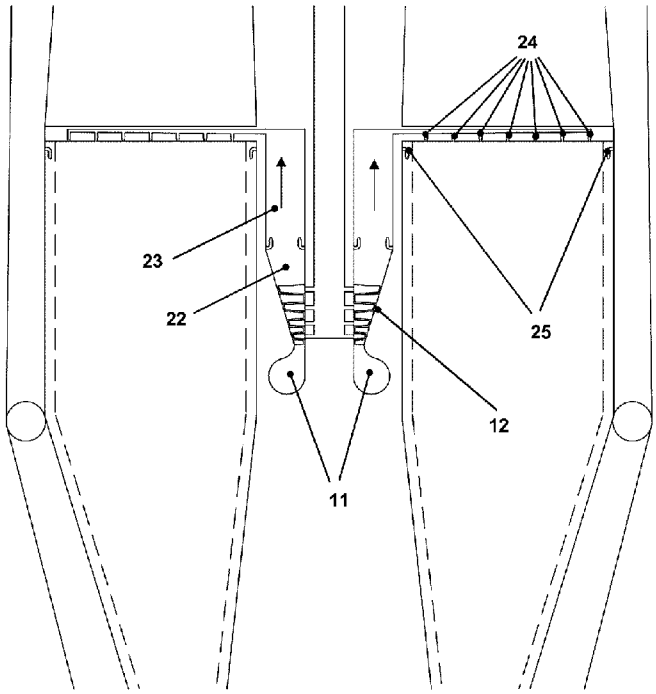
[Fig. 1]



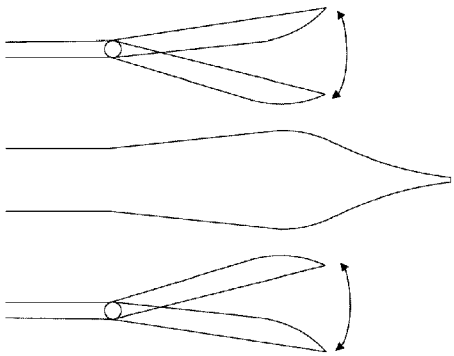
[Fig. 2]



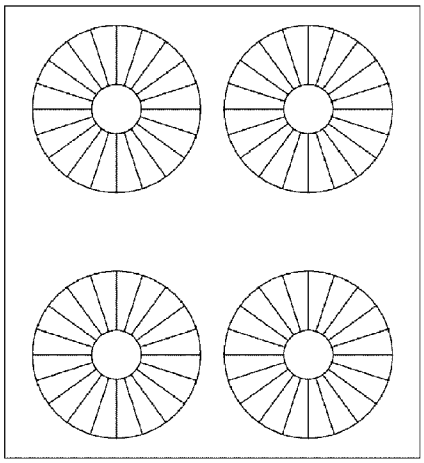
[Fig. 3]



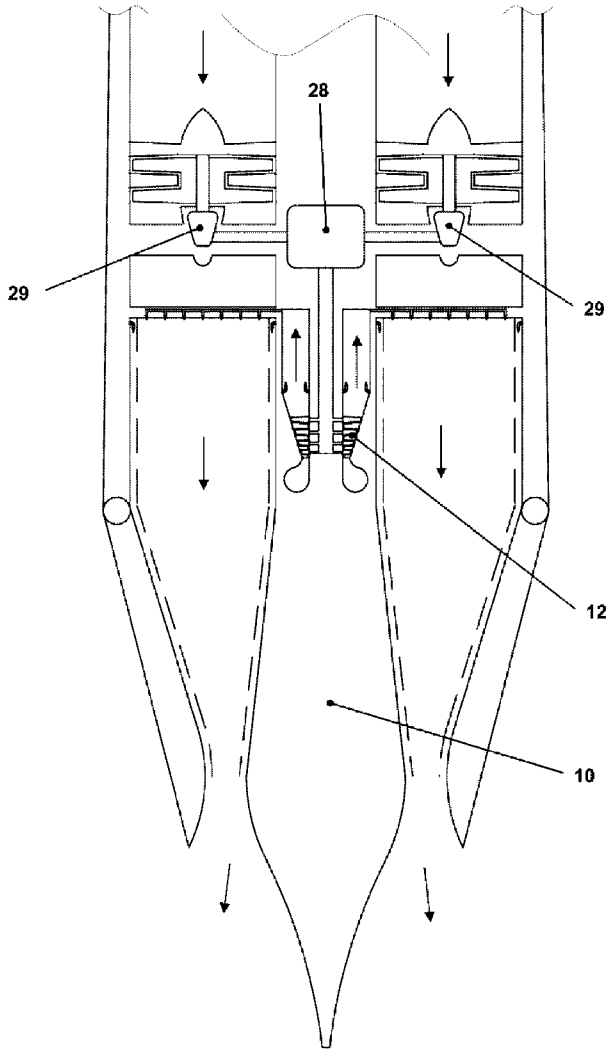
[Fig. 4]



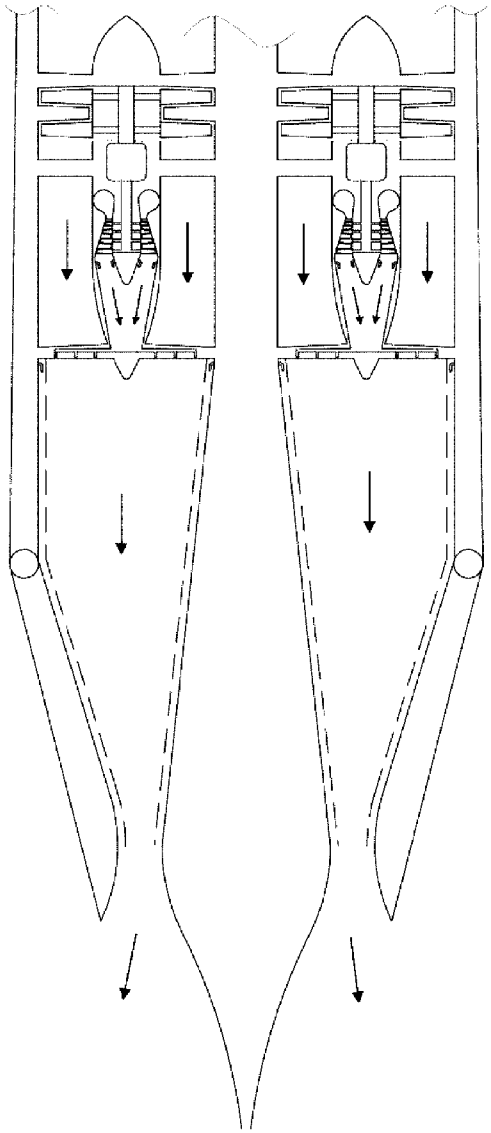
[Fig. 5]



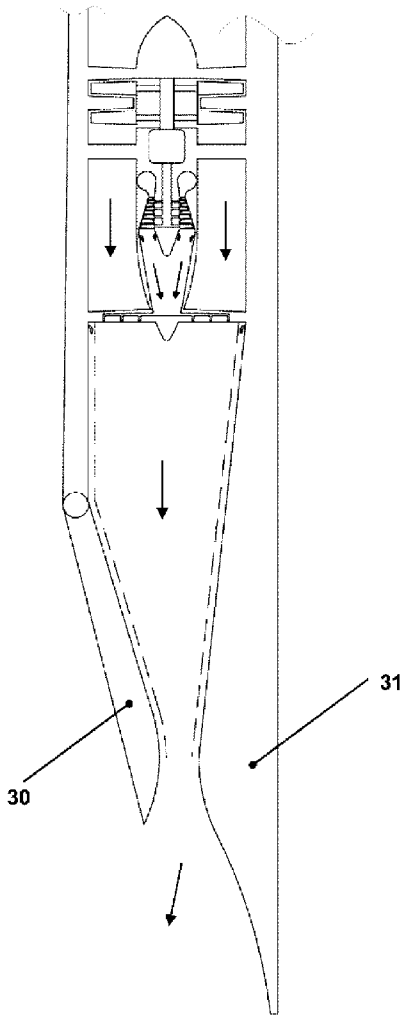
[Fig. 6]



[Fig. 7]



[Fig. 8]



INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No.
PCT/ES2020/070374

A. CLASSIFICATION OF SUBJECT MATTER

See extra sheet

According to International Patent Classification (IPC) or to both national classification and IPC

B. FIELDS SEARCHED

Minimum documentation searched (classification system followed by classification symbols)
F02K

Documentation searched other than minimum documentation to the extent that such documents are included in the fields searched

Electronic data base consulted during the international search (name of data base and, where practicable, search terms used)

EPODOC

C. DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT

Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
A	US 3002340 A (LANDERMAN) 03/10/1961; the whole document.	1
A	US 3336753 A (MULLEN II et al.) 22/08/1967; columns 2 - 3, 10 - 12; figures 19 - 20.	1
A	WO 2015/181512 A1 (LEFLEY) 03/12/2015; abstract; figure 1.	1
A	US 3237400 A (KUHRT) 01/03/1966; the whole document.	1
A	US 2950593 A (RAE) 30/08/1960; column 3, line 3 - column 4, line 54; column 5, line 69 - column 7, line 49; figures 1 - 10.	1
A	US 2968146 A (HOWELL et al.) 17/01/1961.	

☒ Further documents are listed in the continuation of Box C. ☒ See patent family annex.

* Special categories of cited documents:
"A" document defining the general state of the art which is not considered to be of particular relevance.
"E" earlier document but published on or after the international filing date
"L" document which may throw doubts on priority claim(s) or which is cited to establish the publication date of another citation or other special reason (as specified)
"O" document referring to an oral disclosure use, exhibition, or other means.
"P" document published prior to the international filing date but later than the priority date claimed
"T" later document published after the international filing date or priority date and not in conflict with the application but cited to understand the principle or theory underlying the invention
"X" document of particular relevance; the claimed invention cannot be considered novel or cannot be considered to involve an inventive step when the document is taken alone
"Y" document of particular relevance; the claimed invention cannot be considered to involve an inventive step when the document is combined with one or more other documents , such combination being obvious to a person skilled in the art
"&" document member of the same patent family

Date of the actual completion of the international search	Date of mailing of the international search report
20/01/2021	**(04/02/2021)**
Name and mailing address of the ISA/ OFICINA ESPAÑOLA DE PATENTES Y MARCAS Paseo de la Castellana, 75 - 28071 Madrid (Spain) Facsimile No.: 91 349 53 04	Authorized officer L. Dueñas Campo Telephone No. 91 3495342

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No.
PCT/ES2020/070374

C (continuation). DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT

Category *	Citation of documents, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
A	US 5119626 A (LARDELLIER et al.) 09/06/1992.	
A	GB 805418 A (POWER JETS RESEARCH & DEVELOPMENT) 03/12/1958.	
A	FR 2215538 A1 (TEXACO DEVELOPMENT CORPORATION) 23/08/1974.	

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

Information on patent family members

International application No.
PCT/ES2020/070374

Patent document cited in the search report	Publication date	Patent family member(s)	Publication date
US 3002340 A	03.10.1961	NONE	
US 3336753 A	22.08.1967	US3230701 A	25.01.1966
WO 2015/181512 A1	03.12.2015	SE1600350 A1	22.12.2016
		SE542641 C2	23.06.2020
		GB2526611 A	02.12.2015
		GB2526611 B	20.09.2017
US 3237400 A	01.03.1966	NONE	
US 2950593 A	30.08.1960	NONE	
US 2968146 A	17.01.1961	NONE	
US 5119626 A	09.06.1992	JPH0367026 A	22.03.1991
		JPH066904B B2	26.01.1994
		FR2648517 A1	21.12.1990
		FR2648517 B1	01.04.1994
		EP0403372 A1	19.12.1990
		EP0403372 B1	27.04.1994
		DE69008429T T2	03.11.1994
GB 805418 A	03.12.1958	DE1043721 B	13.11.1958
FR 2215538 A1	23.08.1974	NONE	

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No.

PCT/ES2020/070374

CLASSIFICATION OF SUBJECT MATTER

F02K9/78 (2006.01)
F02K7/18 (2006.01)
F02K1/12 (2006.01)

INFORME DE BÚSQUEDA INTERNACIONAL

Solicitud internacional nº
PCT/ES2020/070374

A. CLASIFICACIÓN DEL OBJETO DE LA SOLICITUD
Ver hoja adicional

De acuerdo con la Clasificación Internacional de Patentes (CIP) o según la clasificación nacional y CIP.

B. SECTORES COMPRENDIDOS POR LA BÚSQUEDA

Documentación mínima buscada (sistema de clasificación seguido de los símbolos de clasificación)
F02K

Otra documentación consultada, además de la documentación mínima, en la medida en que tales documentos formen parte de los sectores comprendidos por la búsqueda

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

C. DOCUMENTOS CONSIDERADOS RELEVANTES

Categoría*	Documentos citados con indicación, si procede, de las partes relevantes	Relevante para las reivindicaciones nº
A	US 3002340 A (LANDERMAN) 03/10/1961; todo el documento.	1
A	US 3336753 A (MULLEN II et al.) 22/08/1967; columnas 2 - 3, 10 - 12; figuras 19 - 20.	1
A	WO 2015/181512 A1 (LEFLEY) 03/12/2015; resumen; figura 1.	1
A	US 3237400 A (KUHRT) 01/03/1966; todo el documento.	1
A	US 2950593 A (RAE) 30/08/1960; columna 3, línea 3 - columna 4, línea 54; columna 5, línea 69 - columna 7, línea 49; figuras 1 - 10.	1
A	US 2968146 A (HOWELL et al.) 17/01/1961.	

☒ En la continuación del recuadro C se relacionan otros documentos ☒ Los documentos de familias de patentes se indican en el anexo

* Categorías especiales de documentos citados:
"A" documento que define el estado general de la técnica no considerado como particularmente relevante.
"E" solicitud de patente o patente anterior pero publicada en la fecha de presentación internacional o en fecha posterior.
"L" documento que puede plantear dudas sobre una reivindicación de prioridad o que se cita para determinar la fecha de publicación de otra cita o por una razón especial (como la indicada).
"O" documento que se refiere a una divulgación oral, a una utilización, a una exposición o a cualquier otro medio.
"P" documento publicado antes de la fecha de presentación internacional pero con posterioridad a la fecha de prioridad reivindicada.
"T" documento ulterior publicado con posterioridad a la fecha de presentación internacional o de prioridad que no pertenece al estado de la técnica pertinente pero que se cita por permitir la comprensión del principio o teoría que constituye la base de la invención.
"X" documento particularmente relevante; la invención reivindicada no puede considerarse nueva o que implique una actividad inventiva por referencia al documento aisladamente considerado.
"Y" documento particularmente relevante; la invención reivindicada no puede considerarse que implique una actividad inventiva cuando el documento se asocia a otro u otros documentos de la misma naturaleza, cuya combinación resulta evidente para un experto en la materia.
"&" documento que forma parte de la misma familia de patentes.

Fecha en que se ha concluido efectivamente la búsqueda internacional.	Fecha de expedición del informe de búsqueda internacional.
20/01/2021	**04 de febrero de 2021 (04/02/2021)**
Nombre y dirección postal de la Administración encargada de la búsqueda internacional OFICINA ESPAÑOLA DE PATENTES Y MARCAS Paseo de la Castellana, 75 - 28071 Madrid (España) Nº de fax: 91 349 53 04	Funcionario autorizado L. Dueñas Campo Nº de teléfono 91 3495342

INFORME DE BÚSQUEDA INTERNACIONAL

Solicitud internacional nº
PCT/ES2020/070374

C (Continuación). DOCUMENTOS CONSIDERADOS RELEVANTES

Categoría *	Documentos citados con indicación, si procede, de las partes relevantes	Relevante para las reivindicaciones nº
A	US 5119626 A (LARDELLIER et al.) 09/06/1992.	
A	GB 805418 A (POWER JETS RESEARCH & DEVELOPMENT) 03/12/1958.	
A	FR 2215538 A1 (TEXACO DEVELOPMENT CORPORATION) 23/08/1974.	

INFORME DE BÚSQUEDA INTERNACIONAL

Informaciones relativas a los miembros de familias de patentes

Solicitud internacional nº

PCT/ES2020/070374

Documento de patente citado en el informe de búsqueda	Fecha de publicación	Miembro(s) de la familia de patentes	Fecha de publicación
US 3002340 A	03.10.1961	NINGUNO	
US 3336753 A	22.08.1967	US3230701 A	25.01.1966
WO 2015/181512 A1	03.12.2015	SE1600350 A1	22.12.2016
		SE542641 C2	23.06.2020
		GB2526611 A	02.12.2015
		GB2526611 B	20.09.2017
US 3237400 A	01.03.1966	NINGUNO	
US 2950593 A	30.08.1960	NINGUNO	
US 2968146 A	17.01.1961	NINGUNO	
US 5119626 A	09.06.1992	JPH0367026 A	22.03.1991
		JPH066904B B2	26.01.1994
		FR2648517 A1	21.12.1990
		FR2648517 B1	01.04.1994
		EP0403372 A1	19.12.1990
		EP0403372 B1	27.04.1994
		DE69008429T T2	03.11.1994
GB 805418 A	03.12.1958	DE1043721 B	13.11.1958
FR 2215538 A1	23.08.1974	NINGUNO	

INFORME DE BÚSQUEDA INTERNACIONAL

Solicitud internacional nº

PCT/ES2020/070374

CLASIFICACIONES DE INVENCIÓN

F02K9/78 (2006.01)
F02K7/18 (2006.01)
F02K1/12 (2006.01)