

19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **3 011 465**

51 Int. Cl.:

F02K 9/42	(2006.01)
F03H 99/00	(2009.01)
F02K 99/00	(2009.01)
F02K 9/62	(2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

- 86 Fecha de presentación y número de la solicitud internacional: **26.07.2018 PCT/IB2018/055595**
- 87 Fecha y número de publicación internacional: **31.01.2019 WO19021234**
- 96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **26.07.2018 E 18759173 (0)**
- 97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **27.11.2024 EP 3658762**

54 Título: **Sistema de propulsión espacial**

30 Prioridad:

28.07.2017 IT 201700087235

45 Fecha de publicación y mención en BOPI de la traducción de la patente:
07.04.2025

73 Titular/es:

MINOTTI, ANGELO (100.00%)
Via Lauri 32
00037 Segni (RM), IT

72 Inventor/es:

MINOTTI, ANGELO

74 Agente/Representante:

RUO, Alessandro

ES 3 011 465 T3

Aviso: En el plazo de nueve meses a contar desde la fecha de publicación en el Boletín Europeo de Patentes, de la mención de concesión de la patente europea, cualquier persona podrá oponerse ante la Oficina Europea de Patentes a la patente concedida. La oposición deberá formularse por escrito y estar motivada; sólo se considerará como formulada una vez que se haya realizado el pago de la tasa de oposición (art. 99.1 del Convenio sobre Concesión de Patentes Europeas).

DESCRIPCIÓN

Sistema de propulsión espacial

- 5 [0001] La presente invención se refiere a un sistema de propulsión espacial, del tipo particularmente adecuado para una gama de satélites espaciales de tamaño pequeño, en el caso específico de los satélites artificiales miniaturizados conocidos bajo los términos de «microsatélites» (10 + 100 kg), «nanosatélites» (1 + 10 kg) y «picosatélites» (100 g + 1 kg) que pueden ser puestos en órbita por lanzadores de baja carga útil, y que pueden requerir un sistema de propulsión tanto como para corregir su posición y realizar cambios orbitales como para prolongar el tiempo de permanencia en órbita baja.
- 10 [0002] Un ejemplo de satélite en el que se podría utilizar este sistema de propulsión lo constituyen los satélites de la clase CubeSat, tipificados por la Universidad Estatal Politécnica de California (Cal Poly) y la Universidad de Stanford, el tamaño provisto del mismo es el de un cubo de 10 cm de lado, y su peso está comprendido entre 1,0 kg y 1,5 kg, los cuales pueden utilizarse solos o en grupo (constelación) en una órbita terrestre «baja», es decir, con una altitud máxima de 700 km pero incluso inferior a 160 km, lo que suele producir un rápido decaimiento de la órbita debido a la interferencia con la atmósfera terrestre.
- 15 [0003] Es importante subrayar que, actualmente, los nano-pico-satélites viajan a lo largo de la órbita de liberación de la carga útil principal, por lo general un macro-satélite, y están provistos sustancialmente de sistemas de posicionamiento y no de sistemas de propulsión para permitir colocaciones óptimas. Esto se debe a los tamaños reducidos de los nanosatélites, que dificultan la creación de un sistema de propulsión eficaz con tamaños muy pequeños.
- 20 [0004] Sin embargo, se entiende que la presente invención no debe considerarse limitada al uso en combinación de satélites y sondas espaciales de tamaños reducidos, sino que incluso puede utilizarse como propulsión auxiliar o de emergencia para vehículos espaciales de cualquier tamaño, dispositivos MMU (Unidad de Maniobra Tripulada) utilizados para actividades extravehiculares de astronautas, etc.
- 25 [0005] Se conocen ejemplos de sistemas de propulsión adecuados para el propósito mencionado anteriormente. La patente estadounidense N. 5.932.940 A describe un sistema de propulsión para la comprobación del altímetro de satélites o para objetos espaciales tales como sondas y similares, que comprende elementos giratorios tales como una microturbina de gas provista de un compresor.
- 30 [0006] La presencia de partes giratorias y el uso de combustibles gaseosos, si bien pueden satisfacer algunas necesidades en el campo de los satélites miniaturizados, hacen compleja la estructura del satélite y tienden a aumentar su peso total, sin que ello corresponda a una ganancia real de autonomía.
- 35 [0007] Otros sistemas de propulsión prevén el uso de gases inertes presurizados en estado líquido, pero tienen una autonomía limitada y bajos rendimientos.
- 40 [0008] Incluso se han propuesto sistemas eléctricos en los que la aceleración de partículas, en el caso de partículas con carga eléctrica, se obtiene por ejemplo gracias al efecto Hall. Estos sistemas requieren cantidades reducidas de fluido de propulsión y no necesitan partes móviles, pero, generalmente, producen propulsiones de muy bajo alcance.
- 45 [0009] Por el contrario, se conocen sistemas de propulsión de base química, en los que la energía necesaria se obtiene mediante una reacción de combustión entre un combustible y un agente oxidante. En este caso, las propulsiones que se pueden obtener no tienen límite, pero es necesario incluir en la carga útil del vehículo cantidades incluso determinadas de combustible y agente de combustión con los correspondientes sistemas de confinamiento.
- 50 [0010] Además, por razones obvias, se siente particularmente la necesidad de disponer de un sistema de propulsión con la mayor eficacia energética posible, pero que pueda producir propulsiones de cierta magnitud, si se compara con las dimensiones del satélite en el que se utilizaría.
- 55 [0011] Zeledon, R. A. en su tesis «Propulsión por electrólisis para naves espaciales de pequeña escala» Universidad de Cornell, en cumplimiento parcial de los requisitos para el grado de Doctor en Filosofía, mayo de 2015, analiza las potencialidades de un sistema de propulsión de agua, con sistema electrolítico de separación, pero utiliza una cámara de combustión poco efectiva con un sistema de encendido por combustión eléctrica (chispa).
- [0012] Otros ejemplos de sistemas de propulsión que aprovechan la electrólisis del agua como fuente de combustible y de oxígeno se describen en las patentes estadounidenses N. US 3.490.235 A; N. US 4.345.729 A y N. 3.517.508 A.
- 60 [0013] El problema técnico que subyace a la presente invención es proporcionar un sistema de propulsión que permita obviar el inconveniente mencionado con referencia a la técnica conocida.

[0014] Tal problema se resuelve mediante un sistema de propulsión como se define en la reivindicación 1 adjunta; detalles adicionales de la invención se definen en las reivindicaciones dependientes adjuntas.

5 [0015] La idea que subyace a la presente invención consiste en integrar diferentes tecnologías entre sí con una cámara de combustión con movimiento interno helicoidal, en su caso provista con una deposición catalítica sobre su superficie cilíndrica interna para acelerar la reacción de combustión, y con una tobera en la descarga de dicha cámara de combustión para crear una propulsión.

10 [0016] Se debe entender que este esquema se puede utilizar con cualquier combinación de combustible y agente de combustión, que se pueda inyectar por separado en la cámara de combustión o juntos en una mezcla, adecuada para reaccionar en la cámara de combustión.

15 [0017] Para gestionar la carga útil, el agente de combustión podría ser oxígeno puro, suministrado en forma de gas comprimido o moléculas que se pueden dividir por electrólisis, por ejemplo en forma de agua.

[0018] En un ejemplo preferido de la invención, puede comprender un tanque de agua y un sistema electrolítico, para la división del agua en hidrógeno y oxígeno que luego serán recombinadas en la cámara de combustión mencionada.

20 [0019] El sistema electrolítico, que funciona con gravedad o con bomba de recirculación, puede estar separado del tanque o integrado en el mismo, pudiendo así proporcionar una mezcla gaseosa de hidrógeno y oxígeno que puede inyectarse directamente en la cámara de combustión.

25 [0020] Además, se entiende que se podrían utilizar incluso otros compuestos como combustible, por ejemplo hidrocarburos. Una versión preferida prevé el uso de metano comprimido.

[0021] De ello resulta un sistema de propulsión de tamaño reducido, diseñado específicamente para su aplicación en satélites miniaturizados, pero que se puede ampliar fácilmente en función de una amplia gama de tamaños del vehículo objetivo.

30 [0022] Este sistema de propulsión puede independizar los satélites miniaturizados, que entonces podrían realizar cambios de órbita autónomos, prolongar su vida útil, crear constelaciones de satélites que cooperen entre sí; podrían ampliar los objetivos de misión de las sondas lunares y/o del espacio profundo; podrían variar su posición a lo largo de la órbita en función de las necesidades contingentes; podrían operar a baja altitud para obtener una mejor resolución, etc.

35 [0023] La presente invención se describirá a continuación según algunos ejemplos de formas de realización preferidos, proporcionados a modo de ejemplo y no con fines limitativos con referencia a los dibujos adjuntos en los que:

* la figura 1 ilustra el esquema funcional de un primer ejemplo de forma de realización de un sistema de propulsión espacial según la invención;

40 * la figura 2 muestra una vista en perspectiva de un componente, una cámara de combustión, del sistema de propulsión de la figura 1;

* la figura 3 muestra una vista en planta de la cámara de combustión de la figura 2;

* la figura 4 muestra una vista en perspectiva adicional de la cámara de combustión de la figura 2; y

45 * la figura 5 ilustra el esquema funcional de un segundo ejemplo de forma de realización de un sistema de propulsión espacial según la invención 1 a 4.

[0024] Haciendo referencia a las figuras, se designa en general con 1 un sistema de propulsión espacial, que comprende un sistema electrolítico 2 para dividir el agua líquida, transportada en un contenedor 3 dividido en dos secciones, destinadas al hidrógeno y al oxígeno gaseosos, respectivamente.

50 [0025] El contenedor 3 del sistema electrolítico puede constituir el único tanque de agua disponible para el sistema de propulsión, y ésta solución es adecuada para satélites con tamaños mínimos, mientras que para otras soluciones de mayor tamaño y carga útil se puede proporcionar un tanque adicional que alimente el contenedor 3.

[0026] El sistema electrolítico 2 comprende entonces un ánodo 4 y un cátodo 5, dispuestos cerca o dentro de una respectiva sección del contenedor 3, que están sometidos a una tensión eléctrica producida por una batería 6, que, a su vez, puede ser cargada por un sistema fotovoltaico existente a bordo del vehículo espacial.

55 [0027] Se debe entender que la batería 6 es sólo un posible ejemplo de energía eléctrica entre las que se pueden utilizar.

- [0028] El oxígeno y el hidrógeno gaseosos burbujan en las respectivas secciones del depósito 3 a nivel del ánodo 4 y del cátodo 5, respectivamente. Luego, alimentan un respectivo tanque de oxígeno 7 y un respectivo tanque de hidrógeno 8 de tamaños reducidos, ya que la conservación del fluido de propulsión se realiza bajo la forma de agua en estado líquido, en el que el hidrógeno y el oxígeno ocupan un espacio mínimo sin requerir un sistema de confinamiento complejo.
- 5 [0029] Como es sabido, el agua debe estar al menos ligeramente disociada en iones para permitir el paso de la corriente eléctrica. Para ello, incluirá una cantidad adecuada de electrolito, por ejemplo un ácido o una sal disuelta.
- [0030] Los tanques mencionados no son estrictamente necesarios, pero pueden ser útiles en caso de que se requiera una inyección de gas superior a la capacidad productiva del sistema electrolítico, o para disponer de flujos caracterizados por presiones superiores a las producidas por el simple proceso electrolítico, o en definitiva para obtener una reacción inmediata por parte del sistema de propulsión 1.
- 10 [0031] Además, comprende una cámara de combustión 10, que quema hidrógeno y oxígeno gaseosos, con un movimiento interno helicoidal para aumentar el tiempo de permanencia de los reactivos y de los productos, para permitir rendimientos de combustión elevados en volúmenes muy pequeños.
- [0032] La cámara de combustión 10 comprende un contenedor cilíndrico 11 que se desarrolla a lo largo de un eje longitudinal que tiene un primer extremo plano 12 en el que hay dos conductos de inyección a través de los cuales se inyectan oxígeno e hidrógeno. La cámara de combustión 10 tiene, además, paredes cilíndricas 13 que se extienden desde dicho primer extremo 12 hasta un segundo extremo 14 donde se sitúa la tobera de descarga.
- 15 [0033] En particular, se proporciona un primer conducto de inyección 15 que es tangencial a las paredes cilíndricas de la cámara 10 y que está dispuesto paralelo al plano del primer extremo 12. La posición del primer conducto de inyección 15 es tal que impone un movimiento helicoidal al flujo de oxígeno e hidrógeno que reacciona entre ellos.
- 20 [0034] Además, se proporciona un segundo conducto de inyección 16 que es perpendicular a las paredes cilíndricas de la cámara 10 y está dispuesto paralelo al plano del primer extremo 12. La posición del segundo conducto de inyección 16 es tal, que la entrada en la cámara 10 tiene lugar cerca de la entrada del primer conducto 15, de modo que el flujo gaseoso inyectado a través del primer conducto 15 se cruza con el flujo gaseoso inyectado a través del segundo conducto 16.
- 25 [0035] En el presente ejemplo, el primer conducto de inyección 15 se alimenta de oxígeno gaseoso, mientras que el segundo conducto 16 se alimenta de hidrógeno gaseoso.
- [0036] Teniendo en cuenta que el oxígeno y el hidrógeno disponibles derivan de la electrólisis del agua, están provistos de la relación estequiométrica exacta requerida. Sin embargo, la interposición de los tanques 7, 8 podría requerir la presencia de válvulas respectivas de oxígeno 17 e hidrógeno 18.
- 30 [0037] Se sabe que el flujo de oxígeno gaseoso tiene una velocidad de flujo en peso ocho veces mayor que la velocidad de flujo en peso del hidrógeno gaseoso, debido a la relación molar entre los dos componentes del agua.
- [0038] Por lo tanto, el primer conducto de inyección 15 impone al flujo gaseoso resultante de la mezcla de los dos gases una trayectoria helicoidal, con una hélice que se expande por toda la extensión de la cámara de combustión 10 hasta su segundo extremo de descarga 14, alargando considerablemente la trayectoria de la reacción de combustión y, por tanto, incluso el tiempo de residencia relacionado de los gases reactivos.
- 35 [0039] Las paredes cilíndricas 13 del contenedor cilíndrico 12 pueden presentar en su superficie interna una deposición de material catalítico que produce una aceleración de la reacción de combustión entre el oxígeno y el hidrógeno. Preferiblemente, el material catalítico comprende principalmente platino.
- [0040] Gracias al material catalítico, se reduce la temperatura de activación de la reacción de oxidación del hidrógeno. En una versión preferida del dispositivo, dicha reducción, junto con el alargamiento de la trayectoria de combustión, permite el encendido de la reacción de combustión con desarrollo de llama sin que sea necesaria ninguna intervención de encendido externo.
- 40 [0041] Alternativamente, el dispositivo puede estar provisto de medios para generar una chispa de encendido en la cámara de combustión 10.
- 45 [0042] En cada caso, se entiende que la cámara de combustión está realizada en una sola pieza, y tiene únicamente las aberturas necesarias para la inyección y para la descarga.
- [0043] Por lo tanto, esta cámara de combustión aprovecha la dinámica de fluidos y la química (catálisis) para aumentar al máximo el tiempo de permanencia de la combustión y reducir al mínimo el tiempo de cinética química. Estas soluciones permiten simplificar la construcción de la cámara de combustión reduciendo, al mismo tiempo, los tamaños de la misma.

- [0044] Según una variante, la cámara de combustión 10 podría ser alimentada por una combinación diferente de combustible y agente de combustión, que podría adaptarse a diferentes situaciones y requisitos de propulsión, por ejemplo para satélites y vehículos espaciales que tengan tamaños más grandes que los típicos de los satélites artificiales mencionados anteriormente: microsátélites, nanosatélites y picosatélites.
- 5 [0045] En el caso de vehículos de mayor tamaño, podrían transportar tanques separados de combustible y agente de combustión, y en fase líquida, o en condiciones supercríticas, obtenidas por compresión. Estos vehículos pueden incluir no sólo satélites, sino también vehículos espaciales y lanzadores.
- [0046] El agente de combustión típico podría ser oxígeno, mientras que el combustible podría ser un hidrocarburo como el metano.
- 10 [0047] También son posibles soluciones que permitan alimentar combustibles líquidos (o supercríticos) y agentes de combustión; para los primeros es posible mencionar hidrógeno líquido, queroseno, metanol o etanol, tetróxido de dinitrógeno (hidracina); mientras que para los segundos es posible mencionar oxígeno líquido, peróxido de hidrógeno, compuestos nítricos como el ácido nítrico.
- [0048] El agente de combustión o el combustible que requiere el mayor rango de flujo expresado como masa por unidad de tiempo se inyecta, convenientemente, en la cámara de combustión 10 utilizando el primer conducto de inyección 15, es decir, el conducto de inyección tangencial, mientras que el agente de combustión o el combustible que requiere el menor rango de flujo se puede inyectar a través del segundo conducto de inyección 16, es decir, el conducto de inyección perpendicular, para imponer a su combinación que reacciona en la cámara de combustión una trayectoria con forma helicoidal cerca de las superficies cilíndricas internas de la cámara de combustión 10.
- 20 [0049] En dicho segundo extremo 14 de la cámara de combustión 10, el sistema de propulsión comprende una tobera subsupersónica 20, como descarga de la cámara de combustión 10, con un conducto de descarga 19 que la conecta a la misma posicionado tangencialmente a las paredes cilíndricas de la cámara 10 y que está dispuesto paralelo al plano del segundo extremo 14. La posición del conducto de descarga 19 es tal que recibe el movimiento helicoidal antes mencionado del flujo de los gases reactivos que, en el ejemplo de partida, son vapor de agua.
- 25 [0050] La dirección de dicho flujo hacia el conducto de descarga 19 es la correcta para minimizar las caídas de presión en este punto del circuito.
- [0051] La forma de la tobera supersónica 20 es tal que optimiza la expansión de los gases calientes existentes en el interior de la cámara de combustión 10, a partir de la cual es posible obtener la propulsión necesaria para los objetivos de la misión.
- 30 [0052] En vista de lo descrito, es importante subrayar que el transporte de agua líquida implica volúmenes muy reducidos, no requiere de ningún dispositivo ingenioso en términos de seguridad y no requiere de tanques con características técnicas particulares.
- [0053] Además, el proceso electrolítico, para la división del agua en hidrógeno y oxígeno gaseosos, requiere bajas cantidades de energía, que pueden obtenerse fácilmente mediante células solares incluso con tamaños muy pequeños.
- 35 [0054] El hidrógeno y el oxígeno gaseosos son el par de combustible/agente de combustión que tienen el mayor rendimiento; el proceso electrolítico divide el agua en oxígeno e hidrógeno en las proporciones estequiométricas óptimas que, nominalmente, proporcionan el mejor rendimiento con la consiguiente producción de solo vapor de agua saliente de la cámara.
- [0055] Además de esto, la deposición catalítica, junto con el movimiento fluido dinámico helicoidal en el interior de la cámara de combustión, permite simplificar, hasta eliminar totalmente, el sistema de encendido, y reducir al mínimo los tamaños mínimos requeridos de la cámara para tener una combustión efectiva.
- 40 [0056] Análisis preliminares detectan, para obtener una propulsión de 10 N, tamaños globales del sistema de propulsión inferiores a 13 mm, con una microtobera que permite obtener propulsiones elevadas en tamaños muy reducidos.
- [0057] Haciendo referencia a la figura 5, se ilustra y describe esquemáticamente un sistema de propulsión en el que hay un único conducto de inyección tangencial, designado con el número 15, en la cámara de combustión 10. Luego, puede ser alimentado con una mezcla de combustible-agente de combustión seleccionada convenientemente en función de las necesidades operativas del satélite o del vehículo.
- 45 [0058] En este ejemplo, el conducto de inyección 15 se alimenta por un electrolizador 2 que fue colocado dentro de un tanque 30 de agua; el electrolizador 2 se alimenta eléctricamente y produce H_2 y O_2 gaseosos dentro del tanque 30.

[0059] Los gases producidos se mantienen separados del agua líquida mediante el giro del satélite, o del vehículo, y luego se introducen, ya premezclados en la proporción estequiométrica adecuada, en la cámara de combustión 10 a través del único conducto de inyección 15.

5 **[0060]** El encendido del gas premezclado se puede realizar mediante una chispa eléctrica, o espontáneamente mediante catálisis (por ejemplo platino en las paredes internas de la cámara). La catálisis en este caso puede apoyar el encendido mediante la chispa como en el ejemplo anterior.

[0061] El alcance de la presente invención se define en las reivindicaciones adjuntas.

REIVINDICACIONES

1. Sistema de propulsión espacial (1), que comprende:
 - una cámara de combustión (10) que está compuesta por un contenedor cilíndrico (11) que tiene paredes cilíndricas (13) que se extienden desde un primer extremo (12) hasta un segundo extremo opuesto (14),
- 5 el primer extremo (12) está provisto de un primer conducto de inyección (15) para la inyección de oxígeno que sirve como agente de combustión, hidrógeno que sirve como combustible y/o una mezcla de los mismos, en una dirección tangencial a dichas paredes cilíndricas a fin de inducir una trayectoria de combustión helicoidal en la cámara de combustión (10),
- 10 un conducto de descarga (19) conectado a las paredes cilíndricas (13) en el extremo opuesto (14), estando dispuesto el conducto de descarga (19) según una dirección tangencial a dichas paredes cilíndricas (13) para recibir y dirigir dicha trayectoria de combustión helicoidal; y
 - una tobera supersónica (20), conectada a dicho conducto de descarga (19) para descargar los productos de combustión en la cámara de combustión,
- 15 el sistema de propulsión espacial (1) configurado para proporcionar propulsión a un satélite, y un segundo conducto de inyección (16) dispuesto perpendicularmente a las paredes cilíndricas (13) de la cámara de combustión (10) y paralelo al plano del primer extremo (12), en donde el eje del segundo conducto de inyección (16) cruza un eje longitudinal central del contenedor cilíndrico (11) de la cámara de combustión (10) y una posición del segundo conducto de inyección (16) es tal que una entrada en la cámara de combustión (10) tiene lugar en la entrada del primer conducto de inyección (15), de manera que un flujo gaseoso inyectado a través del primer conducto de inyección (15) cruza otro flujo gaseoso inyectado a través del segundo conducto de inyección (16), siendo el segundo conducto de inyección (16) para la inyección del hidrógeno o del oxígeno en una dirección perpendicular a dichas paredes cilíndricas.
- 20
2. Sistema de propulsión espacial (1) según la reivindicación 1, en el que las paredes cilíndricas tienen en su interior una deposición de material catalítico, para acelerar la reacción de combustión.
- 25 3. Sistema de propulsión espacial (1) según la reivindicación 1, que comprende un sistema electrolítico (2), alimentado por una fuente eléctrica (6), para la división del agua en oxígeno e hidrógeno y para la inyección del oxígeno y del hidrógeno en el primer conducto de inyección y en el segundo conducto de inyección, respectivamente.
- 30 4. Sistema de propulsión espacial (1) según la reivindicación 1, que comprende un tanque de agua (30) al que está asociado un sistema electrolítico (2), alimentado por una fuente eléctrica (6), para la división del agua en oxígeno e hidrógeno y para la inyección del oxígeno y del hidrógeno en el primer conducto de inyección y en el segundo conducto de inyección, respectivamente.
- 35 5. Sistema de propulsión espacial (1) según la reivindicación 1, que comprende un tanque de agua (30) que tiene en su interior un sistema electrolítico (2), alimentado por una fuente eléctrica (6), para la división del agua en oxígeno e hidrógeno y para su inyección en mezcla en el conducto de inyección tangencial.
6. Sistema de propulsión (1) según la reivindicación 3, en el que el sistema electrolítico (2) alimenta respectivamente el tanque de oxígeno (7) y el tanque de hidrógeno (8), conectados a la cámara de combustión (10) mediante válvulas (17, 18).
7. Sistema de propulsión (1) según la reivindicación 6, en el que el sistema electrolítico (2) tiene dos secciones respectivamente con un ánodo (4) y un cátodo (5), para burbujear oxígeno gaseoso e hidrógeno por separado.
- 40 8. Sistema de propulsión (1) según la reivindicación 4, en el que dicha fuente eléctrica comprende una batería (6).
9. Sistema de propulsión (1) según la reivindicación 1, en el que el primer extremo (12) del contenedor cilíndrico (11) es un primer extremo plano (12) y el primer conducto de inyección (15) es paralelo a un plano de dicho primer extremo (12).
- 45 10. Sistema de propulsión (1) según la reivindicación 1, que comprende medios para el encendido de dicho agente de combustión, combustible y/o mezcla de los mismos, que comprenden una deposición de material catalítico.
11. Sistema de propulsión (1) según la reivindicación 1, que comprende medios para el encendido de dicho agente de combustión, combustible y/o mezcla de los mismos, que comprenden medios para generar una chispa de encendido.

12. Sistema de propulsión (1) según la reivindicación 2 o 10, en el que dicha deposición de material catalítico comprende principalmente platino.
13. Sistema de propulsión (1) según la reivindicación 1, en el que la cámara de combustión (10) está realizada en una sola pieza, y dispone únicamente de las aberturas necesarias para la inyección y la descarga.

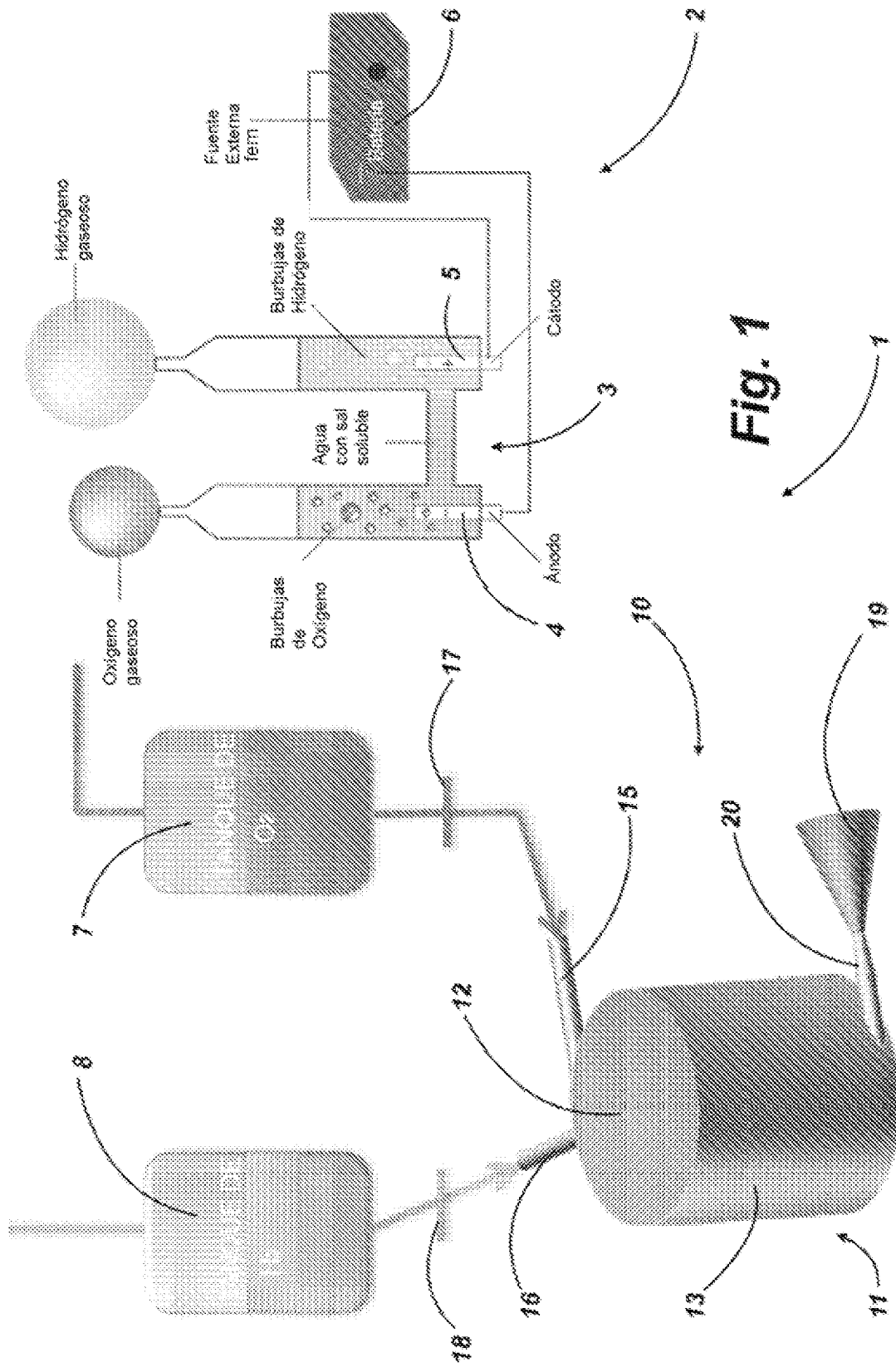


Fig. 1

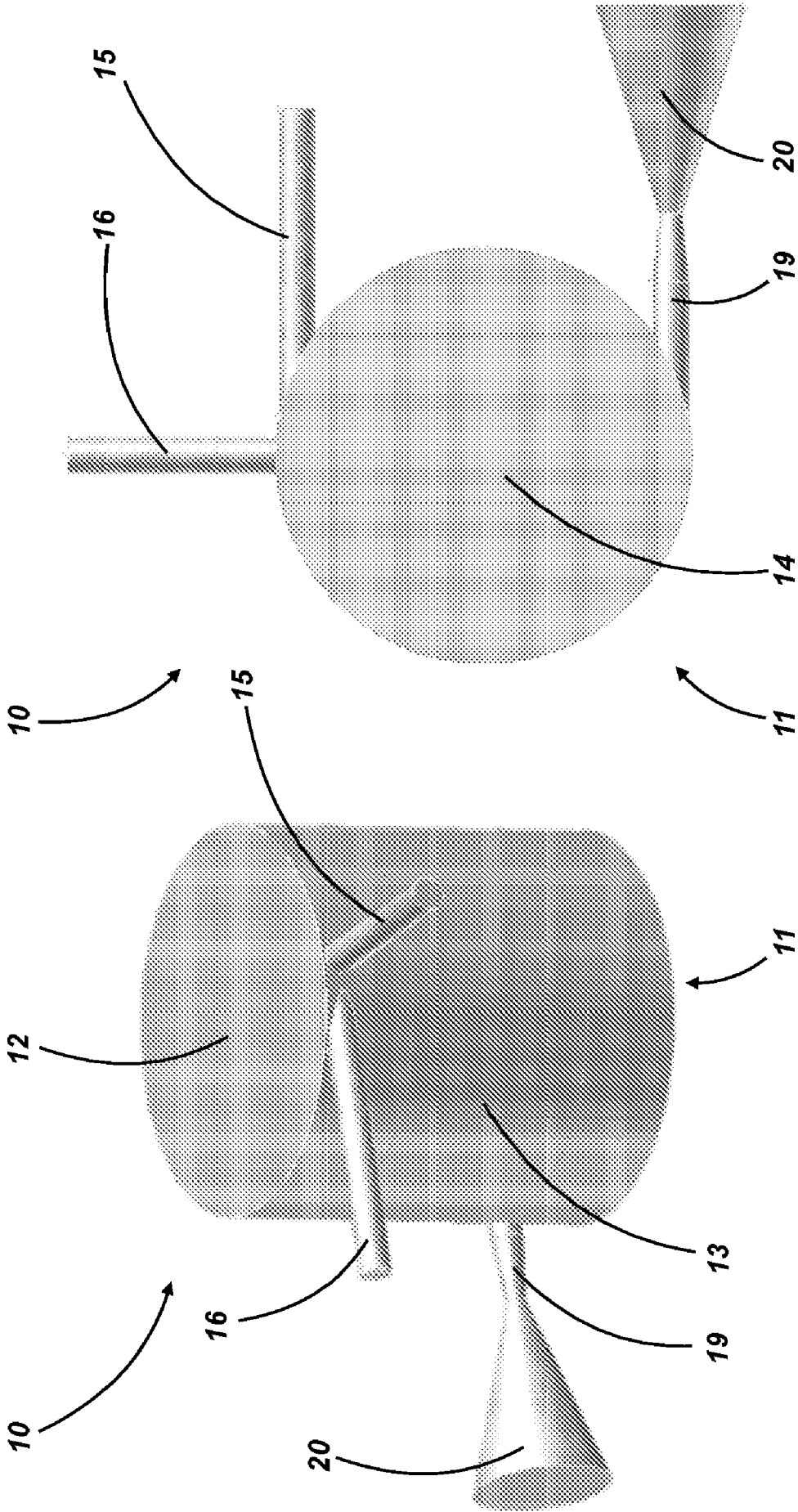
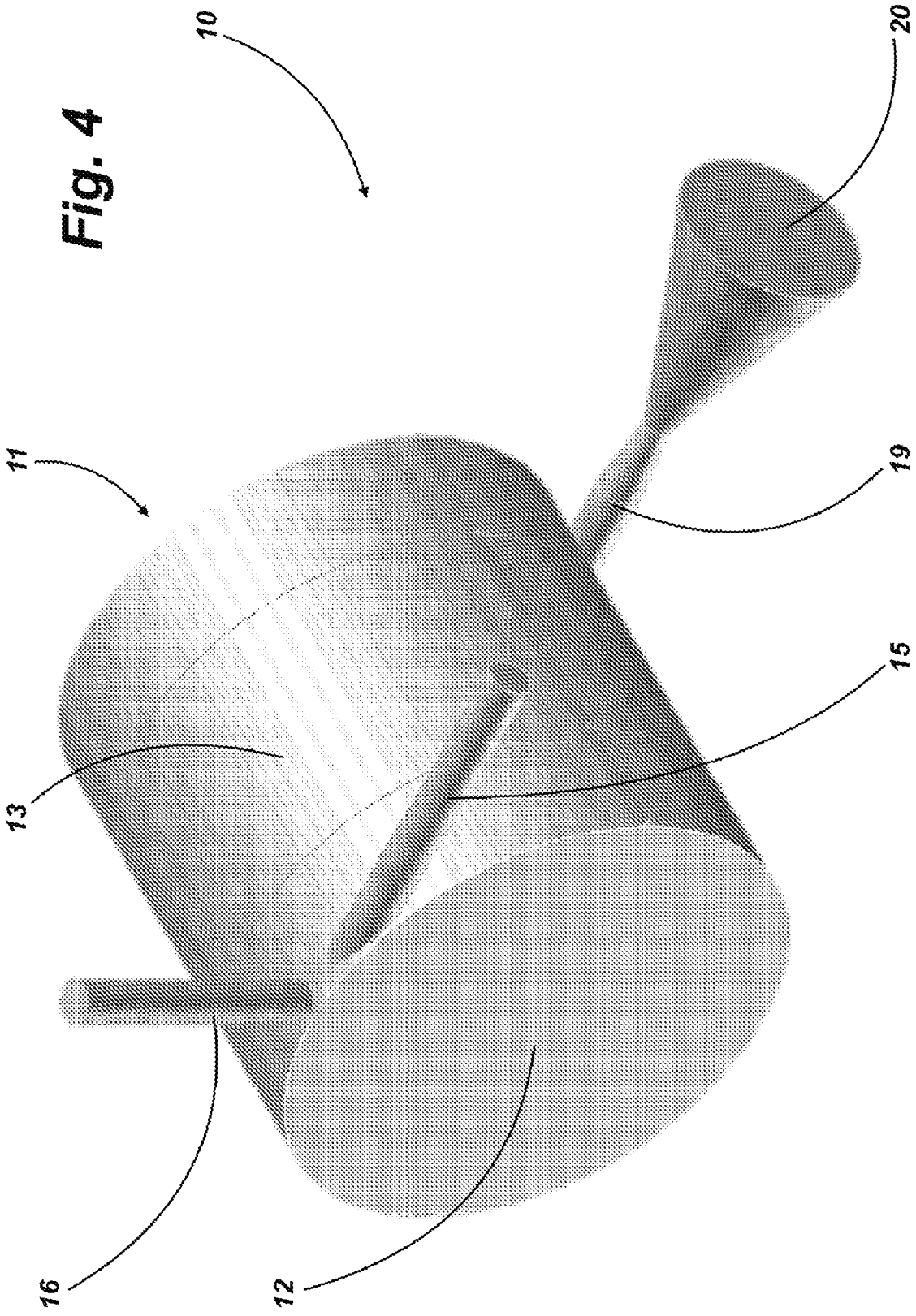


Fig. 3

Fig. 2

Fig. 4



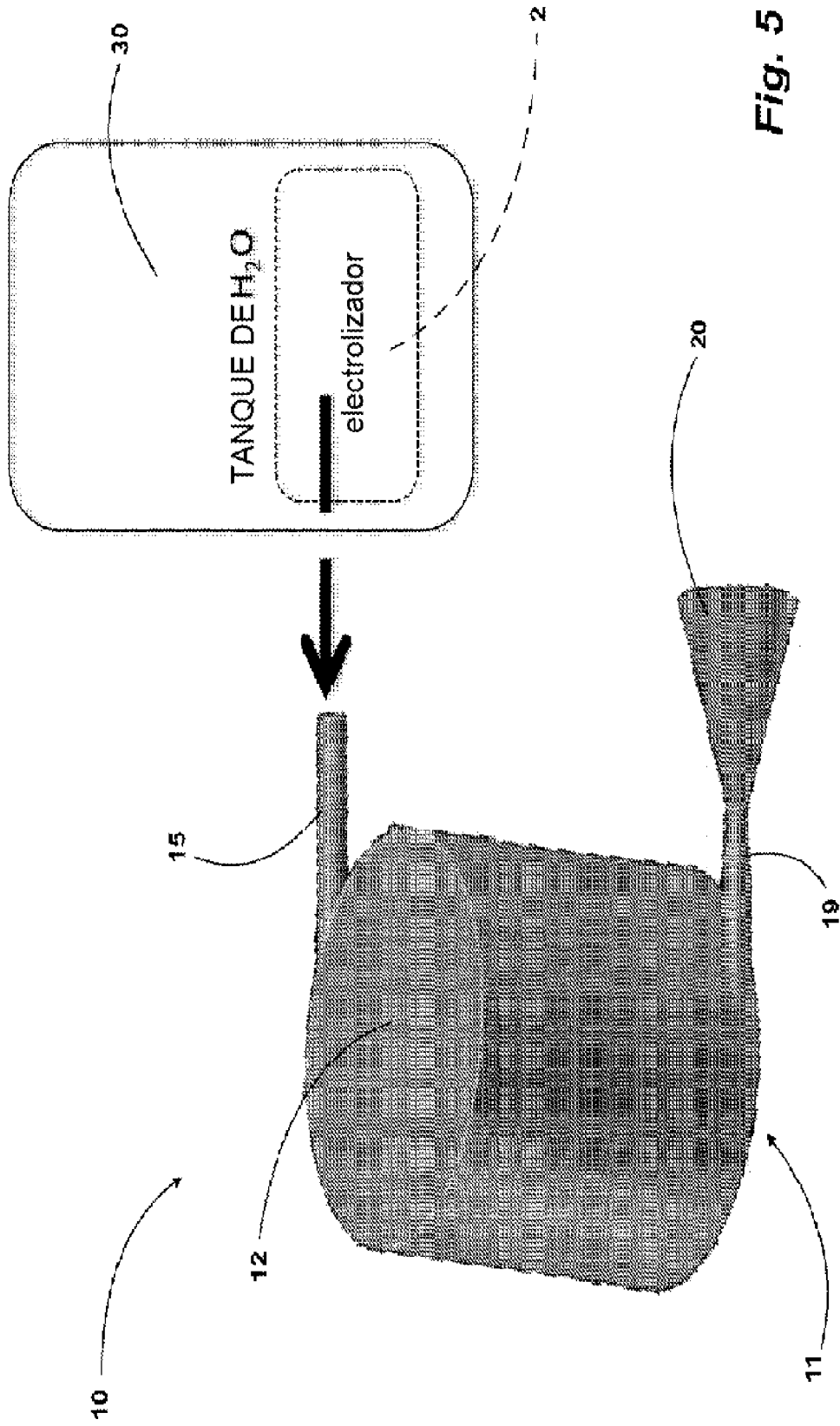


Fig. 5