

19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **3 079 194**

21 Número de solicitud: 202530152

51 Int. Cl.:

F02K 9/42	(2006.01)	F03G 7/06	(2006.01)
F02K 9/62	(2006.01)		
F02K 9/76	(2006.01)		
F02K 9/97	(2006.01)		
F02K 7/08	(2006.01)		
B64G 1/26	(2006.01)		
B64G 1/40	(2006.01)		
B60K 3/00	(2006.01)		

12

SOLICITUD DE PATENTE

A1

22 Fecha de presentación:

25.02.2025

43 Fecha de publicación de la solicitud:

22.09.2026

71 Solicitantes:

UNIVERSIDAD DE LEÓN (100,00%)
Avda. de la Facultad 25
24071 León (León) ES

72 Inventor/es:

DOMÍNGUEZ FERNÁNDEZ, Diego;
GONZALO DE GRADO, Jesús;
LÓPEZ RODRÍGUEZ, Deibi;
ESCAPA GARCÍA, Luis Alberto;
GARCÍA GUTIÉRREZ, Adrián;
DELGADO MARCOS, Adrián y
RUBIO SIERRA, Carlos

74 Agente/Representante:

CARVAJAL Y URQUIJO, Isabel

54 Título: **Motor cohete y método de propulsión de motor cohete**

57 Resumen:

Un objeto de la invención es un motor cohete con un depósito (1) para el almacenamiento de propelente gaseoso y una tobera (2) para la salida de gases de propulsión, con un par de conectores eléctricos (3) para la aplicación de corriente eléctrica. La tobera (2) tiene un mamparo frangible principal (4) que tiene una primera presión de rotura, y rompe cuando la presión interna del depósito (1) supera el valor de la primera presión de rotura, permitiendo la salida de gases de propulsión. Otro objeto de la invención es un método de propulsión de motor cohete que incluye la aplicación de una corriente eléctrica que calienta el propelente gaseoso del depósito (1) hasta que la presión interna del depósito (1) es mayor que la primera presión de rotura del mamparo frangible principal (4), produciéndose la rotura del mamparo frangible principal (4) y la salida de los gases de propulsión.

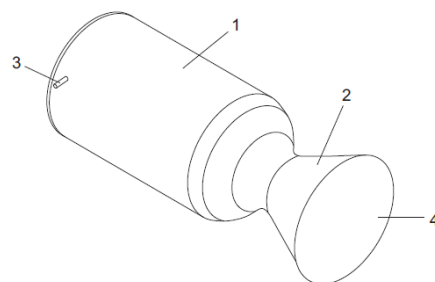


Fig. 1

ES 3 079 194 A1

DESCRIPCIÓN

5 Motor cohete y método de propulsión de motor cohete

Campo de la invención

10 La presente invención pertenece al campo aeroespacial, concretamente a los sistemas de propulsión para satélites que les permita realizar maniobras tras su lanzamiento a cargo del vehículo lanzador. La presente invención se refiere a un motor cohete para la propulsión de los satélites por medio de la salida de gases de propulsión a través de una tobera.

15

Antecedentes de la invención

En la actualidad los satélites necesitan de medios propios de propulsión con los que
20 puedan modificar su velocidad y realizar maniobras orbitales, tras su lanzamiento por medio del vehículo lanzador correspondiente. Durante la vida útil del satélite, dos situaciones se presentan como especialmente relevantes para la realización de posibles maniobras. La primera, tras el lanzamiento para poder separarse del lanzador y alcanzar así la órbita de operación deseada. La segunda, al final de su vida útil para perder altura
25 y reducir el tiempo hasta la reentrada en la atmósfera, contribuyendo a minimizar la cantidad de residuos en órbita.

Los medios propios de propulsión de satélites para realizar este tipo de maniobras son motores cohete, con diferentes medios de propulsión. Un motor cohete es un tipo de
30 motor de propulsión que genera fuerza impulsora o empuje al expulsar gases calientes propulsores a alta velocidad a través de una tobera. Esta expulsión de gases genera un empuje hacia adelante del motor cohete que arrastra al satélite. Los motores cohete son medios de propulsión autónomos, que llevan consigo tanto el combustible en un depósito, como los medios necesarios para la salida de los gases propulsores.

35

En los motores cohete convencionales el combustible se combina con un oxidante en una cámara de combustión para producir gases calientes que se expulsan a alta velocidad a través de una tobera, la cual convierte la energía térmica en energía cinética, creando el empuje. Normalmente estos motores cohete convencionales utilizan reacciones químicas entre el combustible y el oxidante, y el combustible suele ser sólido, líquido, o un híbrido entre ambos. Alternativamente existen motores de propulsión no química, entre los que se incluyen los motores iónicos o de plasma, que usan electricidad para acelerar partículas cargadas.

10

Habitualmente, los motores cohete de combustible o propelente sólido o líquido, incluso en las versiones más pequeñas, son sistemas relativamente pesados, voluminosos y caros. Esto hace que su uso apenas haya sido considerado para los pequeños satélites de menos de 20 kg. Por su parte, los conocidos como motores cohete de tipo eléctrico sí que han sido propuestos en este tipo de pequeños satélites. En cuanto a estos motores de tipo eléctrico, si bien su principio de funcionamiento basado en la aceleración del propelente a muy altas velocidades mediante la acción de campos eléctricos y/o magnéticos les permite alcanzar eficiencias muy elevadas, el muy reducido gasto de propelente que son capaces de generar resulta en valores de empuje extremadamente bajos, lo que hace su aplicabilidad limitada.

20

Los satélites de tamaños medios y grandes presentan una complejidad técnica, peso y volumen lo suficientemente importantes para justificar la instalación de sistemas propulsivos basados en motores cohete convencionales, habitualmente del tipo gas frío para el control de actitud (orientación) del satélite y de propelente líquido para la modificación de la órbita. En el caso de los motores cohete del tipo gas frío, en lugar de incrementar la temperatura del propelente mediante algún tipo de reacción química utilizan gases inertes, como nitrógeno o helio, los cuales se almacenan a alta presión en tanques y se liberan a través de una válvula de escape para generar empuje. Si bien son motores relativamente simples, ya que no requieren sistemas de ignición ni resistir elevadas temperaturas, su eficiencia es bastante baja como consecuencia de la moderadamente baja velocidad de salida de los gases. Además, requieren disponer de una válvula, accionada habitualmente de forma electromecánica, para regular la liberación de los gases propelentes, lo que hace necesaria la existencia de algún

25

30

servomecanismo o elemento móvil similar. El documento US11346306B1 muestra un motor de este tipo de gas frío.

Por su parte, cuando el satélite necesita maniobras de mayor duración para el control de la posición orbital, una de las alternativas más comunes entre los motores cohete la constituyen los motores de hidracina o las variantes que incorporan una fase de calentamiento eléctrico, conocidos entonces como resistojet. Estos motores utilizan hidracina como único propelente, la cual es capaz de autodegradarse en presencia de un catalizador liberando importantes cantidades de energía y aumentando por tanto su temperatura y pudiendo ser expandido en una tobera para generar empuje. En los resistojet, los gases calientes procedentes de la descomposición de la hidracina son calentados a temperaturas más altas a medida que fluyen por el motor y antes de alcanzar la tobera. Se consigue así incrementar la eficiencia del sistema gracias a la mayor temperatura del propelente, que se traducirá en mayor velocidad de salida y, por tanto, mayor generación de empuje. Estos motores requieren almacenar el combustible en un depósito a presión y, por la apertura controlada de válvulas, permitir su paso a la cámara de combustión donde se descomponen liberando energía y aumentando su temperatura. En este caso la complejidad del sistema crece debido a la necesidad de elementos móviles de control como las válvulas, así como el tamaño y peso del sistema, ya que en estos casos el depósito y la cámara de combustión son elementos diferentes, y además la cámara requiere de cierto tamaño para permitir que tenga lugar el proceso de degradación química del compuesto. Por todo ello, en un sistema voluminoso, pesado y complejo, y en satélites realmente pequeños no compensa su uso.

Si bien todos estos sistemas altamente probados y fiables constituyen una solución a la necesidad de disponer de un sistema propulsivo en satélites con masas de cientos de kilos, su tamaño, peso, complejidad y coste hacen que sean imposibles de utilizar en los pequeños satélites tan populares hoy en día, cuyo peso ronda la decena de kilos. Para estos pequeños satélites, los sistemas propulsores actuales—muchos aún en fase de desarrollo— se basan en motores eléctricos de bajo empuje, muy alta eficiencia y considerable complejidad constructiva (como los mostrados en los documentos LT3724497T, WO2023275579A1), lo que les vuelve más susceptibles a fallos y además presentan mayor coste. Alternativamente, se basan en motores de gas caliente gracias al uso de sistemas de calentamiento eléctrico del fluido de trabajo (mostrados en los documentos AU2021211979A1, WO2023205122A1, US11077964B1,

US2023417451A1), lo que les proporciona prestaciones intermedias y complejidad media, y coste elevado. Como alternativa existen también los ya mencionados sistemas de gas frío, más simples, pero de pobres prestaciones.

- 5 El documento US2011006152A1 muestra una propuesta para motores cohete simples y de pequeño tamaño, en la que los gases a alta presión y temperatura se generan por la combustión de un propulsante sólido activada por su correspondiente iniciador, lo que origina riesgos de seguridad durante la fabricación, montaje y lanzamiento. Además, el uso de los propulsores sólidos añade riegos notables en los procesos de fabricación y
- 10 lanzamiento del satélite, puesto que resultan mucho más proclives a una ignición no intencionada que inicie su proceso de combustión.

De forma similar, el dispositivo de la patente US5765367A, permite múltiples pulsos de funcionamiento con cohetes relativamente simples y de pequeño tamaño, pero su

15 funcionamiento se basa nuevamente en la capacidad generadora de gases calientes de un propulsante combustible sólido y un conjunto de tuberías y válvulas regula el flujo y conducción de los gases a la tobera oportuna. Esto añade complejidad y peso al sistema, así como las limitaciones de seguridad durante la fabricación y lanzamiento ya mencionadas en el párrafo anterior.

20

Finalmente cabe señalar la invención descrita en el documento US6487844B1, basada en principios físicos de operación semejantes, que sin embargo plantea el uso de dispositivos microelectromecánicos (MEMS), los cuales individualmente no tienen capacidad operacional autónoma debido a su muy reducido tamaño y muy escasa

25 capacidad de almacenamiento de propulsante. Así, la invención plantea la construcción de paneles con un elevado número de estos microdispositivos generadores de empuje (en el orden de 10^4 - 10^6), de tal manera que su funcionamiento conjunto sí sea capaz de generar efectos perceptibles sobre la operación del satélite. La arquitectura de diseño de esta invención limita necesariamente a un único pulso de funcionamiento, cuando

30 sería deseable diferentes pulsos o momentos de funcionamiento. El uso de propulsante inicialmente no gaseosos introduce las dificultades de uso, anteriormente mencionadas, en las fases previas al vuelo orbital.

A modo de resumen se puede indicar que los sistemas existentes en el estado de la

35 técnica muestran dispositivos complejos que requieren de elementos mecánicos

móviles o combustibles químicos, o ambos, y que presentan elevado peso y coste, mientras que resultan en eficiencias bajas.

Es por tanto deseable un motor cohete que resulte sencillo, de bajo coste y eficiente, evitando los inconvenientes de los sistemas existentes en el estado de la técnica.

Descripción de la invención

Un objeto de la presente invención es un motor cohete, destinado para la propulsión de diferentes elementos aeroespaciales, principalmente satélites. El motor cohete presenta un depósito para el almacenamiento de propelente, y una tobera conectada al depósito configurada para la salida de gases de propulsión. En el caso de la presente invención, el propelente utilizado es gaseoso, por lo que el depósito deber estar configurado para su adecuado almacenamiento. Además, el depósito tiene en su superficie exterior un par de conectores eléctricos para la aplicación de corriente eléctrica, y el calentamiento de dicho depósito, y con él del propelente gaseoso almacenado en su interior. El calentamiento del propelente gaseoso producirá la expansión de éste, elevando la presión interna del motor cohete. La tobera tiene un mamparo frangible principal, el cual cierra dicha tobera y tiene una primera presión de rotura, de tal forma que está configurado para romper cuando la presión interna del depósito supera el valor de la primera presión de rotura, permitiendo la salida de gases de propulsión. Por tanto, cuando la presión interna, debido al calentamiento del propelente gaseoso, supera la primera presión de rotura del mamparo frangible principal, se producirá la rotura de éste, y la salida de los gases de propulsión, generando el impulso del motor cohete.

Esta configuración proporciona un mecanismo activador del funcionamiento que prescinde de cualquier elemento mecánico móvil o cualquier reacción química de combustión, ya que se basa en elevar la presión y temperatura en el interior del depósito del motor cohete mediante energía eléctrica. Una corriente eléctrica es utilizada para, mediante el efecto Joule, elevar la temperatura y, consecuentemente, la presión del propelente almacenado en el depósito del motor cohete. Cuando la presión interna supera el umbral establecido, definido por la primera presión de rotura, un elemento mecánico frangible, que es el mamparo frangible principal que bloquea la tobera de salida se rompe y permite que el propelente escape. Al alcanzar el exterior del motor,

atravesando para ello la tobera, el propelente se expande y aumenta su velocidad, con lo que se genera la correspondiente fuerza de empuje, que actúa en la dirección axial de la tobera y en sentido opuesto al del movimiento de los gases. La magnitud del empuje generado por una cantidad fija de propelente crecerá al hacerlo la presión y temperatura alcanzada en el depósito del motor en el momento de producirse la operación. Estos parámetros se ajustarán en tierra para cada misión durante el proceso de fabricación, liberando de toda complejidad el sistema embarcado.

De forma particular, esta configuración del mamparo frangible principal con una primera presión de rotura, para que rompa a una presión interna predeterminada, se puede llevar a cabo realizando dicho mamparo frangible principal como una placa con un debilitamiento estructural en su borde configurada para romper a dicha presión interna predeterminada, y esa será la primera presión de rotura del mamparo frangible principal. Preferentemente, la placa podrá estar realizada en material metálico.

Según una realización particular de la invención, el motor cohete dispone de una resistencia eléctrica dispuesta en el interior del depósito, y conectada a los conectores eléctricos, lo que provocará su calentamiento debido a la corriente eléctrica proporcionada desde el exterior del depósito. Esta configuración conseguirá un calentamiento más eficiente del gas propelente, al estar en el interior del depósito con el gas rodeándolo completamente, lo que favorece la transmisión del calor. De forma preferente la resistencia eléctrica tiene forma de espiral para aumentar la superficie de contacto y favorecer la transmisión del calor.

De forma preferente, el motor cohete puede presentar un mamparo frangible adicional, dispuesto en el interior del depósito, que lo divide en dos secciones estancas e independientes, de forma que ambas secciones almacenan el propelente gaseoso. El mamparo frangible adicional tiene una segunda presión de rotura, y está configurado para romper cuando la presión interna del depósito supera el valor de dicha segunda presión de rotura. Esta segunda presión de rotura es mayor que la primera presión de rotura del mamparo frangible principal dispuesto en la tobera. Esto proporcionará dos pulsos, o momentos determinados de funcionamiento. El primero de ellos cuando la presión interna incrementada por calentamiento eléctrico alcanza el valor de la primera presión de rotura, lo que originará la rotura del mamparo frangible principal y con ello la primera salida de gases y el primer empuje del motor cohete. El segundo de ellos se

producirá en un momento posterior en la órbita del satélite, cuando sea necesario un nuevo empuje para éste. En ese momento se volverá a incrementar la presión interna mediante calentamiento eléctrico hasta que alcance el valor de la segunda presión de rotura, lo que originará la rotura del mamparo frangible adicional y con ello la segunda salida de gases de la sección estanca que quedaba, y el segundo empuje del motor cohete. Esta configuración resulta muy útil para las dos situaciones en las que los satélites convencionales necesitan el empuje. Así, el primer empuje se producirá tras el lanzamiento para que el satélite pueda separarse totalmente del lanzador y alcanzar la órbita deseada. El segundo empuje se producirá al final de la vida útil del satélite, para perder altura y reducir el tiempo hasta la reentrada en la atmósfera.

De la misma forma que sucede con el mamparo frangible principal, la configuración del mamparo frangible adicional con una segunda presión de rotura, para que rompa a una presión interna predeterminada en un segundo pulso, se puede llevar a cabo realizando el mamparo frangible adicional también como una placa con un debilitamiento estructural en su borde configurada para romper a esa presión interna predeterminada, y esa será la segunda presión de rotura del mamparo frangible adicional. Preferentemente, la placa podrá estar realizada en material metálico.

De acuerdo con una realización particular de la invención, el motor cohete puede disponer de un sistema de cierre de la tobera, que mantendrá esta cerrada y aislada de forma segura del exterior mientras no sea necesario su uso para el empuje del motor cohete, y se liberará para el funcionamiento de la tobera cuando sea necesario el empuje. El sistema de cierre está formado por una tapa exterior y un actuador de dicha tapa, que puede ser un actuador mecánico, eléctrico, pirotécnico, o una combinación de los anteriores.

Según diferentes realizaciones, el depósito puede tener diferentes formas, pudiendo ser preferentemente cilíndrico o esférico. La forma cilíndrica ofrece un adecuado compromiso entre eficiencia en la resistencia a esfuerzos y factor de forma de fácil integración. En cuanto a la forma esférica, con ésta se conseguirá minimizar el peso estructural del conjunto si bien se penaliza un factor de forma más difícil de integrar dentro de los diseños estructurales típicos de un satélite.

Además, el depósito y la tobera pueden formar un conjunto realizado en una única pieza, o alternativamente estar realizado en dos piezas diferentes unidas entre sí de forma estanca.

- 5 Otro objeto de la presente invención es un método de propulsión de un motor cohete de los que tienen un depósito que almacena propelente gaseoso y una tobera conectada al depósito para la salida de gases de propulsión con un mamparo frangible principal que cierra dicha tobera, con una primera presión de rotura. El método presenta la aplicación al depósito de una corriente eléctrica que calienta el propelente gaseoso
- 10 almacenado en su interior hasta que la presión interna del depósito es mayor que la primera presión de rotura del mamparo frangible principal, de forma tal que se produce la rotura de dicho mamparo frangible principal y con ello la salida de los gases de propulsión, y el correspondiente empuje del motor cohete.
- 15 De acuerdo con una realización preferente de la invención, que aplica sobre un motor cohete con un mamparo frangible adicional en el interior del depósito que lo divide en dos secciones estancas e independientes y tiene una segunda presión de rotura mayor que la primera presión de rotura, el método presenta una aplicación adicional al depósito de una corriente eléctrica en un momento posterior a la rotura del mamparo frangible
- 20 principal. Esta aplicación adicional de corriente eléctrica calienta el propelente gaseoso almacenado en el interior del depósito, concretamente en la sección que quedaba tras producirse la primera rotura del mamparo frangible principal, hasta que la presión interna del depósito es mayor que la segunda presión de rotura del mamparo frangible adicional, y se produce la rotura de dicho mamparo frangible adicional y la segunda salida de los
- 25 gases de propulsión, y con ello el correspondiente empuje adicional del motor cohete. Por tanto, mediante esta configuración se proporcionan dos pulsos o momentos de empuje diferenciados a lo largo de la vida útil del cohete motor asociado al satélite. Si el mamparo frangible adicional resulta más resistente a la presión interna debido al propelente que el mamparo frangible principal, sería posible realizar dos usos
- 30 independientes del motor cohete mediante dos pulsos o momentos de empuje, uno que da como resultado la ruptura del mamparo frangible principal y la liberación del propelente almacenado en el compartimento más externo del depósito, y un segundo impulso si, aplicando un mayor calentamiento se incrementa la presión interna hasta un valor más elevado y superior al de resistencia del mamparo frangible adicional.

Mediante el motor cohete y el método de propulsión de la presente invención se solucionan los problemas existentes en los anteriores sistemas del estado de la técnica. Concretamente, dado que los gases a alta presión para su salida por la tobera y la generación del empuje se consiguen sin sustancias químicas inflamables, ofrece una mayor seguridad en la fabricación, montaje y lanzamiento que en sistemas anteriores, como por ejemplo el descrito en el documento US2011006152A1. Estos sistemas utilizan un propulsante sólido y necesitan sustancias químicas inflamables como activadores, lo que pone en mayor riesgo todo el proceso, ya que resultan mucho más proclives a una ignición no intencionada que inicie su proceso de combustión. Esto nunca podrá suceder en el motor cohete de la presente invención, ya que el empuje se consigue mediante la elevación de la presión del propelente en estado gaseoso hasta la ruptura de un mamparo para su salida por la tobera, evitando en cada momento los activadores químicos altamente inflamables. Esta diferencia esencial entre ambas invenciones influye en la presencia de mamparos en el motor cohete. En el caso de la invención del documento US2011006152A1, existen mamparos pero únicamente con una función de cubrir la entrada a la cámara de combustión, y evitar así la entrada de gases calientes procedentes de la ignición de alguna otra cámara de combustión con las que comparte tobera de salida. Por tanto, las características de estos mamparos no afectan a las prestaciones obtenidas por el sistema propulsor, ya que no determinan las temperaturas y presiones proporcionadas por la combustión del propulsante sólido para la generación de gases a presión, sino que únicamente actúan como barrera mecánica frente a los gases. En cambio, en la presente invención los mamparos frangibles son esenciales para la generación de los gases a presión y fijan los umbrales de presión y temperatura a los que el propelente gaseoso producirá la ruptura de dichos mamparos.

Otra de las ventajas que aporta la presente invención sobre el estado de la técnica, por ejemplo el documento US6487844, debido a sus características técnicas diferenciadoras del propelente gaseoso y los mamparos frangibles, es la posibilidad de proporcionar más de un pulso o momento de empuje, utilizados por ejemplo al inicio de la vida útil del satélite y al final de ésta.

El diseño empleado en la presente invención presenta dos grandes ventajas que lo hacen idóneo para las tareas de desorbitado al final de la vida útil del satélite. De una parte, la extrema sencillez del diseño, que no requiere de ningún elemento mecánico móvil, redundando en un bajo coste y peso, lo que lo hace especialmente adecuado para la

retirada orbital de satélites de pequeño tamaño, en el orden de unos pocos kilos, en los que el coste y la disponibilidad de espacio/peso en el interior de la plataforma son muy limitados. Por otra parte, la utilización de gas caliente, en lugar de puramente gas frío, hace posible alcanzar eficiencias elevadas, que se espera puedan superar los 100 segundos de impulso específico.

Adicionalmente, ninguno de las invenciones descritas en el estado de la técnica es capaz de aunar en un único dispositivo las grandes ventajas que presenta la presente invención propuesta, que son la extrema sencillez y funcionamiento que no requiere de ningún elemento mecánico móvil ni de combustible químico, redundando así en su bajo coste y peso, así como eficiencias elevadas alcanzadas gracias al calentamiento eléctrico y consiguiente incremento de presión por parte del propelente gaseoso almacenado.

15

Breve descripción de los dibujos

A continuación, para facilitar la comprensión de la invención, a modo ilustrativo pero no limitativo se describirá una realización de la invención que hace referencia a una serie de figuras.

La figura 1 muestra una vista esquemática en perspectiva de una realización de un motor cohete objeto de la presente invención mostrando sus elementos esenciales.

La figura 2 es una vista en sección longitudinal del motor cohete de la figura 1 mostrando una realización particular del mamparo frangible principal que cierra la tobera.

La figura 3 es una vista del detalle A de la figura 2.

La figura 4 es una vista esquemática en perspectiva de una realización alternativa del motor cohete de la presente invención.

La figura 5 es una vista en alzado frontal del motor cohete de la figura 4.

La figura 6 es una vista en sección longitudinal del motor cohete de las figuras 4 y 5 que muestra una resistencia eléctrica dispuesta en el interior del depósito para el calentamiento eléctrico.

- 5 La figura 7 es una vista en sección longitudinal de una realización particular del motor cohete que muestra un mamparo frangible adicional que divide el depósito en dos secciones estancas.

En estas figuras se hace referencia a un conjunto de elementos que son:

- 10 1. depósito del motor cohete
2. tobera del motor cohete
3. conectores eléctricos
4. mamparo frangible principal
5. debilitamiento estructural
15 6. resistencia eléctrica
7. mamparo frangible adicional

Descripción detallada de la invención

20

El objeto de la presente invención es un motor cohete, destinado para la propulsión de diferentes elementos aeroespaciales, principalmente satélites.

- Tal y como se puede observar en las figuras, el motor cohete tiene un depósito 1 para el almacenamiento de propelente, y una tobera 2, conectada al depósito 1 para la salida de gases de propulsión, lo cual genera el empuje proporcionado por dicho motor cohete. En la presente invención el propelente es gaseoso, por lo que el depósito 1 debe estar configurado para su adecuado almacenamiento. El depósito 1 tiene en su superficie exterior un par de conectores eléctricos 3 para la aplicación de corriente eléctrica, y el calentamiento de dicho depósito 1, y con él del propelente gaseoso almacenado en su interior. Este calentamiento del propelente gaseoso producirá su expansión, elevando la presión interna del motor cohete. Los conectores eléctricos 3 están conectados a un sistema de alimentación eléctrica no mostrado en las figuras, el cuál debe ser capaz de proporcionar la diferencia de potencial e intensidad de corriente eléctrica suficiente para conseguir el calentamiento necesario en el propelente. Además, según se observa en
- 25
30
35

las figuras, la tobera 2 tiene un mamparo frangible principal 4, el cual cierra dicha tobera 2 dando hermeticidad al conjunto, y tiene una primera presión de rotura, de forma que está configurado para romper cuando la presión interna del depósito 1 supera el valor de la primera presión de rotura, permitiendo la salida de gases de propulsión. Por tanto, cuando debido al calentamiento del propelente gaseoso la presión interna se eleva y supera el valor de la primera presión de rotura del mamparo frangible principal 4, se producirá la rotura de éste, y la salida de los gases de propulsión, generando el impulso del motor cohete.

- 10 Particularmente, esta configuración del mamparo frangible principal 4 con una primera presión de rotura, para que rompa a una presión interna predeterminada, se puede llevar a cabo realizando el mamparo frangible principal 4 como una placa con una línea de debilitamiento estructural configurada para romper a dicha presión interna predeterminada, y esa será la primera presión de rotura del mamparo frangible principal.
- 15 Preferentemente, la placa podrá estar realizada en material metálico.

La figura 1 representa una realización en la que los dos conectores eléctricos 3 están situados en secciones opuestas, por lo que dicha figura 1 sólo muestra uno de ellos, estando el otro al otro lado del depósito. La corriente eléctrica aplicada a los conectores calienta el depósito 1 y su interior por medio de la superficie externa de dicho depósito 1.

Las figuras 4, 5 y 6 muestran otra realización de la invención, en la que el motor cohete dispone de una resistencia eléctrica 6 dispuesta en el interior del depósito 1, y conectada a los conectores eléctricos 3, que en este caso están alineados a lo largo del depósito 1, según se observa en la figura 4. Esta configuración conseguirá un calentamiento más eficiente del gas propelente, ya que el calentamiento eléctrico caliente en este caso la resistencia eléctrica 6, la cual está en el interior del depósito 1 con el gas rodeándolo completamente, lo que favorece la transmisión del calor. De forma preferente la resistencia eléctrica 6 tiene forma de espiral para aumentar la superficie de contacto y favorecer la transmisión del calor, aunque podría presentar cualquier otra forma adaptada a los requerimientos particulares de cada uso

La figura 7 muestra una realización preferente, en la que el motor cohete tiene un mamparo frangible adicional 7, dispuesto en el interior del depósito 1, que lo divide en

dos secciones estancas e independientes, de forma que ambas secciones almacenan el propelente gaseoso. El mamparo frangible adicional 7 tiene una segunda presión de rotura, y está configurado para romper cuando la presión interna del depósito 1 supera el valor de dicha segunda presión de rotura. Esta segunda presión de rotura es mayor que la primera presión de rotura del mamparo frangible principal 4 que está dispuesto en la tobera 2. Esta configuración proporciona al motor cohete dos pulsos, o momentos determinados de funcionamiento. El primero de ellos se produce cuando la presión interna incrementada por calentamiento eléctrico alcanza el valor de la primera presión de rotura, lo que originará la rotura del mamparo frangible principal 4 y con ello la primera salida de gases y el primer empuje del motor cohete. El segundo de ellos se producirá en un momento posterior en la órbita del satélite, cuando sea necesario un nuevo empuje para éste. En ese momento se volverá a incrementar la presión interna mediante calentamiento eléctrico hasta que alcance el valor de la segunda presión rotura, lo que originará la rotura del mamparo frangible adicional 7, y con ello la segunda salida de gases de la sección estanca que quedaba, y el segundo empuje del motor cohete.

Al igual que con el mamparo frangible principal 4, la configuración del mamparo frangible adicional 7 con una segunda presión de rotura, para que rompa a una presión interna predeterminada en un segundo pulso o momento, se puede llevar a cabo realizando el mamparo frangible adicional 7 también en forma de placa con una línea de debilitamiento estructural configurada para romper a esa presión interna predeterminada, y esa será la segunda presión de rotura del mamparo frangible adicional 7. Preferentemente, la placa podrá estar realizada en material metálico.

De acuerdo con una realización particular de la invención, el motor cohete puede disponer de un sistema de cierre de la tobera 2, el cual mantendrá esta cerrada y aislada de forma segura del exterior mientras no sea necesario su uso para el empuje del motor cohete, y se liberará para el funcionamiento de la tobera 2 cuando sea necesario el empuje. El sistema de cierre está formado por una tapa exterior y un actuador de dicha tapa, que puede ser un actuador mecánico, eléctrico, pirotécnico, o una combinación de los anteriores.

Según diferentes realizaciones, el depósito 1 puede tener diferentes formas, pudiendo ser preferentemente cilíndrico o esférico.

Además, el depósito 1 y la tobera 2 pueden formar un conjunto realizado en una única pieza, o alternatively estar realizado en dos piezas diferentes unidas entre sí de forma estanca.

- 5 Preferentemente el depósito 1 y la tobera 2 pueden estar recubiertos por una capa de material aislante térmico que permita minimizar las pérdidas de calor hacia el exterior, de tal manera que se optimice el uso de la energía eléctrica consumida.

Otro objeto de la presente invención es un método de propulsión de un motor cohete del tipo de los que tienen un depósito 1 que almacena propelente gaseoso y una tobera 2 conectada al depósito 1 para la salida de gases de propulsión y la generación de empuje, con un mamparo frangible principal 4 que cierra dicha tobera 2, el cual tiene una primera presión de rotura. El método incluye la aplicación al depósito 1 de una diferencia de potencial que origina una corriente eléctrica, la cual calienta el propelente gaseoso almacenado en su interior hasta que la presión interna del depósito 1 es mayor que la primera presión de rotura del mamparo frangible principal 4, lo cual origina la rotura de dicho mamparo frangible principal 4 y con ello la salida de los gases de propulsión, y el correspondiente empuje del motor cohete.

- 20 El calentamiento del propelente gaseoso se puede realizar a través de la corriente eléctrica que recorre el conjunto del depósito 1 y la tobera 2 calentándolos, y transmitiéndose el calor al gas propelente dispuesto en su interior. Alternativamente se puede realizar por medio de una resistencia eléctrica 6 dispuesta en el interior del depósito 1, la cual calienta directamente el gas propelente, por lo que su eficiencia es mayor en el entorno espacial de ingravidez.

Existe una realización preferente de la invención, que aplica sobre un motor cohete con un mamparo frangible adicional 7 en el interior del depósito 1 que lo divide en dos secciones estancas e independientes, y tiene una segunda presión de rotura mayor que la primera presión de rotura. En esta realización el método incluye una aplicación adicional al depósito 1 de una corriente eléctrica en un momento posterior a la rotura del mamparo frangible principal 4. Esta aplicación adicional de corriente eléctrica calienta el propelente gaseoso almacenado en el interior del depósito 1, concretamente en la sección que quedaba tras producirse la primera rotura del mamparo frangible principal 4, hasta que la presión interna del depósito 1 es mayor que la segunda presión de rotura

del mamparo frangible adicional 7, y se produce la rotura de dicho mamparo frangible adicional 7 y la segunda salida de los gases de propulsión, y con ello el correspondiente empuje adicional del motor cohete.

REIVINDICACIONES

1. Motor cohete, que comprende
 - un depósito (1) configurado para el almacenamiento de propelente, y
 - 5 - una tobera (2) conectada al depósito configurada para la salida de gases de propulsión,caracterizado por que
 - el depósito (1) está configurado para el almacenamiento de propelente gaseoso,
 - el depósito (1) comprende en su superficie exterior un par de conectores
 - 10 eléctricos (3) configurados para la aplicación de corriente eléctrica,
 - la tobera (2) comprende un mamparo frangible principal (4), que cierra dicha tobera (2) y tiene una primera presión de rotura, estando configurado para romper cuando la presión interna del depósito (1) supera el valor de dicha primera presión de rotura, permitiendo la salida de gases de propulsión.
- 15 2. Motor cohete, según la reivindicación 1, en la que el mamparo frangible principal (4) comprende una placa con un debilitamiento estructural (5) en su borde que proporciona la primera presión de rotura a la que está configurada para romper, permitiendo la salida de gases de propulsión.
- 20 3. Motor cohete, según la reivindicación 2, en la que la placa está realizada en material metálico.
4. Motor cohete, según cualquiera de las reivindicaciones anteriores, que
- 25 comprende una resistencia eléctrica (6) dispuesta en el interior del depósito conectada a los conectores eléctricos (3).
5. Motor cohete, según la reivindicación 4, en el que la resistencia eléctrica (6) tiene forma de espiral.
- 30 6. Motor cohete, según cualquiera de las reivindicaciones anteriores, que comprende un mamparo frangible adicional (7), dispuesto en el interior del depósito (1), que divide dicho depósito (1) en dos secciones estancas e independientes, y que tiene una segunda presión de rotura, estando configurado para romper cuando la presión
- 35 interna del depósito (1) supera el valor de dicha segunda presión de rotura, siendo dicha

segunda presión de rotura mayor que la primera presión de rotura del mamparo frangible principal (4) dispuesto en la tobera (2).

5 7. Motor cohete, según la reivindicación 6, en la que el mamparo frangible adicional (7) comprende una placa con un debilitamiento (5) estructural en su borde que proporciona la segunda presión de rotura a la que está configurada para romper.

8. Motor cohete, según la reivindicación 7, en la que la placa está realizada en material metálico.
10

9. Motor cohete, según cualquiera de las reivindicaciones anteriores, que comprende un sistema de cierre de la tobera (2), que comprende una tapa exterior y un actuador de dicha tapa exterior.

15 10. Motor cohete, según la reivindicación 9, en el que el actuador de la tapa exterior del sistema de cierre de la tobera (2) está seleccionado entre mecánico, eléctrico, pirotécnico, y combinación de los anteriores.

11. Motor cohete, según cualquiera de las reivindicaciones anteriores, en el que el depósito (1) es cilíndrico.
20

12. Motor cohete, según cualquiera de las reivindicaciones 1 a 9, en el que el depósito (1) es esférico.

25 13. Motor cohete, según cualquiera de las reivindicaciones anteriores, en el que el depósito (1) y la tobera (2) constituyen un conjunto realizado en una única pieza.

14. Método de propulsión de un motor cohete, comprendiendo el motor cohete un depósito (1) que almacena propelente gaseoso y una tobera (2) conectada al depósito (1) configurada para la salida de gases de propulsión con un mamparo frangible principal (4) que cierra dicha tobera (2) con una primera presión de rotura, caracterizado por que comprende la aplicación al depósito (1) de una corriente eléctrica que calienta el propelente gaseoso almacenado en su interior hasta que la presión interna del depósito (1) es mayor que la primera presión de rotura del mamparo frangible principal (4),
30

produciéndose la rotura de dicho mamparo frangible principal (4) y la salida de los gases de propulsión.

15. Método de propulsión de motor cohete, según la reivindicación 14, en el que el
- 5 motor cohete comprende un mamparo frangible adicional (7) dispuesto en el interior del depósito (1) que lo divide en dos secciones estancas e independientes y tiene una segunda presión de rotura mayor que la primera presión de rotura, comprendiendo el método la aplicación al depósito (1) de una corriente eléctrica en un momento posterior a la rotura del mamparo frangible principal (4), que calienta el propelente gaseoso
- 10 almacenado en su interior hasta que la presión interna del depósito (1) es mayor que la segunda presión de rotura del mamparo frangible adicional (7), produciéndose la rotura de dicho mamparo frangible adicional (7) y una segunda salida de los gases de propulsión.

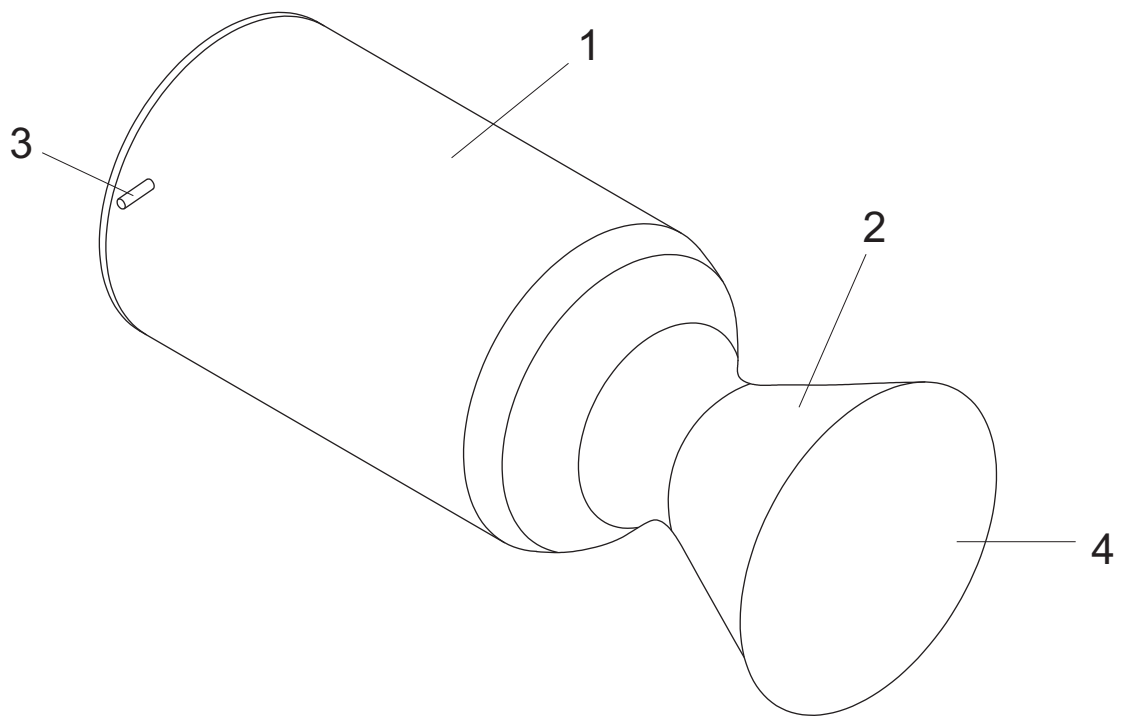


Fig. 1

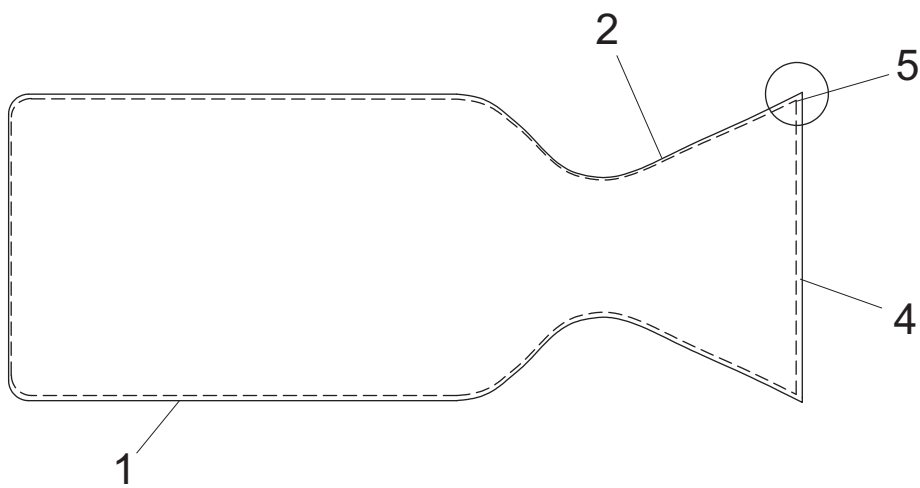


Fig. 2

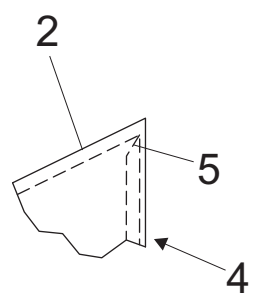


Fig. 3

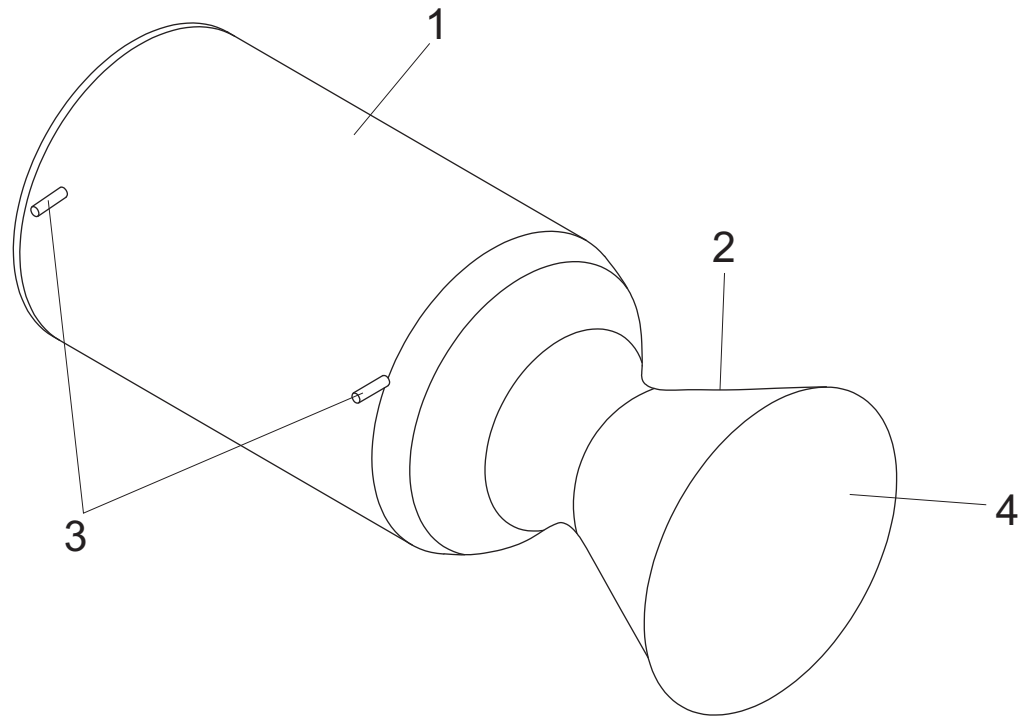


Fig. 4

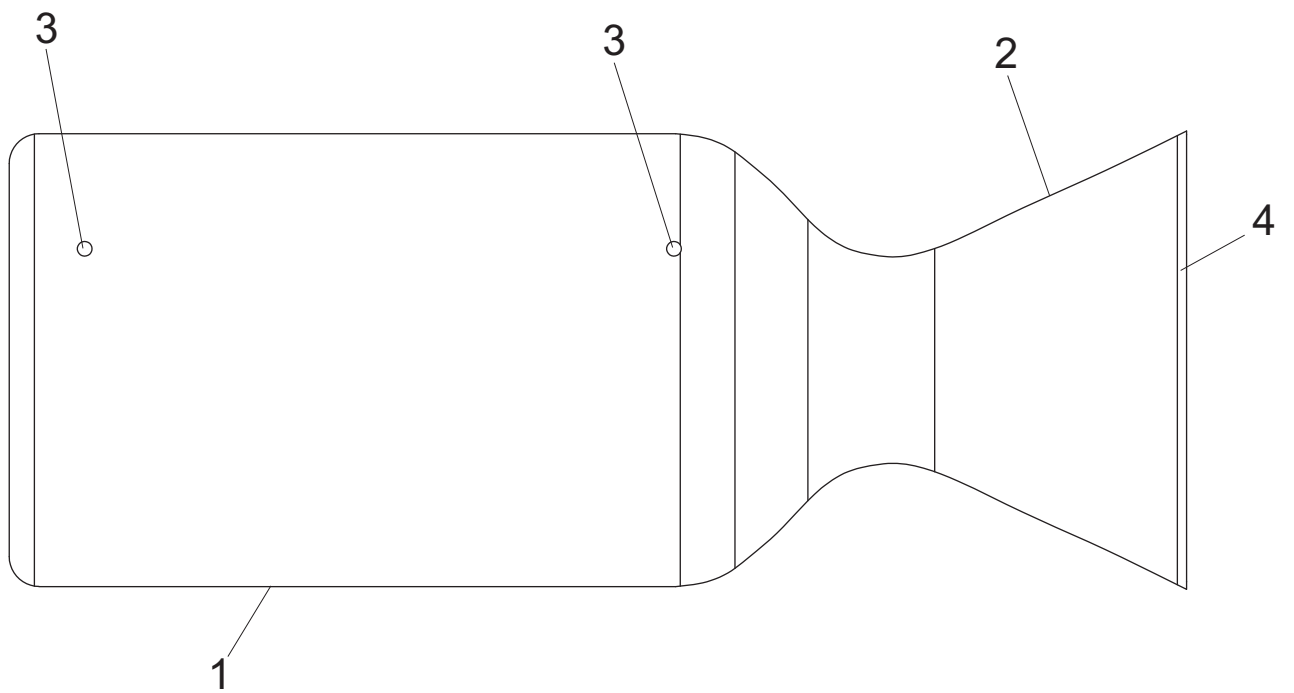


Fig. 5

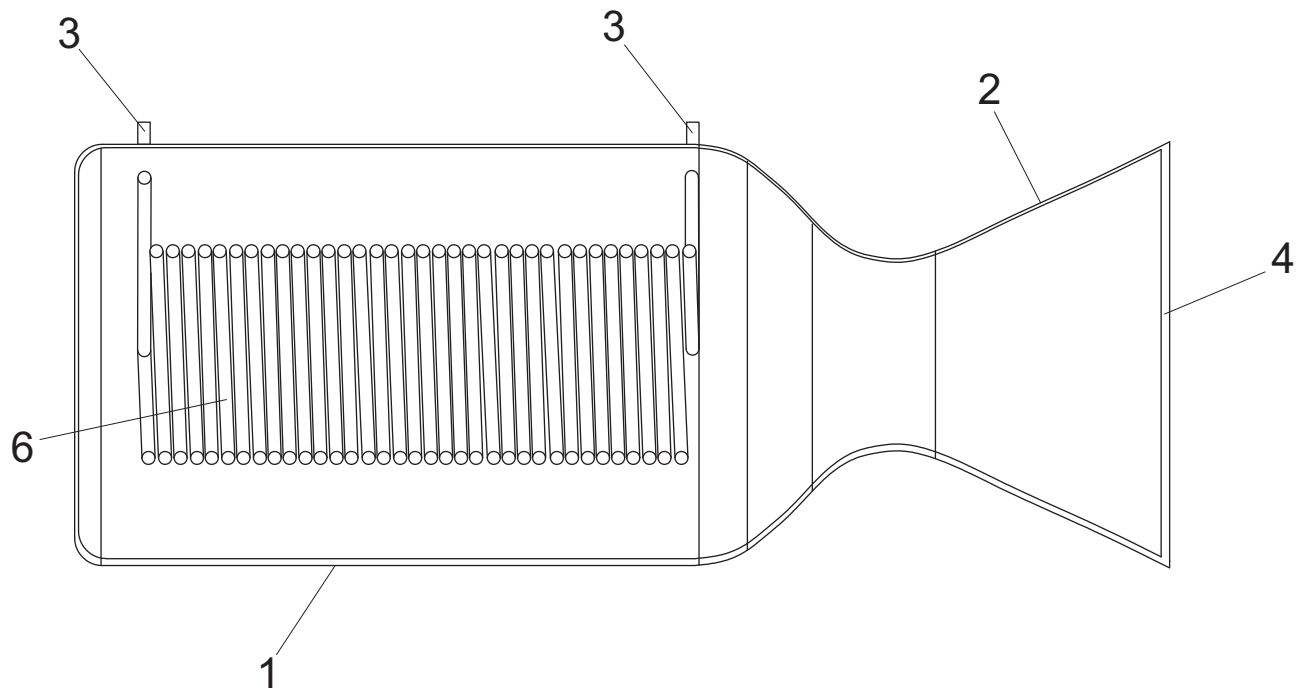


Fig. 6

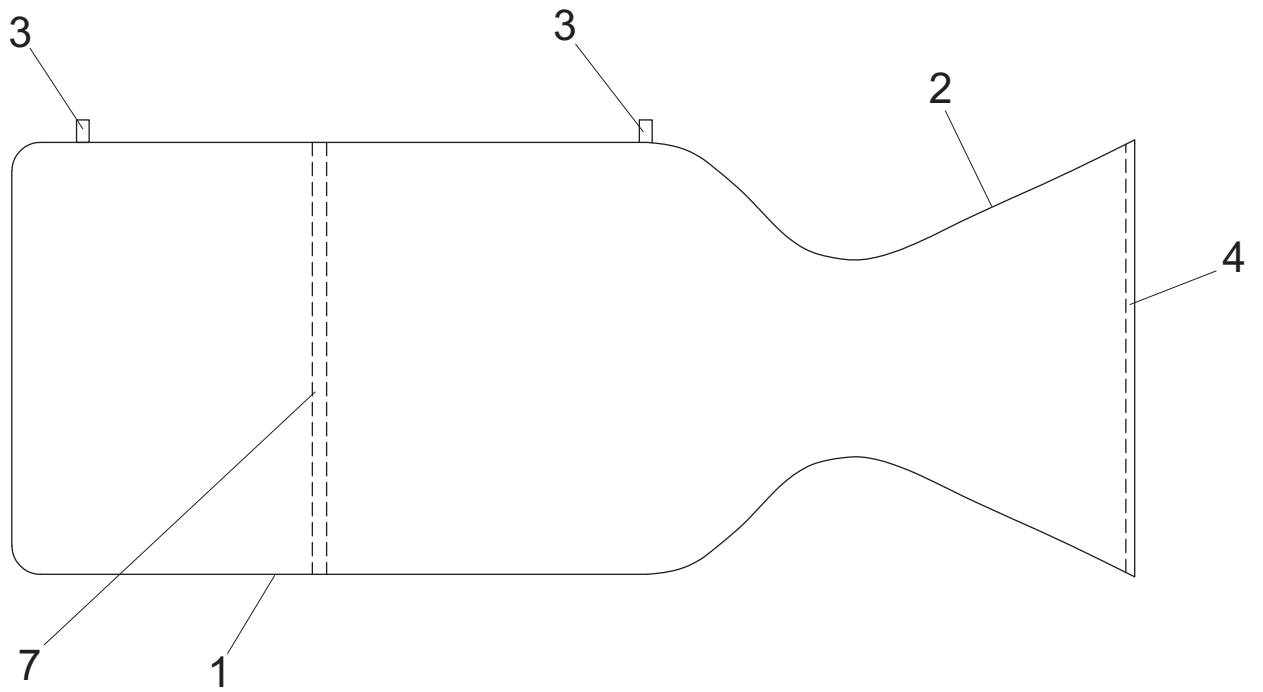


Fig. 7



- ②1 N.º solicitud: 202530152
②2 Fecha de presentación de la solicitud: 25.02.2025
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 A X A X A A A	US 2011/0006152 A1 (OLDEN et al.) 13/01/2011; párrafos [0008] - [0009], [0027] - [0030], [0033] - [0039]; figuras 2-5. US 6487844 B1 (LOHN et al.) 03/12/2002; columna 3, línea 16 - columna 4, línea 9; figuras 3-4. US 6131385 A (LEWIS, Jr. et al.) 17/10/2000; columna 2, líneas 29-43; columna 3, línea 26 - columna 4, línea 1; figura 1. US 2015/0152812 A1 (IZUMIYAMA et al.) 04/06/2015; párrafos [0038] - [0059], [0070]; figuras 1-5, 7A. US 5160070 A (HIBLER et al.) 03/11/1992; columna 4, línea 10 - columna 5, línea 28; figuras 1-5.	1-4, 11, 14 6-8, 15 1, 4, 11-12, 14 13 1, 4, 11-12, 14 13 1, 4, 6, 14, 15 1-4, 6-8, 11, 14-15
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 13.10.2025	Examinador L. J. Dueñas Campo	Página 1/2

CLASIFICACIÓN OBJETO DE LA SOLICITUD

F02K9/42 (2006.01)
F02K9/62 (2006.01)
F02K9/76 (2006.01)
F02K9/97 (2006.01)
F02K7/08 (2006.01)
B64G1/26 (2006.01)
B64G1/40 (2006.01)
B60K3/00 (2006.01)
F03G7/06 (2006.01)

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

F02K, B64G, B60K, F03G

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

AbS colección patentes, INVENES/LATIPAT