

19



OFICINA ESPAÑOLA DE  
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 581 930**

51 Int. Cl.:

**F02K 9/46** (2006.01)

**F02K 9/56** (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **07.10.2008 E 08837897 (1)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **13.04.2016 EP 2198145**

54 Título: **Dispositivo y procedimiento de motorización de una bomba para un motor cohete con un motor de combustión interna**

30 Prioridad:

**08.10.2007 FR 0758125**

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

**08.09.2016**

73 Titular/es:

**AIRBUS DEFENCE AND SPACE SAS (100.0%)  
51-61 Route de Verneuil  
78130 Les Mureaux, FR**

72 Inventor/es:

**RAYMOND, GÉRALD;  
CAYE, PAUL y  
RICHARD, FRÉDÉRIC**

74 Agente/Representante:

**DE ELZABURU MÁRQUEZ, Alberto**

ES 2 581 930 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).

**DESCRIPCION**

Dispositivo y procedimiento de motorización de una bomba para un motor cohete con un motor de combustión interna

5 El presente invento se refiere a un dispositivo y a un procedimiento de motorización de una bomba para un motor cohete con un motor de combustión interna.

El campo técnico al que se refiere el presente invento es el de la propulsión de un cohete capaz de un fuerte empuje, como el que se necesita para una lanzadera espacial.

10 Para este tipo de aplicación, existen tres familias de tecnologías, según el estado físico de los propulsores utilizados. La propulsión sólida, en la que el propulsante está almacenado en una cámara de combustión, la propulsión líquida que puede utilizar uno, dos o incluso más propulsores en la que se debe transferir los propulsores desde los tanques de almacenamiento a una cámara de combustión y la propulsión híbrida que utiliza un propulsante líquido y un propulsante sólido, y en la que se debe transferir un propulsante líquido a una cámara de combustión en la que está almacenado un propulsante sólido.

15 El presente invento se refiere de una manera más precisa a los dispositivos de transferencia de los propulsores líquidos a la cámara de combustión y más particularmente a la motorización de esta transferencia.

Para ser capaces de asegurar un fuerte empuje, los motores cohete deben funcionar con una presión elevada de algunas decenas de bares, de 30 a 50 bares para los motores Ariane, por ejemplo, con un consumo de material elevado.

20 En el caso de la propulsión líquida, es el sistema de alimentación de propulsante quien debe asegurar este consumo y esta presión. Para realizar esta alimentación a presión, son utilizados comúnmente dos medios, la presurización directa de los tanques de propulsores y el bombeo mediante bombas a partir de tanques a baja presión.

25 La primera solución tiene el mérito de la simplicidad, pero exige tanques susceptibles de soportar presiones elevadas, lo que induce problemas de peso y de seguridad. Esta solución está reservada en la práctica a motores de pequeña potencia, tales como los motores de control de altitud o las etapas superiores de las lanzaderas, por ejemplo, en los que la implantación de un medio externo de presurización es menos interesante.

La segunda solución requiere la utilización de bombas específicas capaces del consumo importante exigido por los motores. Este consumo, junto al fuerte aumento de presión demandada conduce a bombas de una potencia considerable, de varios centenares de kilovatios a varios megavatios.

30 En las lanzaderas espaciales actuales y anteriores, la motorización de estas bombas se hace sistemáticamente por medio de motores de turbina centrífuga, utilizando generalmente los mismos propulsores que el motor principal.

Estas turbinas centrífugas están accionadas por gases calientes. Estos gases calientes están producidos generalmente por la extracción de una parte de los propulsores del motor cohete y la combustión de estas extracciones en una pequeña cámara de combustión específica. Pueden estar producidos también por un generador de gas, a menudo un pequeño propulsor de pólvora.

35 El conjunto turbina centrífuga/bomba se llama turbo-bomba. La turbo-bomba es un objeto complejo y frágil pues debe transmitir potencias muy elevadas, de varios megavatios, gracias a velocidades de rotación muy elevadas, por ejemplo de 10.000 a 30.000 rpm., que inducen esfuerzos mecánicos muy fuertes en los materiales.

40 Por otra parte, la motorización por gases calientes procedentes de una combustión induce temperaturas muy elevadas en la turbina y gradientes de temperatura muy importantes en los ejes de transmisión entre la turbina y la bomba.

Este efecto de gradiente térmico está más acentuado cuando los propulsores son criogénicos, alcanzando la temperatura en la bomba algunas decenas de grados Kelvin mientras que a algunos centímetros solamente, la temperatura de la turbina centrífuga del motor está a más de 1000 grados Celsius.

45 Finalmente, debido a estas condiciones de funcionamiento extremas, el arranque de la turbo-bomba es delicado con frío en una parte, calor en otra y la puesta en rotación del conjunto lo suficientemente progresiva como para no inducir ningún gradiente transitorio más elevado todavía susceptible de romper la bomba.

Finalmente, la turbo-bomba es un objeto muy costoso y de poca duración, utilizada en las lanzaderas clásicas que tienen poca duración de funcionamiento que se cifra en minutos.

50 En las lanzaderas reutilizables como la nave espacial, las turbo-bombas deben cambiarse casi en cada vuelo, lo que es muy pesado en términos de coste de mantenimiento.

Una solución propuesta para reemplazar una turbo-bomba está descrita en el documento US 6 457 306.

Este documento describe en particular reemplazar la turbina de accionamiento de la bomba por un motor eléctrico alimentado por baterías.

5 Como consecuencia, no se tiene ya necesidad de un pequeño motor cohete que accione la turbina, se consume menos propulsante, no se tienen ya gradientes de temperatura tan elevados y el conjunto es más fiable, y más adaptada a una lanzadera reutilizable.

Además se puede regular la rotación del motor eléctrico y de esta manera hacer variar los consumos de propulsantes y el empuje de manera más cómoda y se puede generar también el arranque de la bomba más fácilmente para evitar gradientes transitorios demasiado elevados.

10 Por el contrario, la fuente de energía que alimenta el motor debe ser capaz de suministrar una potencia que se cifra en megavatios durante la fase de empuje lo que implica problemas de peso y de dimensionamiento importantes para esta fuente de energía y para los medios de alimentación del motor eléctrico.

El conjunto almacenamiento de energía y motor es finalmente muy pesado.

Otra solución se encuentra en el documento FR-A-280 1936.

15 El objetivo del presente invento es el de proporcionar una motorización para una bomba de propulsante sencilla, fiable que pueda ser arrancada en vuelo y que pueda, en particular, ser utilizada en conjuntos de propulsión reutilizables.

20 Por ello, el invento propone reemplazar el motor de turbina de la bomba o el motor eléctrico por un dispositivo sencillo, independiente de los propulsantes y cuya puesta en marcha y la regulación especialmente, sean independientes del funcionamiento del conjunto de propulsión del vehículo y prevé para ello utilizar un motor de combustión interna.

De una manera más precisa, el presente invento prevé un dispositivo de motorización de una bomba de alimentación de propulsantes de un motor cohete como está definido en la reivindicación 1.

25 El uso de tal comburente, normalmente inutilizado en las técnicas aeroespaciales por el hecho del peso del nitrógeno inútil para la combustión, es aquí preferido para permitir utilizar un motor de combustión interna del tipo probado ya en el campo terrestre aerobio conservando al mismo tiempo los parámetros de funcionamiento de tal motor.

De una manera más particular, el comburente necesario para el citado motor de combustión interna está contenido en un tanque a presión unido al citado motor por un descompresor.

30 El comburente está constituido ventajosamente por aire enriquecido con oxígeno o por aire enriquecido con gas nitroso.

Preferentemente, el carburante es un hidrocarburo líquido.

El carburante es según una primera variante keroseno, por ejemplo, según la norma americana ASTM D1655 y sus diferentes revisiones y gasolina, por ejemplo, como está definido en el artículo 19 del reglamento FIA (Federación Internacional del Automóvil), año 2007 o la norma EN 228 según una segunda variante.

35 Según un primer modo de realización ventajosa del invento, el motor de combustión interna es un motor de pistones.

Según un modo de realización alternativo, el citado motor de combustión interna es un motor con turbina axial y compresor.

Ventajosamente, el citado motor con turbina axial es un motor de helicóptero.

40 El invento se refiere además a un dispositivo de motorización de una bomba de alimentación de motor cohete que comprende un arrancador eléctrico para el citado motor de combustión interna.

Preferiblemente, el citado motor de combustión interna comprende un circuito de refrigeración que funciona en circuito cerrado por medio de un intercambiador de calor situado en las canalizaciones de admisión de los propulsantes del motor cohete.

45 El invento prevé igualmente un dispositivo de alimentación del motor cohete, caracterizado por que comprende a menos dos bombas, motorizada cada una de ellas, por un dispositivo de motorización según el invento y unos medios de gestión de los motores de combustión interna de accionamiento de bombas adaptados para hacer variar independientemente los parámetros de funcionamiento de los citados motores de tal manera que se regulen independientemente las velocidades de rotación de las bombas así como un procedimiento de puesta en marcha y de alimentación de un motor cohete por medio de bombas motorizadas por al menos un dispositivo según el invento  
50 caracterizado por que comprende:

- una etapa de arranque del motor de combustión interna del citado al menos un dispositivo a una altitud de encendido del motor cohete y de enfriamiento de la bomba acoplada al motor de combustión interna,
  - una etapa de apertura de las válvulas de los tanques de propulsores del motor cohete en paralelo con una subida del régimen nominal de funcionamiento del motor de combustión interna,
- 5 - una etapa de cebado de las bombas para la presión de los tanques de propulsores y de comienzo de la alimentación del motor cohete,
- una regulación del consumo de las bombas de regulación del régimen de rotación del o de los motores de combustión interna de accionamiento de las bombas.
- 10 El invento encuentra su aplicación, en particular, en las lanzaderas reutilizables y se aplica en particular a un avión espacial, es decir a una lanzadera espacial capaz de despegar del suelo como un avión y después dejar la atmósfera terrestre para alcanzar el espacio.
- En el espacio estos aviones espaciales utilizan un propulsor anaerobio del tipo del motor cohete. Para su vuelo atmosférico, utilizan propulsores aerobios como los reactores.
- 15 El invento permite motorizar bombas del motor cohete del avión espacial con un dispositivo robusto y probado que utiliza un comburente y un carburante sencillo para ponerlo en marcha y de producir, siendo el dispositivo lo suficientemente ligero para ser embarcado en el avión espacial.
- Otras características y ventajas del invento serán mejor comprendidas con la lectura de la descripción que sigue de un ejemplo de realización no limitativo del invento, acompañada de los dibujos que representan:
- en la figura 1: una representación esquemática del principio del dispositivo del invento;
- 20 - en la figura 2: un ejemplo de implantación del dispositivo del invento en un avión espacial;
- en la figura 3: un detalle de la figura 2.
- Según la figura 1 esquemática, se describe la utilización de un motor de combustión interna 1 del tipo motor de pistones para la motorización de una bomba 2 de alimentación de un motor cohete de un avión espacial.
- En tal vehículo la propulsión cohete no se utiliza nada más que después de un vuelo tipo avión.
- 25 Pero el motor de combustión interna del invento 1 podría ser utilizado para cualquier aplicación de un motor cohete, ya sea una etapa de una lanzadera o un vehículo interplanetario o un satélite, en la medida evidentemente en la que se desee el reemplazo de una motorización por una turbo-bomba de turbina centrífuga.
- Según la figura 1, el motor de combustión interna 1 está acoplado al eje de la bomba centrífuga 2 por un eje 20 a través de un embrague 21 de tipo conocido de los motores de combustión interna.
- 30 El motor de combustión interna de tipo aerobio se utiliza en una fase de vuelo sin atmósfera y se alimenta de carburante por medio de un tanque 4 situado en las proximidades del motor. Su alimentación de comburente se efectúa por medio de un tanque 5 de aire comprimido y de un descompresor 6.
- Se simula así un medio aerobio con la utilización de un tanque comprimido y de un descompresor.
- 35 El aire comprimido puede ser reemplazado eventualmente por aire enriquecido con oxígeno o con gas nitroso, método que aumenta la potencia disponible y disminuye el peso embarcado pero que exige un cambio del reglaje del punto de funcionamiento termodinámico del motor o con un gas que contenga oxígeno, no cambiando el peso embarcado.
- La secuencia de funcionamiento y de encendido del motor cohete es la siguiente.
- 40 Al llegar a la altitud de encendido del motor cohete, el motor de combustión interna es arrancado mediante un arrancador 7 del tipo arrancador eléctrico. Simultáneamente, la bomba 2 es enfriada y acoplada al motor. Las válvulas 10 de los tanques 3 del motor cohete son abiertos entonces y los propulsores llenan la bomba por una canalización aguas arriba 14 y paralelamente el motor 1 es puesto en su régimen de funcionamiento nominal por los medios de regulación 8, 9. La presión de los tanques 3 ceba las bombas 2 y el motor cohete es alimentado por una canalización 15 de salida de la bomba.
- 45 Al agotarse los propulsores, el motor de combustión interna de accionamiento de la bomba o de las bombas se detiene.

El hecho de reemplazar una turbina centrífuga de la turbo-bomba, puesta en rotación por un generador de gas, por un motor de combustión interna unido a la bomba por un eje y por un embrague permite resolver los problemas de arranque de la turbina realizado con mayor frecuencia de manera pirotécnica.

5 La utilización del motor alimentado por sus propios tanques de carburante y de comburente permite además pasar de la complejidad de la alimentación de la turbina que necesita un picaje en el circuito de alimentación del motor cohete.

Además, los motores de combustión interna tales como los motores de pistones y los motores con turbina axial y compresor ofrecen una velocidad mucho más estable por naturaleza que las turbinas centrífugas accionadas por un generador de gas caliente, y los problemas de estabilidad de funcionamiento de la bomba quedan resueltos.

10 Además, la utilización de un motor de combustión interna con alimentación separada permite evitar los riesgos de sobre-velocidad de la turbina en la fase de agotamiento de los propulsores del motor cohete.

Finalmente el dispositivo del invento resuelve los problemas de acoplamiento en el mismo eje de zonas muy calientes y muy frías, alejando el elemento motor de la bomba y previendo un circuito de refrigeración del elemento motor.

15 La flexibilidad en la utilización de un motor de combustión interna cuyo funcionamiento está controlado comparada con la de una turbo-bomba para la cual la turbina es soplada únicamente por los gases calientes de un generador de gas, permite los siguientes modos de funcionamiento:

- arranque progresivo de la bomba centrífuga, evitando choques mecánicos engendrados por arranques pirotécnicos de las turbinas centrífugas,

20 - control del ciclo de enfriamiento de la bomba,

- regulación final y fácilmente variable de la velocidad de rotación del motor, permitiendo hacer variar el consumo y la presión de salida de la bomba en función del régimen requerido, especialmente en el arranque del motor cohete mientras que las turbo-bombas no son generalmente capaces más de una sola velocidad de rotación,

25 - posibilidad de motorizar separadamente las bombas de carburante y de comburente, lo que permite hacer variar el nivel de mezcla y ajustar separadamente los consumos de propulsores criogénicos para tener en cuenta las diferencias de pérdidas de carga en los circuitos. En efecto, en el caso de propulsores criogénicos el comburente, por ejemplo, Hidrógeno o metano es utilizado a menudo para enfriar la tobera. Esta utilización requiere unas presiones de carburante/comburente a la entrada del motor, diferentes. La regulación del punto de funcionamiento óptimo es delicada cuando estas presiones están proporcionadas por bombas centrífugas motorizadas por una única turbina centrífuga.

30 A título de ejemplo de realización se consideran las siguientes hipótesis correspondientes a un caso concreto de realización en el caso de un avión espacial.

35 El motor cohete utiliza metano líquido (LCH<sub>4</sub>) y oxígeno líquido (LO<sub>x</sub>), el motor funciona con una presión de entrada al motor de 50 bares para el oxígeno líquido y de 60 bares para el metano. Funciona durante un tiempo del orden de 80 segundos y necesita 7,5 toneladas de propulsante.

Además, la velocidad de la bomba es del orden de 15.000 rpm. Esta velocidad es habitual para bombas LO<sub>x</sub> y LCH<sub>4</sub>.

40 Para el cálculo de los parámetros de funcionamiento de los motores que accionan las bombas, se toma, además, como hipótesis conservadora que el rendimiento mínimo de la bomba sea del orden de 60% para un peso de los propulsores a comprimir de 7.500 Kg.

Esto corresponde a un volumen de alrededor de 9,1 m<sup>3</sup> y se consideran consumos supuestamente constantes de 63,5 l/s de oxígeno líquido y 51,3 l/s de metano líquido.

Según estos parámetros, en lo que se refiere a la bomba de oxígeno líquido y teniendo en cuenta el rendimiento, la potencia demandada es de 530 kW, o sea alrededor de 720 caballos.

45 En lo que se refiere a la bomba de metano líquido, y teniendo en cuenta el rendimiento, la potencia demandada, en este caso tomado como ejemplo, es de 514 kW, o sea alrededor de 698 caballos.

Estas potencias son muy próximas, lo que permite considerar una motorización separada de las bombas por motores idénticos.

50 Una primera solución según el presente invento consiste en utilizar motores de combustión interna del tipo motores de competición de automóviles cuyo régimen de funcionamiento y la potencia son regulables.

## ES 2 581 930 T3

Con un consumo típico de 0,27 litros por caballo y por hora, son necesarios alrededor de 8 litros de carburante (para los dos motores) para una misión. La combustión de esta cantidad de carburante requiere 138 kg de aire, o sea 125 m<sup>3</sup>. Comprimido a 200 bares, este volumen está contenido en dos tanques de 320 litros cada uno.

5 Como se ha visto anteriormente, hay que observar que el volumen de aire puede ser reducido ventajosamente utilizando aire enriquecido con oxígeno o con gas nitroso. La utilización de aire bajo la forma de licuado puede permitir también reducir el volumen embarcado.

10 La potencia requerida corresponde a la de los motores utilizados en competición de automóviles de fórmula 1 que tienen una potencia de 750 a 900 caballos. Estos motores están previstos para una duración mínima de vida de 10 horas a toda potencia correspondiente para soportar dos grandes premios de alrededor de 1h30 cada uno y las sesiones de entrenamiento y de preparación. Comparado con las duraciones de utilización previstas de alrededor de 80 segundos por vuelo, esto permite realizar de 450 a 500 vuelos por cada motor.

Además, este tipo de motor tiene un peso de alrededor de 95 kg, lo que se considera moderado.

Según el presente invento, la utilización de un motor del tipo fórmula 1 se hace posible para el accionamiento de una bomba de alimentación de motor cohete en un vehículo espacial gracias a las siguientes instalaciones:

- 15 - la realización de una alimentación directa de aire o de gas comburente a través de un tanque comprimido y un descompresor,
- un acoplamiento de la bomba al eje motor,
- una regulación de la alimentación de carburante especialmente para tener en cuentas la orientación física del motor y las aceleraciones,
- 20 - una instalación del circuito de refrigeración para tener en cuenta el ambiente exterior (alrededor de -50° C) y la ausencia relativa de aire exterior.

La solución privilegiada por el invento es la de unir el circuito de refrigeración 11 de origen del o de los motores de combustión interna a un intercambiador de calor 12 situado en las canalizaciones de admisión 14 de los propulsantes que son, en este caso, criogénicos lo que permite realizar además un intercambiador muy compacto.

25 El consumo de más de 100 l/s permite disponer de una fuente fría ampliamente suficiente. El líquido de refrigeración utilizado para el circuito de refrigeración de los motores de combustión interna es un líquido adaptado a los propegoles y compatible con sus muy bajas temperaturas.

Se prevé además un capotaje para los elementos que pueden sufrir un paso al vacío, el escape del o de los motores de combustión interna, que se realiza directamente en la parte trasera del vehículo.

30 El procedimiento de arranque del motor de combustión interna se realiza preferiblemente con el motor en posición horizontal para permitir la realización de su lubricación y el arranque está adaptado a las condiciones de bajas temperaturas mediante el uso de calentadores locales o con una puesta a régimen progresiva.

El balance de peso para tales parámetros y la aplicación de un motor de automóvil da como resultado un peso de 500 a 650 kg.

35

Dos motores	170 a 190 kg
Carburante	9 kg
Aire comprimido	140 kg,(con márgenes)
Dos depósitos de aire comprimido	160 kg
Accesorios (arrancador, electrónica...)	40 kg
Dos bombas centrífugas	del orden de 40 kg
Total	550 a 600 kg, y más preciso 559 a 579kg

La figura 2 representa un ejemplo de implantación de dos motores de combustión interna del tipo motores de diésel situados entre un tanque de propulsantes 3 y un motor cohete 16 de una aeronave.

40 Los motores están situados diametralmente opuestos alrededor del eje que atraviesa el tanque y el motor cohete por encima de las bombas 2a, 2b que alimentan al motor cohete 16.

El detalle de la figura 3 permite distinguir el eje 20 de unión entre el motor 1 y la bomba 2a.

Una segunda solución consiste en utilizar un motor del tipo turbina de helicóptero que comprende un compresor, una cámara de combustión y una turbina en un eje común en vez y en el lugar de dos motores de pistones.

Una turbina de helicóptero del tipo TM333 2B2 de la sociedad Turbomeca es especialmente apropiado para tal aplicación.

- 5 Tal turbina con compresor puede proporcionar del orden de 1.100 a 1.200 caballos en continuo con un régimen de rotación en continuo de 6.000 rpm, regulable incluso.

En este ejemplo, un motor con turbina axial única está unida a dos bombas, la bomba de comburente y la bomba de carburante del motor cohete, por medio de una desmultiplicación fija con una gestión del régimen del motor con turbina para aumentar la velocidad de rotación hasta el valor requerido por las bombas centrífugas.

- 10 Los parámetros de utilización de tal motor con turbina axial son los siguientes:

- peso unitario 166 kg;
- consumo de aire para 80 segundos de funcionamiento: 120 kg;
- consumo de carburante (keroseno), 6 a 7 kg.

- 15 La admisión de aire se hace por aspiración de aire comprimido a través de un descompresor a la entrada del compresor y el escape se hace directamente en la parte trasera del vehículo.

Los valores del balance de peso para un motor con turbina axial tal como un motor de helicóptero tal como el descrito son del mismo orden de magnitud que los de la solución con motores de automóviles del tipo formula 1.

- 20 El peso de los motores F1 y del motor con turbina de helicóptero considerado es el de motores procedentes directamente de su campo de aplicación y no tienen en cuenta posibles reducciones por el hecho de la supresión de elementos necesarios únicamente para su aplicación inicial, por lo tanto es posible una ganancia en el peso.

En resumen, el dispositivo de motorización de la bomba 2 de alimentación del motor cohete de vehículo espacial comprende al menos un motor de combustión interna 1 del tipo motor de de combustión interna que funciona con una mezcla de aire y de hidrocarburos, motor de pistones o motor con turbina axial y un medio 20 de transmisión de la rotación de este motor 1 a la bomba 2.

- 25 Según el ejemplo de la figura 1, el medio de transmisión 20 es un eje entre el motor de combustión interna y la bomba y el medio de transmisión 20 comprende un embrague 21.

Según el primer modo de realización, el motor de combustión interna es un motor multi-cilindros del tipo motor de vehículo automóvil de competición.

- 30 Según un modo de realización alternativo, el motor de combustión interna 1 es un motor con turbina axial y compresor aeronáutico.

El motor 1 es alimentado por sus propios tanques 4, 5 de carburante y de comburente independientes de los tanques 3 de propulsores del motor cohete.

El tanque de comburente 5 es un tanque de gas a presión unido a la entrada de aire del motor a través de un descompresor 6.

- 35 Comprende un circuito de refrigeración por medio de un intercambiador de calor 12 situado sobre una o varias canalizaciones 14 de admisión de propulsores criogénicos, funcionando el circuito de refrigeración en circuito cerrado.

Un arrancador eléctrico 7 permite arrancar el motor de combustión interna.

- 40 El dispositivo de alimentación del motor cohete representado en la figura 2 comprende dos bombas, cada una de ellas motorizada por un dispositivo motor 1, 1' y unos medios de gestión 8, 9 de los motores de combustión interna adaptados para hacer variar independientemente los parámetros de funcionamiento de los citados motores de combustión interna de tal manera que regule independientemente las velocidades de rotación de las bombas.

- 45 La nave espacial conforme con el invento comprende un motor cohete cuya alimentación comprende al menos una bomba motorizada por un dispositivo del invento y unos medios de puesta en funcionamiento del dispositivo, nave en vuelo.

El invento posee aplicaciones en el campo de la astronáutica, y más generalmente en todos los sectores que utilizan la propulsión por motor cohete con propulsores líquidos y donde se requiere un consumo de fluido muy importante durante un tiempo relativamente corto.

## ES 2 581 930 T3

Es particularmente interesante cuando los propulsores son criogénicos (oxígeno líquido con hidrógeno, metano o keroseno líquidos).

Está particularmente adaptado para vehículos suborbitales reutilizables, para los cuales un ligero aumento de peso es aceptable en contrapartida con un coste de mantenimiento reducido.

- 5 La sencillez del invento proporciona además numerosas ventajas y especialmente la sencillez de su concepción, los costes de desarrollo y de realización reducidos, su gran fiabilidad, una velocidad de bombeo estabilizada y una posibilidad de reutilización del conjunto bomba muy importante, no siendo capaces las turbo-bombas actuales nada más que de algunos arranques.

**REIVINDICACIONES**

- 5 1. Dispositivo de motorización de bomba (2) de alimentación de propulsores de un motor cohete (16) para un vehículo espacial que comprende el citado motor cohete, tanques de propulsores y un circuito de alimentación de propulsores del citado motor cohete, estando caracterizado el citado dispositivo por que comprende un motor de combustión interna (1, 1a, 1b) de tipo aerobio que funciona con una mezcla de comburente de tipo aire, hidrocarburos y cuya alimentación de comburente y carburante se realiza a través de tanques y un circuito separado de los citados tanques de propulsores (3) y del citado circuito de alimentación de propulsores del motor cohete.
- 10 2. Dispositivo de motorización según la reivindicación 1, caracterizado por que el comburente necesario para el citado motor de combustión interna está contenido en un tanque a presión unido al citado motor de combustión interna por un descompresor.
3. Dispositivo de motorización según la reivindicación 1 ó 2, caracterizado por que el comburente está constituido por aire enriquecido con oxígeno.
4. Dispositivo de motorización según la reivindicación 1 ó 2, caracterizado por que el comburente está constituido por aire enriquecido con gas nitrógeno.
- 15 5. Dispositivo de motorización según una de las reivindicaciones precedentes, caracterizado por que el carburante es un hidrocarburo líquido.
6. Dispositivo de motorización según una de las reivindicaciones precedentes, caracterizado por que el carburante es keroseno.
- 20 7. Dispositivo de motorización según una de las reivindicaciones 1 a 5, caracterizado por que el carburante es gasolina.
8. Dispositivo de motorización según una de las reivindicaciones 1 a 5 ó 7, caracterizado por que el citado motor de combustión interna es un motor de pistones.
9. Dispositivo de motorización según una de las reivindicaciones 1 a 6, caracterizado por que el citado motor de combustión interna es un motor con turbina axial y compresor.
- 25 10. Dispositivo de motorización según la reivindicación 9, caracterizado por que con turbina axial y compresor es un motor de helicóptero.
11. Dispositivo de motorización según una de las reivindicaciones precedentes, caracterizado por que comprende un arrancador eléctrico (7) para el motor de combustión interna.
- 30 12. Dispositivo de motorización según una de las reivindicaciones precedentes, caracterizado por que el motor de combustión interna comprende un circuito de refrigeración que funciona en circuito cerrado por medio de un intercambiador de calor (12) situado en las canalizaciones (14) de admisión de propulsores del motor cohete.
- 35 13. Dispositivo de alimentación del motor cohete, caracterizado por que comprende al menos dos bombas cada una de ellas motorizada con un dispositivo según una de las reivindicaciones precedentes y unos medios de gestión (8, 9) de los motores de combustión interna de accionamiento de las bombas adaptados para hacer variar independientemente los parámetros de funcionamiento de estos motores de tal manera que regulen independientemente las velocidades de rotación de las bombas.
- 40 14. Motor cohete de vehículo espacial alimentado por al menos una bomba, caracterizado por que comprende un dispositivo de alimentación de la citada bomba según una de las reivindicaciones 1 a 11.
15. Procedimiento de puesta en marcha y de alimentación de un motor cohete por medio de bombas (2) motorizadas por al menos un dispositivo según una de las reivindicaciones 1 a 12, caracterizado por que comprende:
  - una etapa de arranque del motor de combustión interna (1) del citado al menos un dispositivo a una altitud de encendido del motor cohete y de enfriamiento de la bomba (2) acoplada al motor de combustión interna (1),
  - una etapa de apertura de válvulas (10) de los tanques (3) de propulsores del motor cohete en paralelo con un aumento al régimen nominal de funcionamiento del motor de combustión interna (1),
  - 45 - una etapa de cebado de las bombas (2) por la presión de los tanques (3) de propulsores y el comienzo de la alimentación del motor cohete,
  - una regulación del consumo de las bombas mediante regulación (8, 9) del régimen de rotación del o de los motores de combustión interna (1) de accionamiento de las bombas.

**Fig. 1**



