

19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 368 471**

51 Int. Cl.:
F02K 9/46

(2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Número de solicitud europea: **08805042 .2**

96 Fecha de presentación: **03.10.2008**

97 Número de publicación de la solicitud: **2198144**

97 Fecha de publicación de la solicitud: **23.06.2010**

54 Título: **DISPOSITIVO DE MOTORIZACIÓN DE LA BOMBA DE UN MOTOR DE COHETE EMPLEANDO UN VOLANTE DE INERCIA.**

30 Prioridad:
08.10.2007 FR 0758133

45 Fecha de publicación de la mención BOPI:
17.11.2011

45 Fecha de la publicación del folleto de la patente:
17.11.2011

73 Titular/es:
**ASTRIUM SAS
6, RUE LAURENT PICHAT
75016 PARIS, FR**

72 Inventor/es:
RAYMOND, Gérald

74 Agente: **Morgades Manonelles, Juan Antonio**

ES 2 368 471 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

Dispositivo de motorización de la bomba de un motor de cohete empleando un volante de inercia

5 La presente invención se refiere a un dispositivo y a un procedimiento de motorización de bomba para un motor de cohete empleando un volante de inercia.

El alcance técnico al que se refiere la presente invención es el de la propulsión de cohetes con capacidad para ejercer un impulso fuerte, como el que se precisa en una lanzadera espacial.

10 Para dicho tipo de aplicación, existen tres familias de tecnologías, según el estado físico de los ergoles utilizados, la propulsión sólida, en la que el ergol se almacena en una cámara de combustión, la propulsión líquida que puede utilizar uno, dos o más ergoles, en la que se debe transferir los ergoles desde los depósitos a una cámara de combustión y la propulsión híbrida que utiliza un ergol líquido y un ergol sólido, y en el que se debe transferir un ergol líquido a una cámara de combustión en la que se almacena un ergol sólido.

15 La presente invención se refiere más particularmente a los dispositivos de transferencia de los ergoles líquidos a la cámara de combustión y más particularmente la motorización de dicha transferencia.

20 Para poder asegurar un impulso fuerte, los motores de cohete deben funcionar con una presión elevada de algunas decenas de bares, en particular de 30 a 50 bares para los motores de Ariane por ejemplo con un caudal de materia elevado.

25 En el caso de la propulsión líquida, es el sistema de alimentación en ergol el que debe asegurar dicho caudal y dicha presión. Para realizar dicha alimentación bajo presión se utilizan habitualmente dos medios, la aplicación directa de la presión desde los depósitos de ergoles y el bombeo mediante bombas a partir del depósito de baja presión.

30 La primera solución posee el mérito de la simplicidad aunque requiere unos depósitos susceptibles de soportar unas presiones elevadas, lo que induce unos problemas de masa y de seguridad. En la práctica, dicha solución se reserva para unos motores de potencia baja, tales como el motor de control de altitud o las etapas superiores de las lanzaderas por ejemplo, en las que la disposición de un medio de presurización externo resulta menos interesante.

35 La segunda solución requiere la utilización de unas bombas específicas con capacidad para proporcionar el caudal importante que exigen los motores. Dicho caudal, junto con el fuerte aumento de presión demandado conduce a unas bombas de una potencia considerable, de varios centenares de kilovatios a varios megavatios.

En las lanzaderas espaciales actuales y pasadas, la motorización de dichas bombas se realiza sistemáticamente mediante unos motores de turbina, que por lo general utilizan los mismos ergoles que el motor principal.

40 Dichas turbinas son accionadas por gases calientes. Por lo general, dichos gases calientes se producen por extracción de una parte de los ergoles del motor de cohete y la combustión de dichas extracciones en una pequeña cámara de combustión específica. Pueden producirse asimismo mediante un generador de gases, frecuentemente un pequeño propulsor de pólvora.

45 Al conjunto turbina/bomba se le denomina turbobomba. La turbobomba es un objeto complejo y frágil ya que debe transmitir unas potencias muy elevadas, de varios megavatios, gracias a unas velocidades de rotación muy elevadas, por ejemplo de 10000 a 30000 vueltas/min, que inducen unas limitaciones mecánicas muy fuertes en los materiales.

50 Por otra parte, la motorización por los gases calientes originados en una combustión provoca unas temperaturas muy elevadas en la turbina y unos gradientes de temperatura muy importantes en los árboles de transmisión entre la turbina y la bomba.

55 Dicho efecto de gradiente térmico se acentúa aún más cuando los ergoles son criogénicos, siendo la temperatura en la bomba de algunas decenas de grados Kelvin, mientras que a algunos centímetros solamente, la temperatura de la turbina motor es de más de 1000 grados Celsius.

60 Finalmente, debido a dichas condiciones de funcionamiento extremas, el arranque de la turbobomba es delicado con un enfriamiento en un lado, un calentamiento en el otro y la puesta en rotación del conjunto suficientemente progresiva para no inducir un gradiente transitorio aún más elevado susceptible de romper la turbobomba.

En definitiva, la turbobomba es un objeto muy costoso y con una vida útil corta, utilizado en las lanzaderas clásicas que tienen una duración de funcionamiento corta que se cifra en minutos.

En las lanzaderas reutilizables como el vehículo espacial de lanzamiento reutilizable actualmente en servicio, las turbobombas deben cambiarse casi en cada vuelo, lo que resulta muy oneroso en términos de costes de mantenimiento.

5 Una solución propuesta para sustituir una turbobomba se describe en el documento US 6 457 306.

Dicho documento describe la sustitución de la turbina de accionamiento de la bomba por un motor eléctrico alimentado por baterías, u otros dispositivos como unos volantes de inercia.

10 Debido a ello, deja de ser necesario un pequeño motor de cohete accionando una turbina, se consume menos cantidad de ergol, no existen unos gradientes de temperatura tan elevados y el conjunto es más fiable, y más adaptado a una lanzadera reutilizable.

15 Además, se puede regular la rotación del motor eléctrico y, por lo tanto, hacer variar los caudales de los ergoles y, por lo tanto, el empuje de un modo más fácil y, asimismo, se puede administrar el arranque de la bomba más fácilmente para evitar unos gradientes transitorios demasiado elevados.

20 Por el contrario, la fuente de energía que alimenta al motor debe poder proporcionar una potencia del orden de megavatios durante la fase de empuje, lo que implica unas limitaciones de masa y de dimensionamiento importantes para dicha fuente de energía y para los medios de alimentación de los motores eléctricos.

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

25 El objetivo de la presente invención es proporcionar una motorización para la bomba de ergoles, simple, fiable, de peso reducido, que pueda arrancar en vuelo y que pueda utilizarse, en particular, en los conjuntos de propulsión reutilizables.

30 Para hacerlo, la presente invención propone sustituir el motor de turbina de la bomba o el motor eléctrico por un dispositivo simple, independiente de los ergoles, cuya puesta en marcha y la regulación son claramente independientes del funcionamiento del conjunto de propulsión del vehículo y, para hacerlo, prevé un dispositivo de volante de inercia previamente puesto en rotación para motorizar la bomba.

35 Más particularmente, la presente invención se refiere a un dispositivo de motorización de la bomba de alimentación del motor del cohete del vehículo espacial caracterizado porque comprende un volante de inercia y un medio de transmisión de la rotación del volante de inercia a la bomba, estando el volante acoplado mecánicamente a la bomba.

40 Una de las ventajas principales del volante de inercia es su simplicidad de materialización y el hecho de que almacene directamente una energía mecánica.

Preferentemente, los medios de transmisión son un árbol común entre el volante de inercia y la bomba.

45 Ventajosamente, los medios de transmisión comprenden un dispositivo de modificación de la relación de transmisión entre el volante y la bomba.

Según una forma de realización particular, el dispositivo comprende un dispositivo de embrague adaptado para acoplar y desacoplar el volante de inercia de la bomba.

50 Según una forma de realización ventajosa, el dispositivo comprende un motor eléctrico de lanzamiento del volante.

El motor eléctrico se alimenta o bien desde una fuente de alimentación eléctrica exterior al vehículo, o bien desde una fuente de alimentación eléctrica interior del vehículo, de modo que el motor eléctrico permite conservar en el volante una energía después del despegue del vehículo.

55 Según una forma de realización particular de la presente invención, la bomba y el volante se disponen en el vehículo en una posición que proporciona una estabilización giroscópica por su rotación según por lo menos un eje del vehículo.

60 Según una forma de realización alternativa, el dispositivo comprende por lo menos un par de volantes idénticos que giran en sentido inverso para suprimir los efectos giroscópicos de rotación de los volantes.

Ventajosamente, el dispositivo comprende unos medios de medición de la velocidad de rotación del volante y unos medios de desacoplamiento del volante y de la bomba para una velocidad inferior a una velocidad dada inferior a la velocidad de rotación nominal del volante.

65

Según una forma de realización ventajosa, el dispositivo comprende unos medios de regulación de caudal de la bomba que comprenden un dispositivo de toma o extracción de un caudal variable en el flujo que sale de la bomba y de reenvío de dicho flujo al depósito.

5 Alternativamente o complementariamente, el dispositivo comprende unos medios de regulación de caudal de la bomba que comprende una válvula dispuesta corriente abajo de la bomba.

En dicho último caso, la válvula es preferentemente una válvula regulable dispuesta a la salida de la bomba y adaptada para mantener un caudal constante abriéndose progresivamente.

10 Ventajosamente, el volante se dispone en una caja que forma un escudo entre el volante y el depósito.

La presente invención se refiere además a un dispositivo de alimentación del motor del cohete caracterizado porque comprende por lo menos dos bombas, cada una de ellas motorizada por un dispositivo según la presente invención y un avión espacial que comprende un motor del cohete cuya alimentación comprende por lo menos una bomba motorizada por un dispositivo según la presente invención y unos medios de puesta en funcionamiento del dispositivo, avión en vuelo.

20 Otras características y ventajas de la presente invención se pondrán más claramente de manifiesto con la lectura de la descripción que sigue de un ejemplo de forma de realización no limitativo de la presente invención acompañado de los dibujos que representan:

en las figuras 1A a 1F: una representación esquemática del principio del dispositivo de la presente invención según diferentes formas de realización;

25 en las figuras 2A y 2B: unos ejemplos de implantación respectivamente de uno y de dos volantes de inercia en una aeronave;

en las figuras 3A y 3C: unos ejemplos de realización de unos volantes de inercia de la presente invención;

en la figura 4: un grafo de las características de una bomba centrífuga accionada por el dispositivo de la presente invención;

30 en la figura 5: un gráfico que representa los parámetros de funcionamiento del dispositivo de la presente invención en función del tiempo.

La presente invención se refiere a los vehículos espaciales y es aplicable, en particular, a los aviones espaciales.

35 Los aviones espaciales son unas lanzaderas capaces de despegar del suelo como un avión y a continuación abandonar la atmósfera terrestre para alcanzar el espacio.

En el espacio, dichos aviones espaciales utilizan un modo de propulsión anaeróbico de tipo cohete. Para su vuelo atmosférico utilizan unos propulsores aeróbicos tales como los reactores.

40 Un volante de inercia es, como su nombre indica, un objeto que se hace girar alrededor de un eje, que sirve para almacenar energía bajo la forma cinética. La energía almacenada crece proporcionalmente al cuadrado de la velocidad de rotación del volante y proporcionalmente a su masa.

45 Para almacenar la energía, se hace girar el volante lo más rápidamente posible, la recuperación de la energía ralentizando la rotación del volante.

Según el ejemplo simplificado según el esquema de principio representado en la figura 1A, el volante 1 se monta sobre el mismo árbol 20 que la bomba 2 que ella debe accionar. Se pone en marcha antes del despegue del vehículo mediante un motor de arranque 3 que se alimenta o bien desde una fuente de alimentación eléctrica exterior A1 tal como se representa en la figura 1C, o bien se alimenta desde una fuente de alimentación eléctrica interior A2 representada en la figura 1D cuando el vehículo posee una generación eléctrica como es el caso en los vehículos suborbitales o los aviones espaciales que poseen unos motores aeronáuticos convencionales, unos satélites con unos paneles solares o incluso unos lanzadores equipados con baterías.

55 Cuando dicha energía eléctrica se encuentra disponible a bordo, el motor eléctrico permite, tras el despegue, conservar en el volante su energía nominal.

60 La bomba 2 recibe el propergol del depósito 6 a través de una tubería de transporte 4 y envía el propergol bajo presión por una tubería de salida 5 hacia un motor del cohete tradicional no representado.

Las fricciones en los cojinetes y en el aire (el rotor de la bomba está girando) son suficientemente débiles como para no precisar más que una potencia modesta, de algunas decenas de vatios típicamente.

En el caso de un avión espacial, el diseñador del vehículo puede prescindir de la fuente de alimentación eléctrica interior si el tiempo entre el despegue y la puesta en marcha del motor es corto, por ejemplo menos de una hora típicamente.

5 Una vez alcanzada la altitud del encendido del motor del cohete, la(s) bomba(s) 2 se enfrían, a continuación se abren las válvulas de los depósitos. La presión de los depósitos ceba las bombas y las mismas alimentan al motor del cohete, y su rotación es mantenida por el volante.

10 Al final del agotamiento de los ergoles, la bomba y el volante continúan girando. Puede resultar ventajoso dejarlos activos durante el vuelo exoatmosférico para beneficiar la estabilización giroscópica causada por su rotación. Si por ejemplo, tal como se representa en la figura 2A, el volante 1 se monta según el eje transversal 101 del vehículo 100, proporcionará una estabilización eficaz según los ejes de balanceo y de guiñada.

15 De este modo, en el caso de la instalación del dispositivo en un avión espacial, el montaje del volante de inercia según el eje transversal proporcionará una estabilidad según los ejes de balanceo y guiñada.

Por el contrario, las maniobras de encabritado no resultan afectadas.

20 En cambio, es posible evitar unos efectos giroscópicos acoplando mecánicamente dos volantes idénticos girando en sentido inverso tal como se representa en la figura 2B en la que los volantes 1a y 1b se posicionan sobre el eje transversal 101 del vehículo 100 y contrarrotativos.

25 La presente invención evita el uso de un motor de turbina y los problemas de arranque asociados, con o sin la utilización de unos medios pirotécnicos, las dificultades de alimentación de la turbina, los problemas de estabilización de funcionamiento de la turbina acoplada con la bomba.

30 Al ofrecer el volante de inercia una velocidad de rotación estable por naturaleza, permite además un funcionamiento estabilizado sin precisar de otra regulación que no sea la debida a la compensación de la desaceleración continua del volante.

Además, el dispositivo de la presente invención evita los problemas de acoplamiento sobre el mismo eje de unas zonas muy calientes y de unas muy frías.

35 Una limitación del sistema de volante de inercia radica en que la velocidad del volante disminuye a medida que la energía se va extrayendo del mismo.

La figura 4 representa los parámetros de funcionamiento de una bomba centrífuga de álabes radiales como la que se utiliza para la alimentación de los motores de cohetes.

40 El caudal de una bomba centrífuga de dichas características es proporcional a su velocidad de rotación y la presión de salida de la bomba es proporcional al cuadrado de la velocidad de rotación del volante.

45 La consecuencia directa cuando un volante de inercia se encuentra acoplado mecánicamente a las bombas es que, como el caudal de las mismas es proporcional a la velocidad de rotación del volante, el caudal disminuye por lo tanto proporcionalmente a la disminución de velocidad del volante y la presión disminuye proporcionalmente al cuadrado de la disminución de la velocidad del volante cuando se ralentiza.

50 De un modo general, el hecho de que el caudal disminuya con el tiempo y, por lo tanto, que el empuje disminuya no penaliza directamente ya que la masa del vehículo disminuye asimismo debido al consumo de los ergoles.

En tal caso, la disminución del caudal evita un aumento continuo de la aceleración del vehículo.

55 Ello penaliza únicamente los motores de cohetes diseñados para un funcionamiento óptimo en torno a un caudal casi constante.

Asimismo, la bajada de la presión de salida de la bomba disminuye la presión en la cámara de combustión. Sin embargo, dicho fenómeno perturba menos el funcionamiento del motor que las variaciones de caudal, aunque reduce el empuje proporcionalmente.

60 Para tratar dichos problemas, la presente invención prevé una pluralidad de soluciones según el motor particular considerado.

65 Una primera solución es reducir el rango de velocidad del volante para el que se extrae potencia y se hace girar la bomba.

Se define V_{max} como la velocidad máxima a la que se lanza el volante, $0,5V_{max}$ la mitad de dicha velocidad alcanzada tras un tiempo de rotación del volante dado y nV_{max} , $n < 1$, velocidad referida a V_{max} en un instante dado.

5 En lugar de extraer la energía entre V_{max} y $0,5V_{max}$, es posible utilizar el volante únicamente entre V_{max} y $n.V_{max}$, n superior a 0,5. Para poder retirar la cantidad de energía requerida, el volante debe almacenar energía, y por lo tanto debe ser más pesada.

10 Para aplicar dicho procedimiento se dispone de un embrague 21 entre el volante y la bomba tal como se representa en la figura 1B.

En dicha variante de la presente invención, el medio de transmisión de la rotación del volante 1 hacia la bomba 2 comprende unos semiárboles 2a, 20b que pueden acoplarse y desacoplarse mediante el embrague 21.

15 Ello permite además, en particular, lanzar el volante 1 con el motor 3, bomba desembragada, mediante una alimentación eléctrica exterior A1 antes del vuelo, a continuación durante el vuelo acoplar el volante y la bomba para hacer funcionar a ésta última.

20 El embragado puede sustituirse, o complementarse, por un dispositivo de modificación de la relación de transmisión entre el volante y la bomba, tal como un variador para limitar la variación de caudal en un intervalo de regímenes de velocidad de rotación del volante más amplio.

Un segundo procedimiento que permite limitar la variación de caudal es utilizar una regulación de caudal denominada "en canard" tal como se representa en la forma de realización de la figura 1E.

25 Dicho procedimiento de regulación de caudal comprende extraer un caudal variable por una válvula 7 en el flujo que sale de la bomba 2 y reenviarlo al depósito 6 por un conducto de retorno 41.

30 La válvula 7 es eventualmente una válvula de tres vías que reduce el caudal en la tubería de salida 5 cuando deba reenviarse una parte del ergol al depósito 6 por el conducto de retorno 41.

35 En el caso de una variación de velocidad de 100% a 50%, la mitad del caudal se extrae al principio, y se va disminuyendo la extracción a lo largo del funcionamiento hasta una extracción nula cuando el volante alcanza su velocidad mínima. En este caso, una parte de la energía transmitida a los fluidos se pierde, sin embargo el balance sigue siendo favorable.

La experiencia demuestra que en lugar de disponer del 75% de la energía del volante, no se dispone más que del 54%, lo que conduce a utilizarla asimismo en un volante de masa superior.

40 Teniendo en cuenta el aumento de la masa del volante, dichos enfoques únicamente tienen sentido si el motor del cohete no acepta más del 30 al 40% de variación de caudal.

Un tercer procedimiento de regulación de caudal es realizar un ajuste de caudal mediante unas válvulas regulables en los conductos de entrada y/o de salida de la bomba.

45 Dicho procedimiento se materializa en el ejemplo de forma de realización representado en la figura 1F que comprende una válvula 8 en la tubería de salida 5 de la bomba 2.

50 Dicho procedimiento tiene un impacto sobre la presión entregada por la bomba a causa de las pérdidas de carga variables que introduce.

55 Sin embargo constituye una solución eficaz si se pretende conservar un caudal constante con una presión de cámara que disminuye con el tiempo. En efecto, una válvula regulable dispuesta a la salida de la bomba permite regular el caudal creando asimismo una pérdida de carga. Suponiendo por ejemplo un volante cuya velocidad varía en una relación de 2 durante el vuelo propulsado, la presión generada por la bomba al principio del vuelo es el cuádruplo de la generada al final.

60 Acoplando la bomba 2 a una válvula 8 que mantiene un caudal constante abriéndose progresivamente hasta suprimirse completamente al final, la válvula 8 absorbe por pérdida de carga la mitad de la presión, y reduce el caudal a la mitad.

La cámara del motor se alimenta con un caudal casi constante, a una presión que disminuye con el tiempo, lo que resulta favorable para la disminución de las aceleraciones sufridas por el vehículo durante el vuelo.

65 De este modo, en función de las características del motor del cohete que se pretende alimentar, se utilizará el esquema más apto entre las diversas variantes definidas en las figuras 1A a 1F, manteniendo la posibilidad de combinar las características de dichas variantes según el caso.

ES 2 368 471 T3

Como ejemplo de forma de realización se considerarán las hipótesis siguientes correspondientes a un caso particular de forma de realización en el caso de un avión espacial:

5 El motor del cohete utiliza metano líquido (LCH₄) y oxígeno líquido (LOx), funciona correctamente a una presión de 15 a 30 bares, funciona durante un tiempo del orden de 80 segundos y necesita 6 toneladas de ergoles.

Además, la velocidad de la bomba es del orden de 15000 vueltas/minuto. Dicha velocidad es común para las bombas LOx.

10 En dicho ejemplo, se elige un depósito del orden de 2,5 m de diámetro a una presión de 5 bares lo que permite no acarrear unas limitaciones estructurales demasiado grandes en dicho depósito.

15 En efecto, suponiendo un espesor de la piel del depósito del orden de 3 mm, una presión de 5 bares conduce a una limitación en la parte cilíndrica corriente inferior a 200 MPa según la ecuación $\sigma = PR/e$.

Considerando un depósito construido de aluminio del tipo 2219T87, ($\sigma_{yield} = 407$ MPa), lo que conduce a un factor de seguridad superior a 2.

20 Tal como se ha visto anteriormente, el motor funciona a una presión de 30 bares al principio del vuelo para 15 bares al final.

El enfoque elegido es funcionar con una regulación de caudal del flujo de ergoles a un valor constante mediante la válvula 8 dispuesta corriente abajo de la bomba.

25 El grafo de la figura 5 resume el comportamiento del volante y de la bomba en una configuración de dichas características.

La velocidad ω del volante se ha referido a la velocidad inicial, y disminuye del 100% al 50%.

30 Las presiones, presión del depósito 9, presión de la salida de la bomba 12, presión de la alimentación de la cámara 14 están referidas a la presión inicial de salida de la bomba. Se destaca que la pérdida de carga o caída de presión 13 impuesta por la válvula controlada es del 40% al principio y disminuye rápidamente para anularse al final.

35 La presión de alimentación de la cámara 14 disminuye asimismo la mitad durante la propulsión, lo que asegura un empuje decreciente compensado por la reducción de masa del vehículo generada por el consumo de los ergoles. El caudal de ergoles 15 es constante.

El rendimiento de la bomba es del orden del 70% lo que representa un valor conservador.

40 En las figuras 3A a 3C se proporcionan unos ejemplos de formas de realización de los volantes de inercia.

45 El volante comprende una faja 16 que se realiza de una fibra de carbono de alta resistencia con un límite de rotura de 2300 Mpa, con una densidad del orden de 1750 g/dm³, con una limitación máxima aceptable de 1500 Mpa respetando un coeficiente de seguridad de 1,5 y comprende una banda de composite de aproximadamente 10 cm de espesor y de anchura.

Comprende una llanta 17 y un cubo 18, que permiten su unión a un eje de rotación, y que se realizan de una aleación ligera.

50 Para definir las dimensiones del volante se parte de los parámetros necesarios para el funcionamiento del motor del cohete y, en particular, de la energía requerida para comprimir los ergoles.

55 La masa de los ergoles a comprimir es del orden de 6000 kg, lo que corresponde a un volumen de 7,5 m³ aproximadamente.

Puesto que la energía requerida para la compresión de los ergoles depende, en primer orden, únicamente del volumen ($E=V \cdot \Delta P$), no se distinguen los dos ergoles y se busca la masa del volante que pueda motorizar las bombas LOx y LCH₄.

60 En una aplicación de dichas características con carburante y comburente, el volante se escinde eventualmente en dos para disponer de un volante por bomba.

Para una velocidad de rotación de 15000 vueltas/minuto, el diámetro máximo aceptable del volante es:

65

$$R = 1/\omega \sqrt{\sigma/\rho} = 0,585 \text{ m}$$

7

La energía requerida para comprimir los ergoles se expresa nominalmente por la integral en el tiempo del caudal multiplicado por el diferencial de presión proporcionado por la bomba y por su rendimiento. El cálculo arroja un valor de aproximadamente 24 MJ.

5 Debe destacarse que la generación de dicha energía requiere una potencia de 580 KW al inicio de la fase propulsada.

10 Suponiendo que la energía del volante se capta entre su velocidad plena y el punto en el que alcanza una velocidad mitad, el 75% de su energía está disponible, por lo tanto es necesario que el volante almacene aproximadamente 32 MJ lo que conduce, en las condiciones del ejemplo, a una masa de aproximadamente 80,5 kg.

15 A la masa del volante de inercia es conveniente añadirle otras masas en rotación (llanta, árbol, rotor de la bomba, rotor del motor eléctrico de accionamiento) que se estima que suponen en total unos veinte kg, y las masas fijas (caja, estator del motor eléctrico, divergente bomba, tuberías...) se estiman asimismo en aproximadamente veinte kg.

20 Si bien las masas en rotación participan asimismo con un valor pequeño en la energía cinética, las mismas no se tienen en cuenta en aras de la simplificación.

25 Además, la normativa exige que el volante gire en el interior de una caja que pueda interceptar los proyectiles originados por una rotura del volante. Una estimación basada en el procedimiento "Punch equation" norma NASA SSP 52005B da como resultado que los trozos de 2 kg de composite propulsados a 900 m/seg serán detenidos por una pared de 8 cm de aluminio. Ello conduce a una caja que comprende un escudo de 20 a 25 kg entre el volante y el depósito.

En total, según el ejemplo descrito, el dispositivo presenta una masa conservadora de 150 kg aproximadamente para el conjunto de bombas, volante(s) y accesorios.

30 Además de las ventajas de simplicidad y de fiabilidad, la motorización mediante volante de inercia permite evitar las limitaciones inherentes a una técnica que no utiliza una turbobomba sino que utiliza unos depósitos de los ergoles bajo presión.

35 La presente invención permite liberarse de la complejidad de realización de una solución de dichas características con depósitos bajo presión, del tiempo de desarrollo necesario para realizarlos, de su fragilidad y de los problemas debidos a la presurización de dichos depósitos.

40 La motorización mediante volante de inercia de la presente invención permite utilizar unos depósitos de baja presión eventualmente estructurales.

A recordar, la presurización de los depósitos requiere el almacenamiento de un gas que permita presurizar los depósitos de los ergoles y los depósitos estructurales son unos depósitos capaces de asegurar la estabilidad longitudinal del vehículo, mientras que los demás depósitos deben fijarse a un chasis portador.

45 La tabla siguiente muestra una comparación de tres soluciones que cumplen la función de almacenamiento de 6 toneladas de ergoles, una presurización en la entrada del motor a 25 bares por término medio y un cuerpo del cohete de 5 m aproximadamente.

	Depósitos estructurales 25 bares aluminio (kg)	Depósitos 25 bares composites	Depósitos estructurales 5 bares aluminio
Depósitos (kg)	2050	1000	700
Soportes (kg)	0	50	0
Cuerpo (5 m) (kg)	50	500	50
Bombas (kg)	0	0	150
Depósito presurización (kg)	500	500	100
Total (kg)	2600	2050	1000

50 La ganancia aportada por la solución de unos depósitos estructurales de baja presión con unas bombas motorizadas mediante volante de inercia es del orden de 1 tonelada con respecto a la solución con unos depósitos estructurales de alta presión.

La presente invención es aplicable en el ámbito de la astronáutica, y de un modo más general en todos los sectores que utilicen la propulsión mediante motor de cohete con ergoles líquidos y en los que se requiera un caudal de fluido muy importante durante un tiempo relativamente corto.

5 La presente invención es particularmente interesante cuando los propergoles son criogénicos (oxígeno líquido con hidrógeno, metano o queroseno líquidos) y se adapta particularmente a los vehículos suborbitales reutilizables, para los que la masa total del conjunto de la bomba no es crítica, y para los que la fiabilidad y la facilidad de mantenimiento son primordiales.

10 Por el contrario, la presente invención ofrece numerosas ventajas tales como la simplicidad de su diseño, unos costes de desarrollo y de realización reducidos, una gran fiabilidad, una velocidad de bombeo estabilizada y una posibilidad de reutilización del conjunto de la bomba muy importante, mientras que las turbobombas actuales únicamente permiten, en el mejor de los casos, unos pocos arranques.

15 La presente invención se ha descrito, en el presente documento, a título de ejemplo dentro del marco de la utilización de un volante de inercia para la motorización del cohete de un avión espacial. En un vehículo de dichas características, la propulsión del cohete únicamente se utiliza tras un vuelo del tipo del de un avión.

20 Sin embargo, la presente invención puede utilizarse para cualquier aplicación de un motor de cohete, tanto si se trata de un cuerpo de la lanzadera, como de un vehículo interplanetario, como de un satélite, evidentemente en la medida que la sustitución de una turbobomba de alimentación del motor del cohete resulte ventajosa.

25 Los esquemas que se proporcionan son únicamente unos ejemplos de forma de realización y, en particular, ciertas características descritas en las figuras 1A a 1F pueden combinarse manteniéndose dentro del marco de la presente invención definido en la misma por las reivindicaciones.

30 Por ejemplo, es posible considerar la utilización de un dispositivo de embrague 21 según la figura 1B con una alimentación eléctrica del motor 3 interior como en la figura 1D o una alimentación eléctrica exterior como en la figura 1C.

35 Asimismo, un dispositivo que comprende una regulación de caudal mediante unas válvulas tal como se representa en las figuras 1E y 1F puede complementarse con un embrague 21 y un motor eléctrico 3 con alimentación interior o exterior, permitiendo la alimentación del motor por alimentación interior el lanzamiento del volante en una fase cualquiera del vuelo, bomba desembragada, la alimentación del motor del cohete, bomba embragada, y a continuación, cuando la velocidad de rotación del volante no es suficiente, un desembragado de la bomba y un funcionamiento del volante en rueda libre para conservar una estabilización giroscópica.

REFERENCIAS MENCIONADAS EN LA DESCRIPCIÓN

5 *Esta lista de referencias citadas por la solicitante tiene únicamente como objetivo ayudar al lector y no forma parte del documento de patente europea. Si bien su recopilación se ha realizado con el máximo esmero, no puede descartarse que contenga errores u omisiones y la Oficina Europea de Patentes declina toda responsabilidad al respecto.*

Documentos de patente mencionados en la descripción

- 10
- US 6457306 B

REIVINDICACIONES

- 5 1. Dispositivo de motorización de bomba (2) de alimentación de un motor de cohete de un vehículo espacial **caracterizado porque** comprende un volante de inercia (1) y un medio de transmisión de la rotación del volante de inercia a la bomba, encontrándose el volante acoplado mecánicamente a la bomba.
2. Dispositivo de motorización de bomba de alimentación de un motor de cohete según la reivindicación 1 **caracterizado porque** el medio de transmisión es un árbol común (20) entre el volante de inercia y la bomba.
- 10 3. Dispositivo de motorización de bomba de alimentación de un motor de cohete según cualquiera de las reivindicaciones 1 a 2 **caracterizado porque** el medio de transmisión comprende un dispositivo de embrague (21) adaptado para acoplar y desacoplar el volante de inercia de la bomba.
4. Dispositivo de motorización de bomba de alimentación de un motor de cohete según cualquiera de las reivindicaciones 1 a 3 **caracterizado porque** el medio de transmisión comprende un dispositivo de modificación de la relación de transmisión entre el volante y la bomba.
- 15 5. Dispositivo de motorización de bomba de alimentación de un motor de cohete según cualquiera de las reivindicaciones anteriores **caracterizado porque** comprende un motor eléctrico (3) de lanzamiento del volante.
6. Dispositivo de motorización de bomba de alimentación de un motor de cohete según la reivindicación 5 **caracterizado porque** el motor eléctrico (3) se alimenta desde una fuente de alimentación eléctrica (A1) exterior al vehículo.
- 20 7. Dispositivo de motorización de bomba de alimentación de un motor de cohete según cualquiera de las reivindicaciones 5 a 6 **caracterizado porque** el motor eléctrico se alimenta desde una fuente de alimentación eléctrica (A2) interior del vehículo, permitiendo que el motor eléctrico que se mantenga una energía en el volante tras el despegue del vehículo.
- 25 8. Dispositivo de motorización de bomba de alimentación de un motor de cohete según cualquiera de las reivindicaciones anteriores **caracterizado porque** la bomba y el volante se disponen en el vehículo en una posición que proporciona una estabilización giroscópica por su rotación según por lo menos un eje del vehículo.
- 30 9. Dispositivo de motorización de bomba de alimentación de un motor de cohete según cualquiera de las reivindicaciones anteriores **caracterizado porque** comprende por lo menos un par de volantes idénticos que giran en sentido inverso para suprimir los efectos giroscópicos de rotación de los volantes.
- 35 10. Dispositivo de motorización de bomba de alimentación de un motor de cohete según cualquiera de las reivindicaciones anteriores **caracterizado porque** comprende unos medios de medición de la velocidad de rotación del volante y unos medios (21) de desacoplamiento del volante (1) y de la bomba (2) para una velocidad inferior a una velocidad dada inferior a la velocidad de rotación nominal del volante.
- 40 11. Dispositivo de motorización de bomba de alimentación de un motor de cohete según cualquiera de las reivindicaciones anteriores **caracterizado porque** comprende unos medios de regulación del caudal de la bomba (2) que comprenden un dispositivo de toma (7) de un caudal variable en el flujo que sale de la bomba y de reenvío de dicho flujo al depósito de reserva (6).
- 45 12. Dispositivo de motorización de bomba de alimentación de un motor de cohete según cualquiera de las reivindicaciones anteriores **caracterizado porque** comprende unos medios de regulación del caudal de la bomba (2) que comprenden una válvula (8) dispuesta corriente abajo de la bomba (2).
13. Dispositivo de motorización de bomba de alimentación de un motor de cohete según la reivindicación 12 **caracterizado porque** la válvula (8) es una válvula regulable dispuesta a la salida de la bomba (2) y adaptada para mantener un caudal constante abriéndose progresivamente.
- 50 14. Dispositivo de motorización de bomba de alimentación de un motor de cohete según cualquiera de las reivindicaciones anteriores **caracterizado porque** el volante se dispone en una caja que forma un escudo entre el volante y el depósito de reserva.
15. Dispositivo de alimentación del motor de cohete **caracterizado porque** comprende por lo menos dos bombas cada una de ellas motorizada mediante un dispositivo según cualquiera de las reivindicaciones anteriores.
- 55 16. Dispositivo de alimentación del motor de cohete **caracterizado porque** comprende por lo menos una bomba motorizada mediante un dispositivo según cualquiera de las reivindicaciones 1 a 14 y unos depósitos de reserva estructurales bajo presión.
17. Avión espacial que comprende un motor de cohete cuya alimentación comprende por lo menos una bomba motorizada mediante un dispositivo según cualquiera de las reivindicaciones 1 a 14 y unos medios (A2, 3, 21) de puesta en funcionamiento del dispositivo, avión en vuelo.

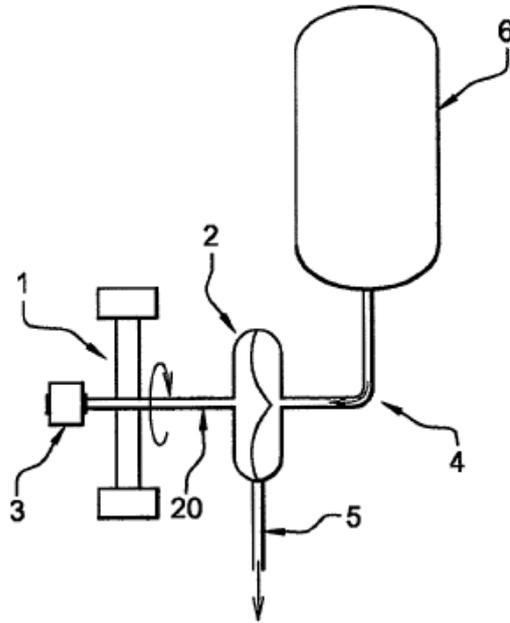


Fig. 1A

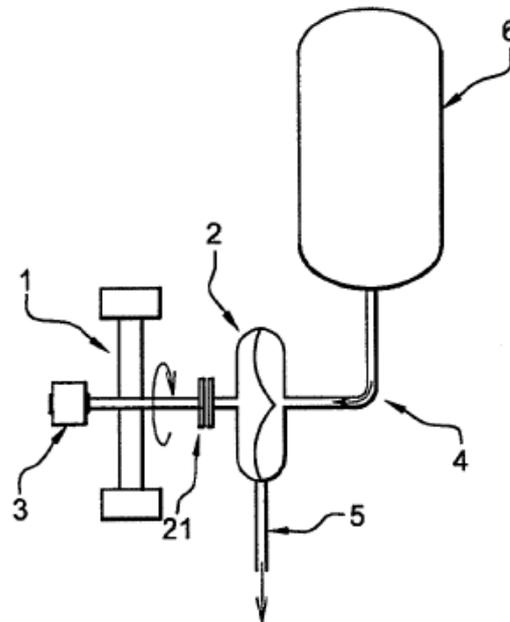
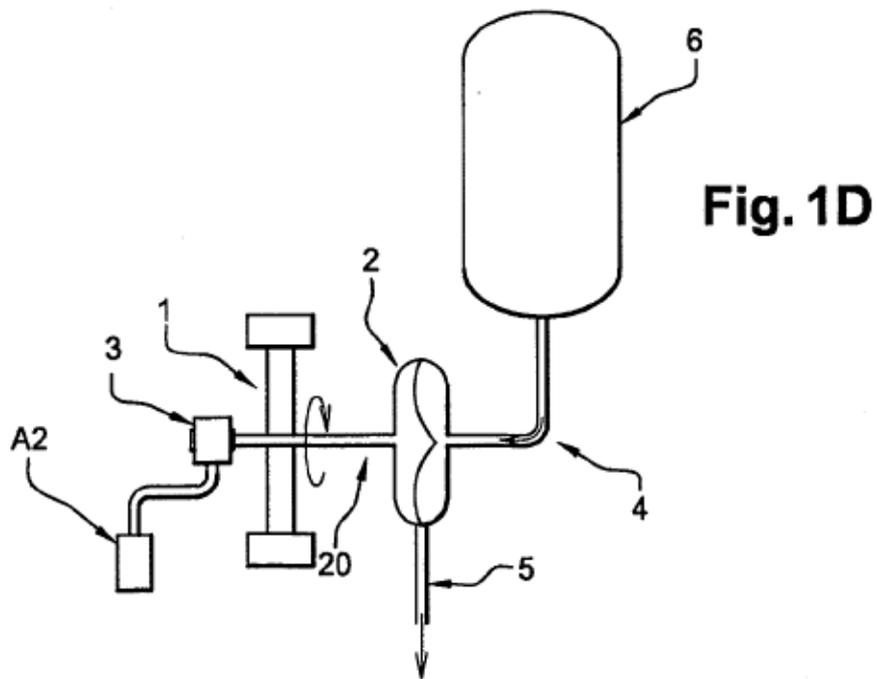
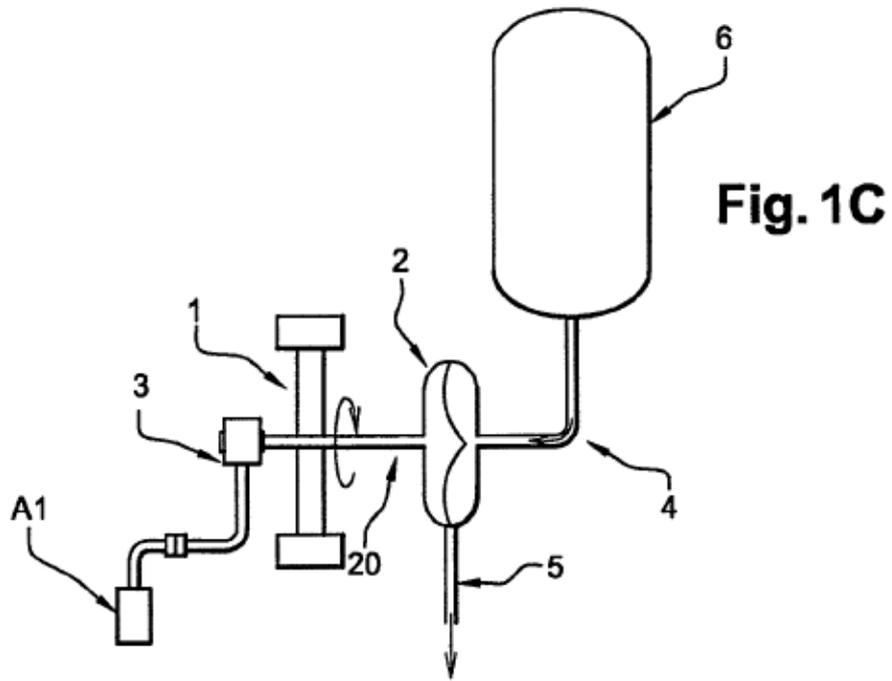
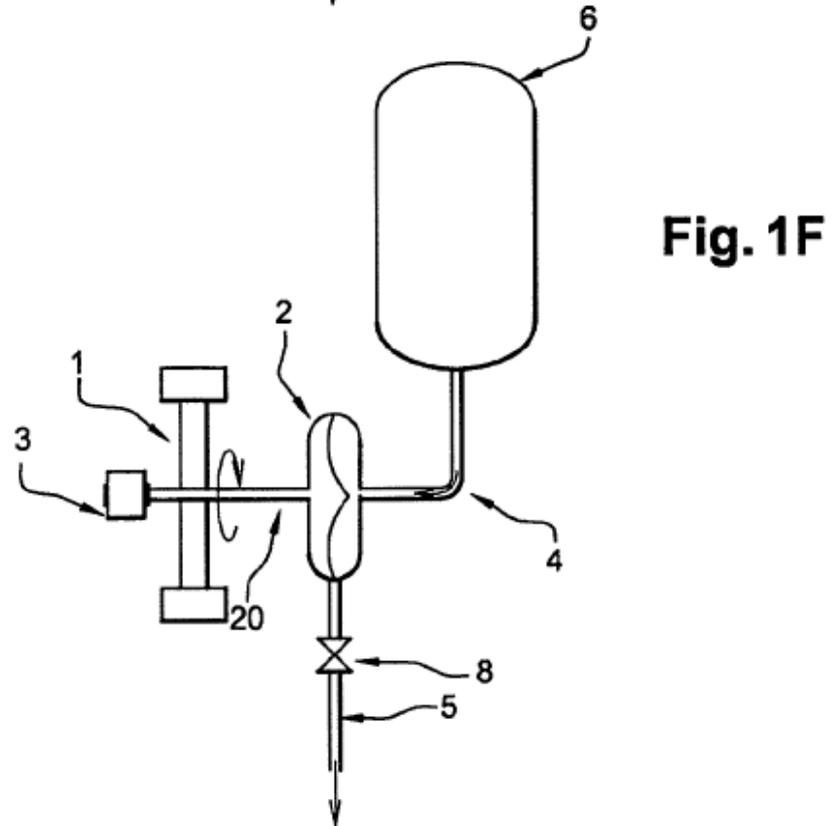
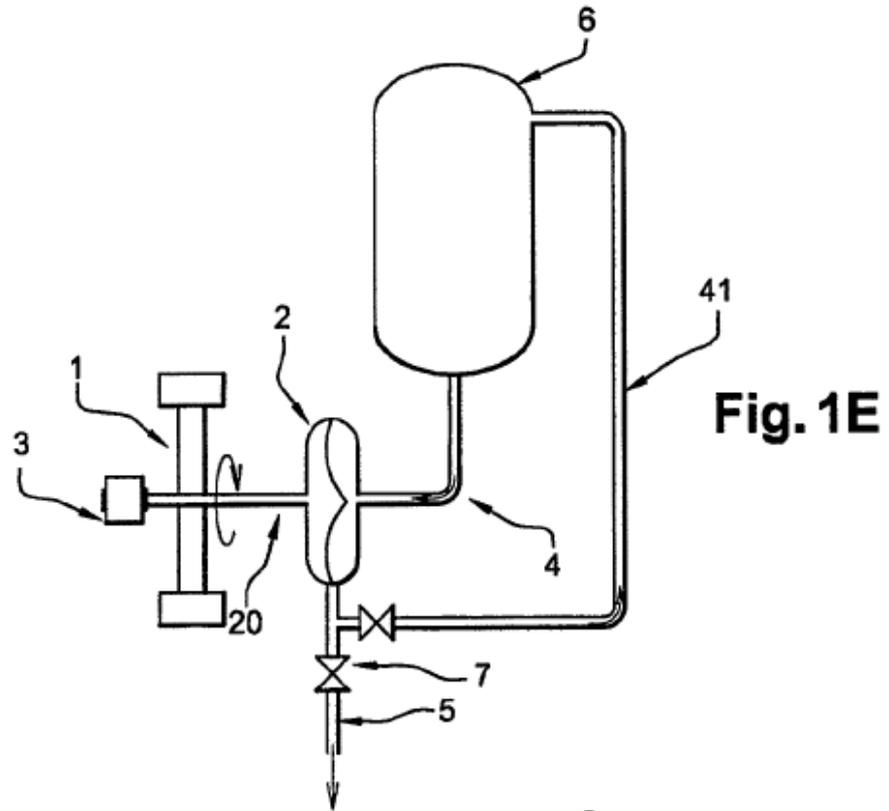


Fig. 1B





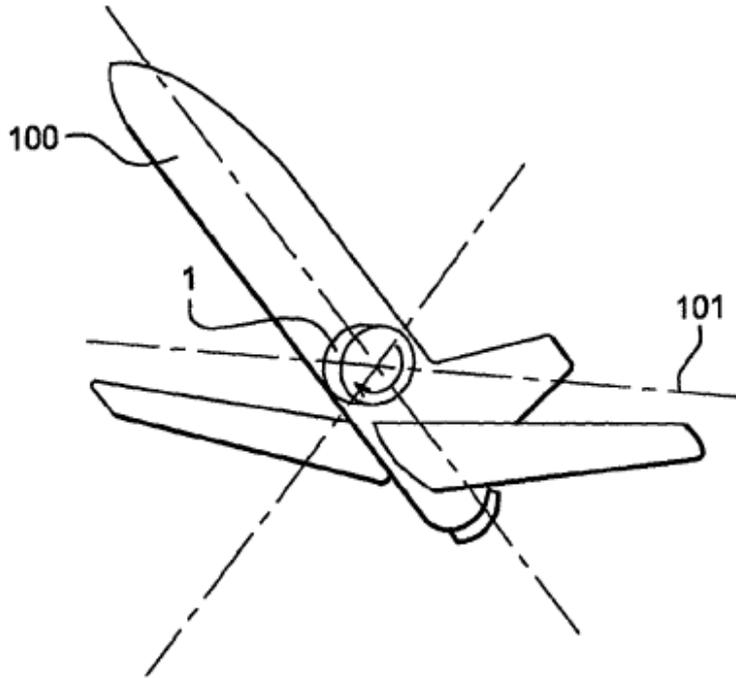


Fig. 2A

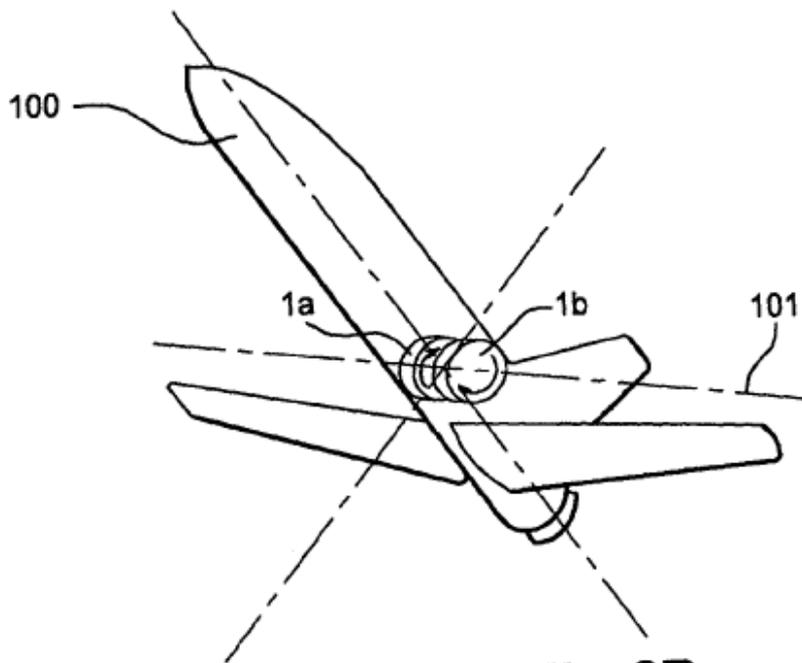


Fig. 2B

Fig. 3A

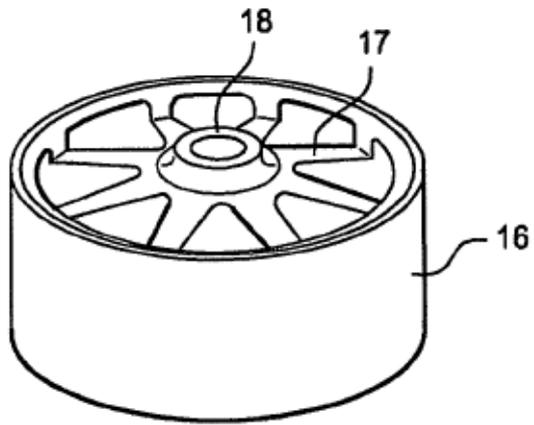


Fig. 3B

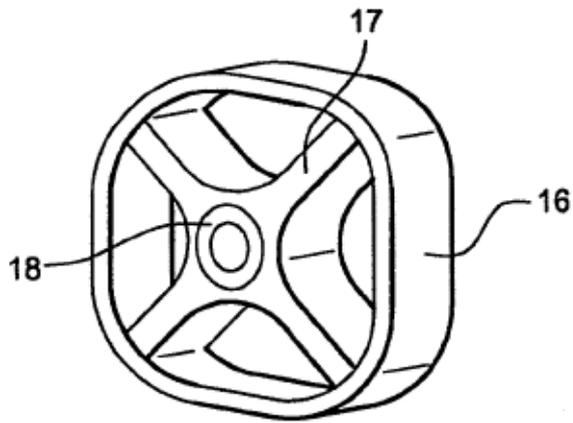
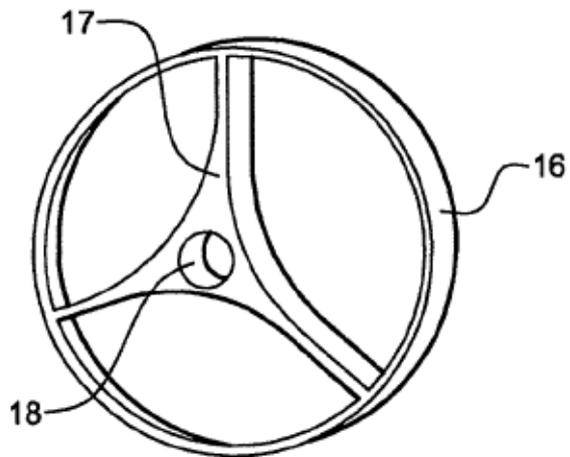


Fig. 3C



Características de una bomba centrífuga
de álabes radiales funcionando con agua
N = 11500 vueltas/min
Ns = 73

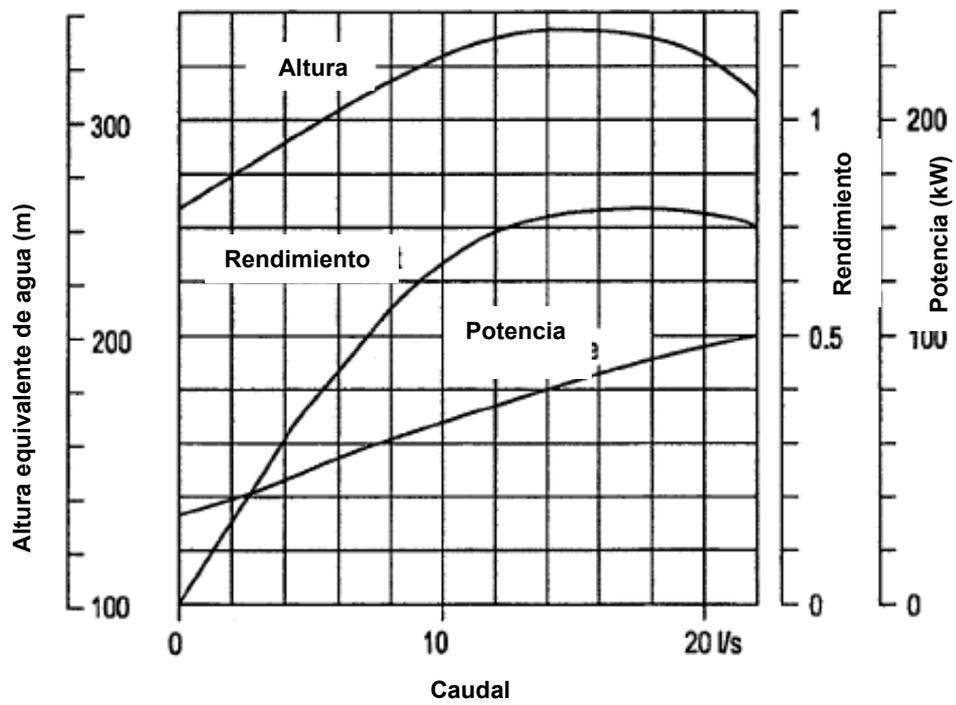


Fig. 4

