

19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 369 131**

51 Int. Cl.:
B64G 1/40 (2006.01)
B64G 1/42 (2006.01)
B64G 1/10 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Número de solicitud europea: **10152873 .5**
96 Fecha de presentación: **08.02.2010**
97 Número de publicación de la solicitud: **2221250**
97 Fecha de publicación de la solicitud: **25.08.2010**

54 Título: **ARTEFACTO Y PROCEDIMIENTO DE ACOPLAMIENTO DE UN SISTEMA DE PROPULSIÓN Y DE UN SISTEMA DE PILA DE COMBUSTIBLE REGENERADORA.**

30 Prioridad:
24.02.2009 FR 0900836

45 Fecha de publicación de la mención BOPI:
25.11.2011

45 Fecha de la publicación del folleto de la patente:
25.11.2011

73 Titular/es:
THALES
45, RUE DE VILLIERS
92200 NEUILLY SUR SEINE, FR

72 Inventor/es:
Nann, Isabelle;
Iffly, Antoine y
Lang, Martin

74 Agente: **Carpintero López, Mario**

ES 2 369 131 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

Artefacto y procedimiento de acoplamiento de un sistema de propulsión y de un sistema de pila de combustible regeneradora

5 El ámbito de la invención afecta a los artefactos que incluyen un sistema de almacenamiento de energía del tipo pila de combustible regeneradora y un sistema de propulsión, y más concretamente los artefactos espaciales del tipo satélite.

10 Hoy en día, los satélites embarcan una multitud de sistemas electrónicos para cumplir por ejemplo misiones de observación o misiones dedicadas a las redes de comunicación terrestre. Embarcan especialmente un módulo de comunicación con tierra, un módulo de mando y guiado del satélite, un módulo de optoelectrónica para las misiones de observación y/o un módulo para cumplir las funciones de las infraestructuras de comunicación. Para el funcionamiento del conjunto de sistemas electrónicos, los satélites actuales incluyen un sistema de almacenamiento de energía del tipo batería. Incluyen asimismo un generador de energía solar que permite alimentar los sistemas electrónicos del satélite cuando éste se expone al sol y que permite asimismo recargar las baterías. Cuando el satélite está situado en posición de eclipse con relación al sol, los sistemas electrónicos se alimentan únicamente mediante las baterías.

15 Los progresos realizados en el ámbito de las pilas de combustible permiten plantear la incorporación de estos sistemas de almacenamiento de energía a bordo de los satélites. Los sistemas de pila de combustible regeneradores (RFCS por "Regenerative Fuel Cell System" en lenguaje anglosajón) aportan una solución eficiente en lo que se refiere a autonomía y suministro de potencia, y están especialmente adaptados para las clases de satélites de telecomunicaciones de elevada potencia de funcionamiento nominal. Se conocen en el estado de la técnica artefactos espaciales que incluyen un sistema de almacenamiento de energía del tipo pila de combustible. Por ejemplo, el documento titulado "PEM Fuel Cell Status and Remaining Challenges for Manned Space-Flight Applications" describe dichos sistemas. Este documento describe artefactos espaciales tripulados y están menos limitados por las problemáticas de volumen y de miniaturización que nos encontramos para el diseño de satélites.

20 Se conoce asimismo el uso de pilas de combustible en el ámbito automóvil. Sin embargo, el ámbito espacial, en comparación con el ámbito automóvil, impone limitaciones particulares de funcionamiento de los sistemas electrónicos, especialmente para las funciones de alimentación de energía de los sistemas. Se puede mencionar por ejemplo el medio de funcionamiento severo de los sistemas electrónicos, especialmente en temperatura, las limitaciones de fiabilidad de los sistemas electrónicos, ya que éstos deben demostrar una tasa de averías extremadamente baja, cambios constantes de modo de alimentación en potencia según que el satélite se encuentra en posición de eclipse con relación al sol y, por supuesto, la limitación de autonomía de energía del satélite que este último debe resolver para llevar a cabo misiones de larga duración en el espacio.

25 Con el fin de entender mejor la problemática impuesta por el ámbito espacial y, especialmente, los satélites, se describen brevemente más adelante los modos operatorios de un satélite de telecomunicaciones. Tras el lanzamiento de un satélite, éste se sitúa en órbita geoestacionaria después de una fase de transferencia durante la que realiza una sucesión de trayectorias elípticas hasta alcanzar la trayectoria de posicionamiento. Se distingue por lo tanto una primera fase de lanzamiento, una segunda fase de transferencia y una tercera fase en órbita geoestacionaria. Durante la fase de lanzamiento y antes del despliegue de los generadores solares durante la fase de transferencia, los sistemas funcionales del satélite se alimentan mediante el sistema de almacenamiento de energía de a bordo, pudiendo ser este sistema del tipo batería o del tipo pila de combustible regeneradora. En el caso de una pila de combustible regeneradora o de una batería, el sistema debe incluir un nivel de almacenamiento de energía suficiente antes del lanzamiento para hacer frente a las necesidades de los sistemas electrónicos durante la fase de lanzamiento y antes de que se desplieguen los generadores solares. Durante la fase de transferencia y la fase en órbita, el satélite es capaz de recuperar energía por medio de un sistema de generación de potencia solar cuando éste está bien orientado en la dirección del sol. Los sistemas electrónicos se alimentan entonces mediante este último sistema cuando el satélite está expuesto al sol y por medio de la pila de combustible regeneradora o la batería en las posiciones de eclipse. El sistema de generación de potencia tiene asimismo por función recargar la fuente de energía secundaria (batería o pila de combustible regeneradora en modo electrolizador).

35 El principio de la pila de combustible es tal que la potencia solar se utiliza para poner en funcionamiento la electrólisis y formar, a partir de un producto, el combustible y el comburante, almacenándose estos dos últimos elementos en depósitos distintos y generando la reacción electroquímica entre estos dos elementos energía por medio de una pila. En efecto, una pila de combustible no es un medio de conservación de energía, sino un medio de conversión de energía y, en este caso particular, de conversión de la energía solar en energía electroquímica. Por consiguiente, los sistemas del tipo pila de combustible requieren la implementación de depósitos de almacenamiento para el combustible, el comburante y el producto resultante de la reacción de la pila de combustible. Por ejemplo, para una solución de pila de combustible más habitualmente utilizada del tipo H_2/O_2 , los reactivos se conservan en un estado gaseoso. Esto implica la colocación de depósitos auxiliares. Según la presión de almacenamiento y la potencia del satélite, los depósitos pueden ser muy voluminosos. Esta limitación tiene como consecuencia un aumento del volumen y la masa del satélite para un sistema cuyos sistemas electrónicos complejos están ya

fuertemente limitados. La prestación eléctrica de los sistemas de almacenamiento de energía se mide en Wh/kg y, por consiguiente, el aumento de la masa induce un descenso de las prestaciones del satélite. Los documentos US 6,374,618B1, WO99/00300 A y WO96/26108 A describen sistemas convencionales de generación de energía para un artefacto espacial.

- 5 Un objetivo de la invención es la mejora de las prestaciones eléctricas del satélite de telecomunicaciones con objeto de proporcionar una solución viable para la adopción de un sistema de almacenamiento de energía del tipo pila de combustible en tales artefactos espaciales.

Más concretamente, la invención es un artefacto que incluye un sistema de almacenamiento de energía del tipo pila de combustible regeneradora, un sistema de propulsión química y un sistema de presurización de los ergoles de la propulsión, incluyendo el sistema de almacenamiento de energía por lo menos tres depósitos que permiten contener en un primer depósito el combustible, en un segundo depósito el comburante y en un tercer depósito el producto resultante de la reacción del comburante y el combustible, e incluyendo el sistema de presurización por lo menos un cuarto y un quinto depósito de presurización que contienen un gas de presurización.

10 El artefacto incluye asimismo una pluralidad de medios para acoplar los depósitos del sistema de almacenamiento de energía con los depósitos del sistema de presurización de los ergoles de la propulsión, incluyendo dichos medios unos medios para purgar los depósitos de presurización, unos medios para aislar el sistema de propulsión de los depósitos de presurización, unos medios para aislar los depósitos de presurización entre ellos y unos medios para conectar, cuando los depósitos de presurización ya no contienen los gases de presurización, el depósito de combustible al cuarto depósito y el depósito de comburante al quinto depósito. Efectivamente, una vez que los depósitos de presurización se han vuelto inútiles, dichos depósitos pueden utilizarse para almacenar combustible y comburante.

15 Ventajosamente, las dimensiones de los depósitos del sistema de almacenamiento de energía que contienen el comburante y el combustible son inferiores a las dimensiones necesarias para las necesidades de potencia del artefacto en fase de misión a una presión dada, pudiendo servir asimismo los depósitos de presurización para el sistema de almacenamiento de energía en fase de misión. Los depósitos poseen una dimensión inferior a la necesaria. En efecto, el sistema de presurización no incluye compresor para el almacenamiento del combustible y el comburante en su respectivo depósito y, a esta presión dada, el volumen de los depósitos no es suficiente para servir, por sí solos, para el almacenamiento del comburante y el combustible necesario durante la fase de misión. La fase de misión corresponde a la fase durante la cual el conjunto de sistemas electrónicos de a bordo del artefacto están en funcionamiento y consumen potencia. Antes de la fase de posicionamiento, los sistemas del satélite consumen menos potencia. Ventajosamente, el artefacto incluye un sistema de válvulas entre el sistema de propulsión y el sistema de almacenamiento de energía, unas primeras válvulas entre los depósitos de presurización y el sistema de propulsión, unas segundas válvulas entre el primer depósito y el cuarto depósito, unas terceras válvulas entre el segundo depósito y el quinto depósito y unas cuartas válvulas para purgar los depósitos de presurización.

Ventajosamente, los medios para purgar los depósitos de presurización incluyen en su salida un medio para expulsar fluidos sin efecto de propulsión al exterior del artefacto.

Ventajosamente, el sistema de almacenamiento de energía está alimentado mediante un sistema de generación de potencia para realizar la electrólisis.

- 40 La invención se aplica ventajosamente a los artefactos espaciales del tipo satélite según uno cualquiera de los modos de realización citados anteriormente.

La invención tiene asimismo por objeto un procedimiento que permite acoplar los depósitos de un sistema de almacenamiento de energía del tipo pila de combustible regeneradora a depósitos de presurización de los ergoles de un sistema de propulsión principal de un artefacto según uno cualquiera de los modos de realización citados anteriormente. El procedimiento realiza las siguientes etapas sucesivas:

- 45
- En una primera etapa, se contiene el combustible únicamente en el primer depósito, y el comburante únicamente en el segundo depósito,
 - En una segunda etapa, se aísla el sistema de propulsión de los depósitos de presurización,
 - En una tercera etapa, se purgan los depósitos de presurización,
 - 50 - En una cuarta etapa, se aíslan los depósitos de presurización unos de otros,
 - En una quinta etapa, se conectan los depósitos de presurización al primer depósito y el segundo depósito del sistema de almacenamiento de energía,

- En una sexta etapa, el cuarto depósito contiene una parte del combustible y el quinto depósito contiene una parte del comburante, estando contenidas las demás partes en el primer depósito y el segundo depósito del sistema de almacenamiento de energía.

5 Ventajosamente, en la primera etapa, las dimensiones de los depósitos que contienen el comburante y el combustible son inferiores a las dimensiones necesarias para las necesidades de potencia del artefacto en fase de misión a una presión dada. En fase de misión de un satélite de telecomunicaciones, es decir durante la fase geostacionaria, las necesidades de potencia son las más elevadas. Antes del posicionamiento, las necesidades de potencia son menores y permiten el uso de depósitos de comburante y de combustible de menor dimensión. La invención permite utilizar los depósitos de presurización de los ergoles de propulsión para contener el combustible y el comburante adicional, con relación a la fase de transferencia, y necesaria para la realización de la misión del satélite, siendo los depósitos de presurización inútiles durante esta fase.

10 El procedimiento según la invención se aplica especialmente a los artefactos espaciales destinados a ser posicionados en órbita geostacionaria. El posicionamiento en órbita va precedido de una fase de lanzamiento del artefacto seguida de una fase de transferencia hasta el posicionamiento en órbita geostacionaria y, ventajosamente, la segunda etapa del procedimiento se activa posteriormente a la fase de transferencia del artefacto.

15 La implementación de la invención en un artefacto permite la reducción de la masa del artefacto gracias al acoplamiento de los distintos depósitos que permite una reducción de tamaño de los depósitos de combustible y de comburante de la pila de combustible regeneradora, ya que éstos serían en efecto mucho más voluminosos sin dicho acoplamiento. Esto es especialmente ventajoso para los artefactos espaciales. Estos artefactos deben ser propulsados en el espacio y requieren un diseño óptimo en términos de masa. El ahorro de masa afecta asimismo a las prestaciones del sistema de almacenamiento de energía; estas prestaciones se miden en Wh/kg. Sus depósitos se dimensionan de manera a poder suministrar la energía suficiente a los sistemas electrónicos para satisfacer sus necesidades durante la fase de lanzamiento y antes del despliegue de los generadores solares.

20 Una ventaja de la invención es un aumento del volumen de reactivos que puede ser embarcado para un impacto escaso de masa y, ventajosamente, para potencias que se sitúan a alrededor de 15 kW a 25 kW. Esto permite responder a una mayor demanda de picos de potencia por parte de las cargas útiles que los sistemas de baterías son actualmente capaces de realizar. Esto permite asimismo subdimensionar los generadores solares.

25 La invención permite optimizar los sistemas de almacenamiento de energía mediante pila de combustible regeneradora embarcados en los satélites y, en consecuencia, acelerar la adopción de estos sistemas que se encuentran aún en estado de escasa madurez. Estos sistemas son interesantes para los satélites cuya potencia de funcionamiento nominal es superior a 15 kW. Estos sistemas ofrecen características de suministro de energía y de respuesta en pico de consumo más eficientes que los sistemas de baterías actualmente utilizados.

30 La invención se entenderá mejor, y otras ventajas aparecerán mediante la lectura de la siguiente descripción proporcionada a título no limitativo y con referencia a las figuras adjuntas, en las cuales:

35 La figura 1 representa un esquema del acoplamiento entre el sistema de almacenamiento de energía de la pila de combustible y el sistema de propulsión química de un satélite. No están representados los demás sistemas funcionales del satélite.

40 La figura 2 representa el procedimiento de acoplamiento entre el sistema de almacenamiento de energía de la pila de combustible y el sistema de propulsión química.

La figura 3a ilustra el funcionamiento de la pila de combustible regeneradora cuando ésta se encuentra en modo de descarga para generar la energía de los sistemas funcionales del satélite durante la primera etapa del procedimiento.

45 La figura 3b ilustra el funcionamiento de la pila de combustible regeneradora cuando ésta se encuentra en modo de recarga durante la primera etapa del procedimiento.

La figura 4a ilustra el funcionamiento de la pila de combustible regeneradora cuando ésta se encuentra en modo de descarga para generar la energía de los sistemas funcionales del satélite en la etapa final del procedimiento. Los depósitos de presurización del sistema de propulsión química están conectados a los depósitos del sistema de almacenamiento de energía.

50 La figura 4b ilustra el funcionamiento de la pila de combustible regeneradora cuando ésta se encuentra en modo de recarga en la etapa final del procedimiento. Los depósitos de gas de presurización del sistema de propulsión química están conectados a los depósitos del sistema de generación de energía.

55 La figura 1 representa un esquema simplificado de dos sistemas funcionales de un satélite, un primer sistema de almacenamiento de energía con pila de combustible regeneradora (RFCS) y un segundo sistema de propulsión química.

El sistema RFCS 20 tiene como función suministrar la energía necesaria a los sistemas electrónicos cuando el satélite no está expuesto al sol. Para ello, el sistema RFCS incluye una pila de combustible conectada a tres depósitos de fluido. A título de ejemplo no limitativo, la pila de combustible es del tipo PEM (“Proton Exchange Membrane”) H_2/O_2 . Un primer depósito 1 contiene un combustible a base de hidrógeno en forma de un estado gaseoso. Un segundo depósito 2 contiene el comburante, u oxidante, asociado a base de oxígeno también en forma de un estado gaseoso, y el tercer depósito 3 contiene el producto resultante de la reacción en la pila de combustible, siendo este producto agua para este tipo particular de pila de combustible. La invención no se limita a este tipo de pila de combustible regeneradora, y puede aplicarse para cualquier otro tipo. Los desarrollos específicos de cada tipo de pila no limitan el alcance de la invención. Los depósitos de la pila de combustible regeneradora pueden estar separados y dedicados en un primer modo de realización. El electrolizador está dimensionado según la potencia necesaria en eclipse. La electrólisis del agua procedente de uno o varios picos de potencia por parte de la carga útil tiene lugar fuera de los períodos nominales de carga.

El sistema de generación de potencia y los sistemas electrónicos del satélite no están representados en el esquema de la figura 1. Efectivamente, la invención no se limita a una categoría de satélite ni de artefacto. Se aplica a cualquier artefacto que pueda disponer de reservas no explotadas en un momento dado de su modo operativo.

El sistema de propulsión química incluye principalmente medios de propulsión 10 y depósitos 4 y 5 que permiten presurizar los ergoles principales de los medios de la propulsión principal. Los depósitos de presurización de un satélite pueden ser 2 y más. El sistema de propulsión se utiliza durante la fase de transferencia para el posicionamiento del satélite en la órbita geoestacionaria una vez separado el satélite de su lanzadera. Una vez posicionado el satélite en la órbita geoestacionaria, los depósitos de presurización ya no están en servicio y pueden vaciarse bien mediante el uso de la totalidad del gas, bien mediante una purga de los depósitos. El satélite incluye para ello un dispositivo de purga 6 para evacuar el gas de presurización de los depósitos 4 y 5 del satélite. Preferiblemente, este dispositivo es un dispositivo de evacuación de los fluidos no propulsivo, de manera a limitar las perturbaciones en el satélite.

Los elementos contenidos en los depósitos 4 y 5 del sistema de propulsión son de naturaleza distinta que los reactivos contenidos en los depósitos 1 y 2 de la pila de combustible regeneradora. En un modo de aplicación para satélite, los fluidos procedentes del sistema de propulsión y los fluidos procedentes del sistema de la pila de combustible regeneradora no deben mezclarse.

La invención consiste en acoplar los depósitos de la pila de combustible regeneradora a los depósitos de presurización del sistema de propulsión del artefacto con objeto de beneficiarse del volumen de almacenamiento de los depósitos de gas para el almacenamiento de los reactivos que se producen durante la electrólisis de la pila de combustible regeneradora. Para ello, el satélite incluye medios para purgar los depósitos de presurización del sistema de propulsión, medios para aislar el sistema de propulsión de sus depósitos de presurización, medios para aislar los depósitos de presurización entre ellos y medios para conectar, cuando los depósitos de conexión están vacíos, el depósito de combustible al cuarto depósito y el depósito de comburante al quinto depósito.

En un modo de realización, el artefacto incluye un sistema de piroválvulas 31 a 36 entre el sistema de propulsión y el sistema de almacenamiento de energía RFCS. El sistema de piroválvulas incluye piroválvulas 32, 33, 34, 35 entre los depósitos de presurización 4 y 5 de los depósitos de ergoles del sistema de propulsión y el sistema de propulsión 10, sirviendo dichas piroválvulas para aislar los depósitos de presurización del medio de propulsión y para aislar los depósitos de presurización entre ellos. Incluye asimismo una piroválvula 31 entre el primer depósito 1 y el cuarto depósito 4, y una piroválvula 36 entre el segundo depósito 2 y el quinto depósito 5 que permite conectar, cuando los depósitos del sistema de propulsión están vacíos, el depósito de combustible 1 al cuarto depósito 4 y el depósito de comburante 2 al quinto depósito 5. Antes del acoplamiento del depósito de combustible y del depósito de comburante a los respectivos depósitos de presurización, puede existir una diferencia de presión no despreciable entre dichos depósitos. Para ello, el artefacto incluye medios de calibrado de presión entre los depósitos que deben conectarse entre ellos. Estos medios de calibrado permiten limitar el caudal tras la apertura de las válvulas para la conexión de los depósitos. El sistema de piroválvulas incluye asimismo piroválvulas 37 y 38 que permiten purgar los depósitos de presurización 4 y 5. Las válvulas descritas anteriormente y representadas en el esquema pueden ser únicas o redundadas para asegurar la fiabilidad del sistema hidráulico y la seguridad en tierra. Por supuesto, el sistema de fluidos de los medios de propulsión y de la pila de combustible incluye todos los elementos necesarios para la colocación de dicho sistema como, por ejemplo, piroválvulas, reguladores de presión y de temperatura y compresores, conocidos por el especialista en la materia.

La invención tiene asimismo por objeto, como se ilustra en la figura 2, el procedimiento de acoplamiento de los depósitos del sistema de almacenamiento de energía RFCS a los depósitos de presurización del sistema de propulsión del satélite. Ventajosamente, el procedimiento realiza las siguientes etapas sucesivas:

- En una primera etapa 41, se contiene el combustible únicamente en el primer depósito 1, y el comburante únicamente en el segundo depósito 2,
- En una segunda etapa 42, se aísla el sistema de propulsión 10 de los depósitos de presurización 4 y 5,

- En una tercera etapa 43, se purgan los depósitos de presurización 4 y 5,
 - En una cuarta etapa, se aíslan los depósitos de presurización 4 y 5 unos de otros,
 - En una quinta etapa, se conectan los depósitos de presurización 4 y 5 a los depósitos 1 y 2 del sistema de almacenamiento de energía,
- 5
- En una sexta etapa, el cuarto depósito 4 contiene una parte del combustible y el quinto depósito 5 contiene una parte del comburante, estando contenidas las demás partes en el primero y el segundo depósito 1 y 2.

En la primera etapa 41, los depósitos del sistema de almacenamiento de energía se encuentran en la configuración ilustrada en las figuras 3a y 3b. El combustible está contenido en el primer depósito 1, el comburante en el segundo depósito 2 y el agua de la pila de combustible 20 está contenida en el depósito 3. Los depósitos que contienen el comburante y el combustible están subdimensionados para las necesidades en órbita. El primer depósito constituye un volumen V1 a una primera presión, el segundo depósito constituye un volumen V2 a esta misma presión, y el tercer depósito constituye un volumen V3. La pila de combustible regeneradora puede generar una cantidad Q1 de comburante y una cantidad Q2 de combustible mediante electrólisis de una cantidad Q3 de producto contenido en el volumen V3 a una segunda presión, considerándose la primera presión como óptima (es decir máxima) para minimizar los volúmenes V1 y V2. El volumen V1 del depósito de comburante es inferior al volumen necesario para contener, a la misma primera presión, la cantidad Q1, el volumen V2 del depósito de combustible es inferior al volumen necesario para contener la cantidad Q2 a la misma primera presión y la suma de los volúmenes V1 y V2 de los depósitos de comburante y de combustible y del volumen de los depósitos de presurización es por lo menos igual al volumen necesario para contener Q1 y Q2 a una presión inferior a la primera presión. El electrolizador dispone de las capacidades de generar un volumen V4 de comburante y V5 de combustible mediante electrólisis de la cantidad Q3 de producto. El primer depósito 1 y el segundo depósito 2 están dimensionados para una presión dada máxima y para las necesidades de potencia en fase de lanzamiento y de transferencia. El modo de funcionamiento en electrólisis está representado en la figura 3b. La invención permite que el volumen V1 del depósito 1 de comburante sea inferior al volumen V4 y que el volumen V2 del depósito 2 de combustible sea inferior al volumen V5 a presión igual. Efectivamente, los depósitos 1 y 2 están dimensionados de manera a contener el volumen de gas de dihidrógeno y de dióxígeno que el sistema de almacenamiento de energía necesita para la fase de lanzamiento y la fase de transferencia hasta el posicionamiento. Por lo tanto, las dimensiones reducidas de los depósitos de combustible y de comburante permiten disminuir el volumen y la masa en el satélite.

La figura 3a representa la pila de combustible regeneradora en modo de generación de energía o de descarga, para los sistemas electrónicos del satélite. Los depósitos 1 y 2 están llenos y el depósito 3 contiene una cantidad de producto de manera que queda un volumen suficiente para contener el volumen de agua resultante de la reacción de los volúmenes V1 y V2 de reactivos. La proporción entre los volúmenes de depósito es esquemática y no representa la proporción real de reactivo y de producto necesaria para la pila de combustible regeneradora. En modo de oxidación, los gases de dihidrógeno y de dióxígeno reaccionan en la pila para formar agua en el depósito 3. Se trata del modo de funcionamiento de la pila que permite generar energía.

La figura 3b representa el sistema de almacenamiento de energía en modo de electrólisis o recarga. Los paneles solares del satélite generan potencia que se suministra a la pila de combustible regeneradora 20 para llevar a cabo la reacción de electrólisis. El agua contenida en el depósito 3 se transforma en dihidrógeno y en dióxígeno y estos últimos reactivos están contenidos en los depósitos 1 y 2.

Durante la fase de lanzamiento y la fase de transferencia, el sistema de almacenamiento de energía del satélite funciona según la configuración de los sistemas descrita anteriormente. Una vez que el satélite está posicionado, en la órbita geoestacionaria por medio de sucesivas maniobras con el sistema de propulsión química, los depósitos de presurización de los gases dejan de utilizarse.

En esta fase, en la segunda etapa 42, los medios de propulsión 10 están aislados de los depósitos de presurización 4 y 5, la piroválvula 33 está cerrada. En la tercera etapa 43, se purgan los depósitos de gas 4 y 5. Las piroválvulas 35 y 37 están abiertas y el sistema de purga 6 expulsa el fluido fuera del satélite. La purga termina mediante el cierre de la piroválvula 38. En la cuarta etapa 44, los depósitos de presurización 4 y 5 están aislados uno de otro mediante el cierre de las piroválvulas 32 y 34. En la quinta etapa 45, se conecta el depósito de combustible al cuarto depósito del medio de propulsión, que se ha purgado anteriormente, abriendo la piroválvula 31, y el depósito de comburante al quinto depósito del medio de propulsión, que ha sido purgado anteriormente, abriendo la piroválvula 36. Por lo tanto, los productos resultantes de la reacción de electrólisis de la pila de combustible regeneradora disponen del volumen adicional de los depósitos inicialmente previstos para el gas de presurización. Unos medios de calibrado de presión se encuentran entre las piroválvula 36 y la piroválvula 35, y entre la piroválvula 31 y el depósito de presurización 4.

Las figuras 4a y 4b ilustran la configuración de los depósitos 1, 2, 4 y 5 que constituyen los medios de almacenamiento de combustible y del comburante de la pila de combustible una vez que los depósitos 4 y 5 inicialmente previstos para la presurización de los medios de propulsión están conectados a los depósitos 1 y 2 de la pila de combustible regeneradora. Este modo de configuración se establece cuando el satélite se encuentra en fase

- orbital geoestacionaria. El volumen constituido por la suma del volumen V1 del depósito 1 y por el volumen V40 del depósito 4 es por lo menos igual al volumen de un depósito ficticio que se necesitaría para almacenar el volumen de combustible que podría generarse tras la electrólisis de la totalidad del agua contenida en el depósito 3 de volumen V3, sabiendo que la presión es igual en todos estos depósitos. El volumen constituido por la suma del volumen V2 del depósito 2 y del volumen V50 del depósito 5 es por lo menos igual al volumen de un depósito ficticio que se necesitaría para almacenar el volumen de comburante que podría generarse tras la electrólisis de la totalidad del agua contenida en el depósito 3 de volumen V3, sabiendo que la presión es igual en todos estos depósitos. Los volúmenes de combustible, de comburante y de agua representados en las figuras 4a y 4b se dan a título indicativo y no representan las cantidades reales empleadas en la reacción del sistema de pila de combustible.
- 5
- 10 La figura 4a representa el sistema de pila de combustible regeneradora 20 en modo de generación de energía cuando el depósito de agua se encuentra prácticamente en su nivel mínimo. La reacción entre el combustible y el comburante permite a la pila generar energía eléctrica para los sistemas electrónicos del satélite.
- La figura 4b representa el sistema de pila de combustible regeneradora 20 en modo de recarga de energía cuando el depósito de agua se encuentra prácticamente en su nivel máximo. En este modo de funcionamiento, la potencia necesaria para la electrólisis se suministra por medio de un sistema de generadores solares. El combustible producido por la reacción puede almacenarse bien en el depósito 1 cuando el satélite se encuentra en fase de lanzamiento y transferencia, bien en los depósitos 1 y 4 cuando el satélite está posicionado. El comburante producido por la reacción puede almacenarse bien en el depósito 2 cuando el satélite se encuentra en fase de lanzamiento y transferencia, bien en los depósitos 2 y 5 cuando el satélite está posicionado. El ahorro de volumen mediante el uso de los depósitos de presurización de los medios de propulsión permite al sistema de pila de combustible generar una cantidad más importante de combustible y de comburante durante la fase de electrólisis que en el caso de los depósitos 1 y 2. En consecuencia, la reserva de energía procedente del sistema de pila de combustible es más importante para un volumen total menor del depósito 1 y del depósito 2. El hecho de no añadir depósitos adicionales sino de acoplar los depósitos 1 y 2 a los depósitos 4 y 5 permite un ahorro de eficiencia en Wh/kg para el sistema de pila de combustible regeneradora.
- 15
- 20
- 25
- 30 La invención se aplica especialmente a los satélites de telecomunicaciones, pero no se limita a este tipo de artefactos espaciales. Tiene asimismo interés para cualquier otro artefacto en el que fuese posible utilizar depósitos disponibles después de una fase durante la cual la demanda de potencia es menos elevada. Al comienzo de su vida, el satélite no necesita una potencia elevada, ya que los sistemas dedicados a su misión no están aún en funcionamiento. Por lo tanto, es posible utilizar depósitos para el sistema de almacenamiento de energía del tipo pila de combustible de escasa dimensión. Cuando la demanda de potencia se vuelve importante, el satélite se encuentra en fase geoestacionaria y los depósitos de presurización de los ergoles de propulsión están disponibles.

REIVINDICACIONES

- 5 1. Artefacto que comprende un sistema de almacenamiento de energía (20) del tipo pila de combustible regeneradora, un sistema de propulsión química (10) y un sistema de presurización de los ergoles de la propulsión, incluyendo el sistema de almacenamiento de energía por lo menos tres depósitos que permiten
10 contener en un primer depósito (1) un combustible, en un segundo depósito (2) el comburante y en un tercer depósito (3) el producto resultante de la reacción del comburante y el combustible, y comprendiendo el sistema de presurización por lo menos un cuarto y un quinto depósito de presurización (4 y 5) que contienen un gas de presurización,
- 15 El artefacto está **caracterizado porque** comprende asimismo una pluralidad de medios para acoplar los depósitos del sistema de almacenamiento de energía a los depósitos del sistema de presurización de los ergoles de la propulsión, incluyendo dichos medios unos medios para purgar los depósitos de presurización (4 y 5), unos medios para aislar el sistema de propulsión (10) de los depósitos de presurización, unos medios para aislar los depósitos de presurización (4 y 5) entre sí y unos medios para conectar, cuando los depósitos de presurización ya no contienen los gases de presurización, el depósito de combustible (1) al cuarto depósito (4) y el depósito de comburante (2) al quinto depósito (5).
- 20 2. Artefacto según la reivindicación 1, **caracterizado porque** las dimensiones de los depósitos (1 y 2) del sistema de almacenamiento de energía que contienen el comburante y el combustible son inferiores a las dimensiones necesarias para el sistema de almacenamiento de energía para las necesidades de potencia del artefacto en fase de misión a una presión dada, pudiendo servir asimismo los depósitos de presurización (4 y 5) para el sistema de almacenamiento de energía en fase de misión.
- 25 3. Artefacto según la reivindicación 2, **caracterizado porque** comprende un sistema de válvulas entre el sistema de propulsión (10) y el sistema de almacenamiento de energía (20), unas primeras válvulas (33) entre los depósitos de presurización (4 y 5) y el sistema de propulsión (10), unas segundas válvulas (31) entre el primer depósito (1) y el cuarto depósito (4), unas terceras válvulas (36) entre el segundo depósito (2) y el quinto depósito (5) y unas cuartas válvulas (35, 37 y 38) para purgar los depósitos de presurización.
4. Artefacto según la reivindicación 3, **caracterizado porque** los medios para purgar los depósitos de presurización (4 y 5) incluyen en su salida un medio (6) para expulsar fluidos sin efecto de propulsión al exterior del artefacto.
- 30 5. Artefacto según la reivindicación 4, **caracterizado porque** el sistema de almacenamiento de energía se alimenta mediante un sistema de generación de potencia para realizar la electrólisis.
6. Artefacto espacial del tipo satélite que comprende un artefacto según una cualquiera de las reivindicaciones anteriores.
- 35 7. Procedimiento que permite acoplar los depósitos de un sistema de almacenamiento de energía del tipo pila de combustible regeneradora a depósitos de presurización de los ergoles de un sistema de propulsión química de un artefacto, comprendiendo el sistema de almacenamiento de energía por lo menos tres depósitos que permiten contener, en un primer depósito un combustible, en un segundo depósito el comburante y en un tercer depósito el producto resultante de la reacción del comburante y el combustible, y un sistema de presurización que incluye por lo menos un cuarto y un quinto depósito de presurización que contienen un gas de presurización, **caracterizándose** el procedimiento porque realiza las siguientes etapas sucesivas:
- 40
- En una primera etapa (41), se contiene el combustible únicamente en el primer depósito (1), y el comburante únicamente en el segundo depósito (2),
 - En una segunda etapa (42), se aísla el sistema de propulsión (10) de los depósitos de presurización (4 y 5),
 - 45 - En una tercera etapa (43), se purgan los depósitos de presurización (4 y 5),
 - En una cuarta etapa (44), se aíslan los depósitos de presurización unos de otros,
 - En una quinta etapa (45), se conectan los depósitos de presurización al primero y al segundo depósito del sistema de almacenamiento de energía,
 - 50 - En una sexta etapa (46), el cuarto depósito contiene una parte del combustible y el quinto depósito contiene una parte del comburante, estando contenidas las demás partes en el primero y el segundo depósito.

- 5
8. Procedimiento según la reivindicación 7, **caracterizado porque**, en la primera etapa, las dimensiones de los depósitos (1 y 2) que contienen el comburante y el combustible son inferiores a las dimensiones necesarias para las necesidades de potencia del artefacto en fase de misión a una presión dada.
 9. Procedimiento según la reivindicación 8, siendo el artefacto un artefacto espacial destinado a ser posicionado en órbita geoestacionaria, precediéndose el posicionamiento en órbita de una fase de lanzamiento del artefacto, seguida de una fase de transferencia del artefacto hasta su posicionamiento en órbita geoestacionaria, **caracterizándose** el procedimiento porque la segunda etapa (42) se activa a continuación de la fase de transferencia del artefacto.

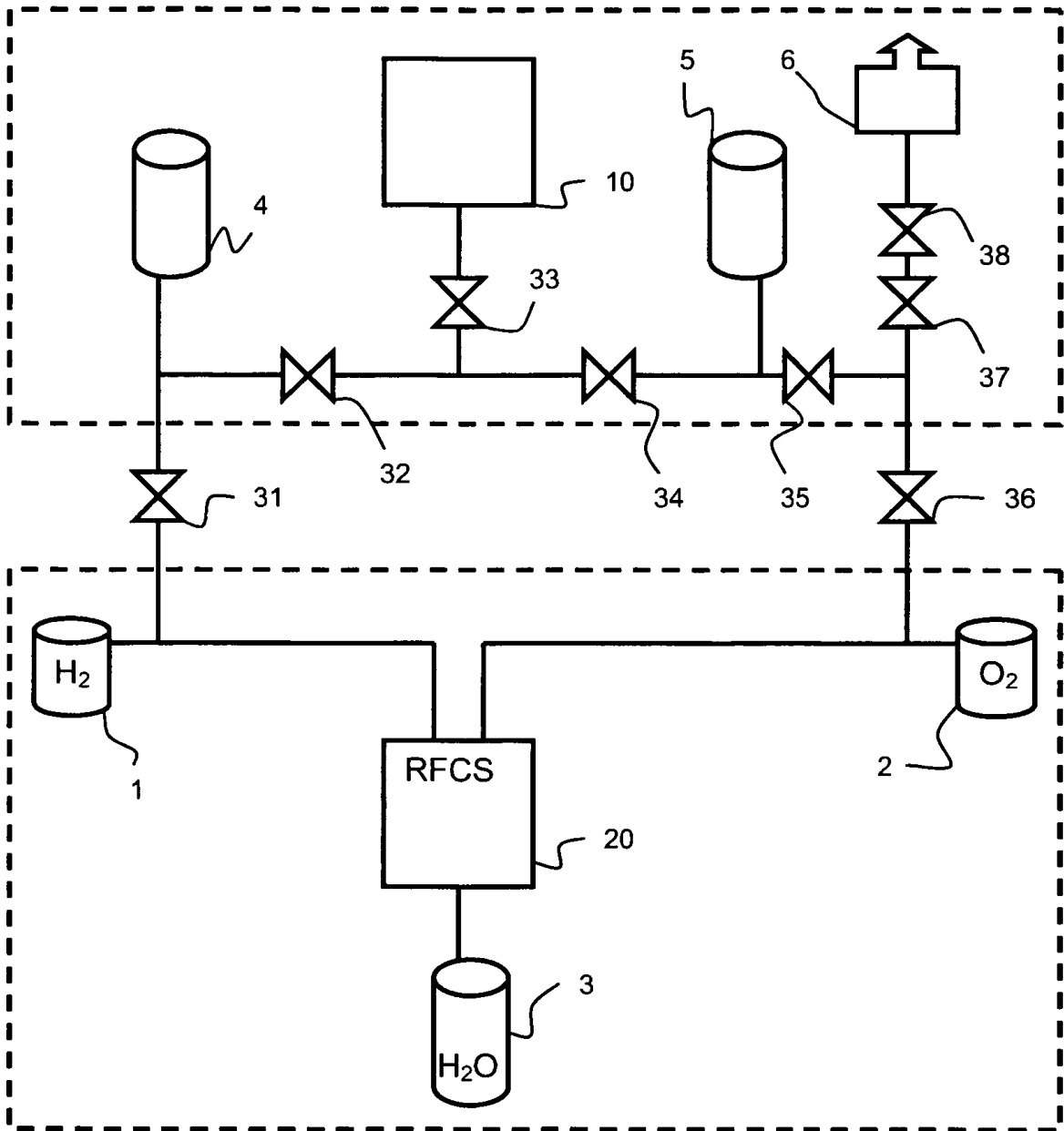


Fig. 1

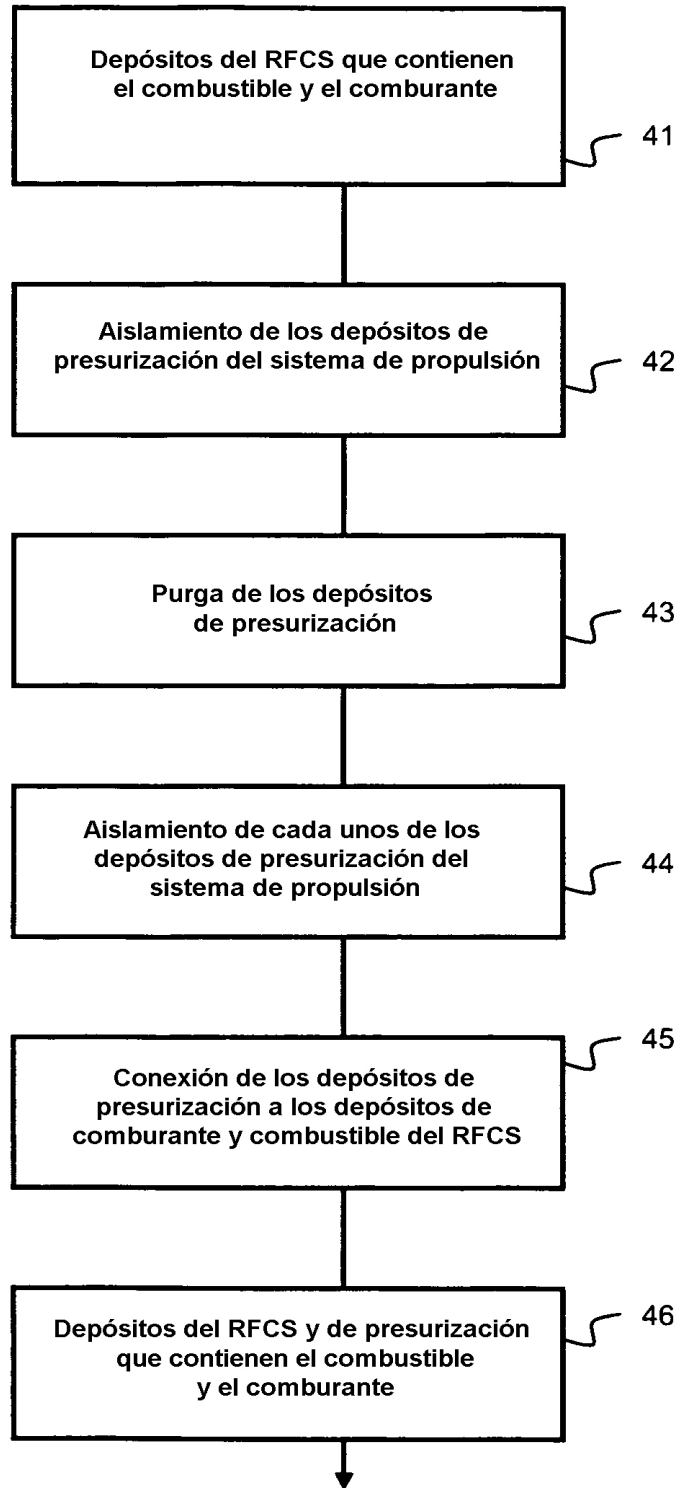


Fig. 2

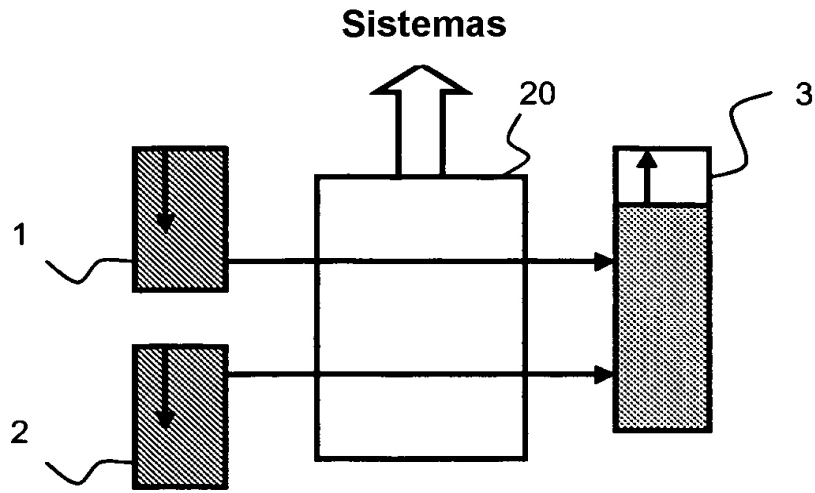


Fig. 3a

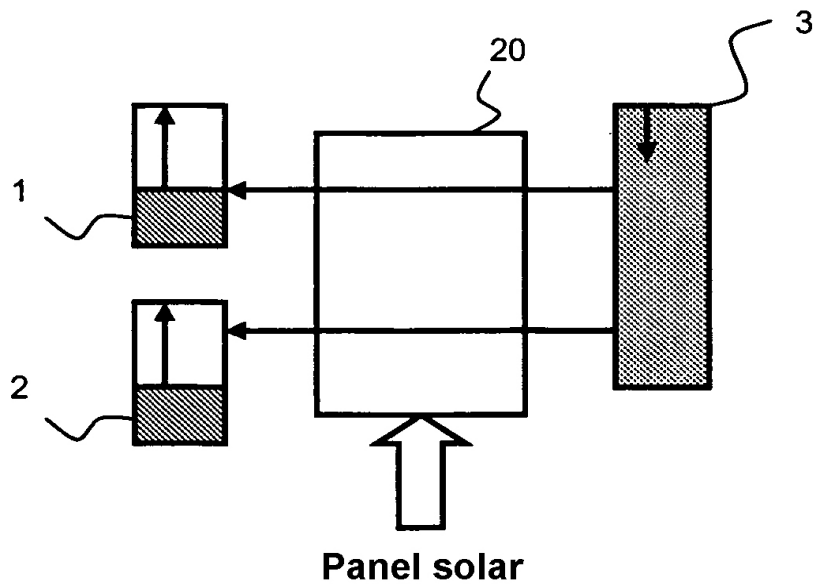


Fig. 3b

