

19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 929 439**

51 Int. Cl.:

B64G 1/64 (2006.01)

B64G 1/10 (2006.01)

B64G 1/40 (2006.01)

B64G 4/00 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

86 Fecha de presentación y número de la solicitud internacional: **15.11.2012 PCT/CA2012/050814**

87 Fecha y número de publicación internacional: **23.05.2013 WO13071438**

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **15.11.2012 E 12850714 (2)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **21.09.2022 EP 2791009**

54 Título: **Sistema de transferencia de propelente y procedimiento para el reabastecimiento de propelente fluido a un vehículo espacial en órbita**

30 Prioridad:

15.11.2011 US 201161559801 P

45 Fecha de publicación y mención en BOPI de la traducción de la patente:
29.11.2022

73 Titular/es:

**MACDONALD, DETTWILER AND ASSOCIATES
INC. (100.0%)
9445 Airport Road
Brampton, Ontario L6S 4J3, CA**

72 Inventor/es:

**ALLEN, ANDREW;
LYMER, JOHN;
SPRING, KERRY y
RAVINDRAN, RANGASWAMY**

74 Agente/Representante:

DURAN-CORRETJER, S.L.P

ES 2 929 439 T3

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

DESCRIPCIÓN

Sistema de transferencia de propelente y procedimiento para el reabastecimiento de propelente fluido a un vehículo espacial en órbita

SECTOR TÉCNICO

La presente invención se refiere a un procedimiento y un sistema para el reabastecimiento (o retirada) de propelente fluido (es decir, líquido o gas) en órbita de satélites artificiales, ya sea cerca del final de su vida útil originalmente programada o en cualquier momento de su vida tras una inserción en órbita anómala, otro problema de puesta en marcha o una maniobra mayor que la planificada durante operaciones nominales. Más concretamente, el sistema y el procedimiento están diseñados para el reabastecimiento de satélites no preparados originalmente para el repostaje, así como de satélites diseñados para el repostaje.

ESTADO DE LA TÉCNICA ANTERIOR

Muchos satélites actualmente en funcionamiento fueron diseñados con una cantidad finita de propelente y no fueron diseñados para la posibilidad de ser reabastecidos de propelente. La filosofía de diseño se basaba en la sustitución de los satélites una vez estos habían agotado el suministro de propelente a bordo. En vista de los gastos de sustitución de los satélites, sería muy ventajoso poder reabastecer de propelente a los satélites que, o bien están cerca del final de la vida del propelente pero, por lo demás, son funcionales, o bien han sufrido algún fallo inicial en el sistema de propulsión o una anomalía de inserción, o han sido maniobrados más de lo originalmente previsto para sus operaciones nominales, prolongando de este modo su vida operativa varios o muchos años.

Se estima que tantos como la mitad de todos los satélites de comunicación GEO finalizan sus 10 o 15 años de vida útil con todos o la mayoría de sus subsistemas aún funcionales y es solo el agotamiento de la carga del propelente cuidadosamente planificada lo que conduce a la retirada del satélite. Utilizando un modelo económico actual, la capacidad de repostar varios de estos satélites al final de su vida útil en una sola misión prolongaría de forma rentable la vida útil de cada uno de ellos entre 3 y 5 años y, por tanto, retrasaría la necesidad de desembolsar los muy elevados costes de capital para lanzar un sustituto para cada satélite si se desea. Algunos satélites sufren fallos en el sistema de propulsión principal o fallos relacionados con la etapa superior del vehículo de lanzamiento poco después de su lanzamiento. En estos casos, todo el valor contable debe darse por perdido y la aseguradora debe pagar una indemnización al operador. El satélite se convierte en un activo de la aseguradora y finalmente tendrá que desecharse en un vertedero o en una órbita de reentrada. Si estos activos pueden ser reabastecidos de propelente, permitiéndoles trasladarse a una estación orbital en órbita geosíncrona y prolongar de 5 a 10 años su vida útil, se puede recuperar la mayor parte o la totalidad del valor del satélite.

La principal dificultad técnica es que estos satélites no fueron diseñados para un mantenimiento robótico, y no es aceptado generalmente que dichas misiones sean técnicamente posibles. Específicamente, la mayoría de los satélites están diseñados con válvulas de llenado y vaciado de propelente que fueron previstas para ser llenadas una sola vez antes del lanzamiento y no volverse a abrir o manipular tras el lanzamiento. Por tanto, acceder a estas válvulas de llenado y vaciado de forma remota en órbita presenta varios desafíos importantes e implicaría varias operaciones, cada una de las cuales es difícil de realizar robóticamente, incluyendo: cortar y retirar las mantas térmicas protectoras, retirar varios alambres de seguridad envueltos manualmente alrededor de las válvulas, desenroscar y retirar los tapones exterior e interior de las válvulas, acoplar una línea de llenado de propelente a la boquilla de la válvula, accionar mecánicamente la válvula y, cuando se haya completado el reabastecimiento de propelente, volver a colocar el tapón interior de la válvula.

El mantenimiento en órbita ha sido objeto de numerosos estudios durante los últimos treinta años. La idea de mantener los activos en el espacio, en lugar de desecharlos y sustituirlos, ha atraído una variedad de ideas y programas. Hasta ahora, el concepto solo ha encontrado un lugar en el programa espacial tripulado, donde se le puede atribuir algún éxito a las misiones de reparación del Solar Max y el telescopio espacial Hubble, las misiones de rescate Palapa-B2 y Westar, y el montaje y mantenimiento de la Estación Espacial Internacional.

Hasta recientemente no se había dado a conocer ninguna tecnología que pudiera solucionar el problema de acceder al sistema de propelente de un satélite no preparado para el propósito de reponer el propelente de mantenimiento de posición orbital. La mayor parte de los satélites en órbita a día de hoy no se diseñaron teniendo en cuenta el reabastecimiento de propelente en órbita y el acceso al sistema de propelente está diseñado para que acceda a este un ser humano en tierra antes del lanzamiento. Las tecnologías requeridas para acceder al sistema de propelente del vehículo espacial cliente para el propósito de reabastecer de propelente siguen teniendo un nivel de preparación tecnológica muy bajo, y generalmente se consideran el principal obstáculo para una misión de mantenimiento exitosa.

La transferencia de una fuente a otra de propelentes utilizados para los sistemas de propulsión de vehículos espaciales puede ser muy peligrosa debido a la naturaleza corrosiva y explosiva de muchos de los fluidos implicados. Por ejemplo, la mezcla involuntaria de combustible y oxidante en los sistemas de bipropelente causará la

combustión inmediata, de modo que un sistema de transferencia de fluido para bipropelente tiene que garantizar que no se produzca ninguna mezcla accidental.

5 Por tanto, sería muy ventajoso proporcionar un sistema de transferencia de propelente para transferir propelente desde un vehículo espacial de mantenimiento a un satélite cliente que tenga la flexibilidad de suministrar propelente utilizando más de una modalidad dependiendo de las circunstancias del satélite, los parámetros del sistema de propelente y similares. Sería muy ventajoso que dicho sistema fuera capaz de transferir bipropelentes además de monopropelentes, presurizantes y propelentes de propulsión de iones o plasma.

10 La Patente WO/2008/109993 de Gryniowski et al. da a conocer un sistema y una herramienta para el repostaje robótico de satélites cliente. El sistema puede incluir un satélite de repostaje dedicado lanzado directamente desde la tierra o, alternativamente, podría ser lanzado desde otro vehículo espacial nodriza más grande o una estación espacial, en los que el satélite de repostaje es transportado al espacio en el caso del vehículo espacial más grande o puede ser almacenado en la estación espacial hasta que se necesite, desde donde puede ser lanzado. El sistema
15 está configurado para acceder a las válvulas de llenado y vaciado, abrirlas, pasar propelente al satélite cliente que se está repostando y cerrar la válvula de llenado y vaciado una vez se ha completado el repostaje.

La Patente WO 2008/066512 de Christy da a conocer sistemas y procedimientos para repostar vehículos espaciales. El procedimiento para transferir propelente del vehículo espacial de repostaje a un vehículo espacial cliente incluye conectar, de forma liberable, un primer conducto de propelente del primer vehículo espacial a un segundo conducto de propelente del segundo vehículo espacial, y conectar, de forma liberable, un primer conducto de volumen libre del primer vehículo espacial a un segundo conducto de volumen libre del segundo vehículo espacial.

25 La Patente US20110031352 da a conocer un sistema de mantenimiento en el espacio de vehículos espaciales que incluye un vehículo espacial de mantenimiento y un módulo de propelente. El vehículo espacial de mantenimiento incluye un sistema de mantenimiento de clientes y un depósito de propelente de mantenimiento. El módulo de propelente desplaza el módulo de mantenimiento desde una ubicación de entrega de la etapa superior y lo libera en la proximidad de un vehículo espacial cliente al que se le ha de realizar el mantenimiento. Este incluye un depósito de propelente con capacidad para múltiples misiones y es utilizado para rellenar entre misiones los depósitos de propelente del vehículo espacial de mantenimiento.

CARACTERÍSTICAS

35 La presente invención se refiere a un sistema que se puede montar en un vehículo espacial de mantenimiento para transferir fluido a un satélite cliente, según la reivindicación 1, y a un procedimiento de repostaje de un satélite cliente, según la reivindicación 26. Se definen realizaciones de los mismos en las realizaciones dependientes.

Se puede obtener una mayor comprensión de los aspectos funcionales y ventajosos de la invención haciendo referencia a la siguiente descripción detallada y a los dibujos.

BREVE DESCRIPCIÓN DE LOS DIBUJOS

A continuación se describirán realizaciones, a modo de ejemplo únicamente, haciendo referencia a los dibujos, en los que:

45 la **figura 1** muestra un sencillo diagrama de bloques que indica cómo se relaciona entre sí todo el sistema de transferencia de propelente mostrado en las **figuras 1a a 1f**.

La **figura 2** muestra el dibujo esquemático de la **figura 1** montado en una **figura**, pero ahora identificando varios subsistemas opcionales.

50 Las **figuras 2a a 2h** muestran vistas ampliadas de secciones del esquema de la **figura 2**;

la **figura 3** muestra un dibujo esquemático del sistema de transferencia de propelente pero ahora sin todos los subsistemas opcionales y redundantes.

La **figura 4** es una vista ampliada del subsistema de presurizante a alta presión que forma parte del presente sistema.

55 La **figura 5** muestra una parte del diagrama de bloques de la **figura 1** pero mostrando solamente el sistema de transferencia de propelente para reabastecer satélites cliente configurados para utilizar un bipropelente, incluyendo todos los subsistemas redundantes y opcionales.

Las **figuras 5a a 5d** muestran vistas ampliadas de secciones del esquema de la **figura 5**;

60 la **figura 6** muestra un dibujo esquemático de una parte del sistema de transferencia de propelente configurada para un primer procedimiento del proceso de transferencia de propelente en el que el propelente es transferido directamente por gradiente de presión desde un depósito de almacenamiento de propelente a mayor presión en el vehículo espacial de mantenimiento a un depósito de propelente a menor presión del satélite cliente.

65 Las **figuras 7a y 7b** muestran un dibujo esquemático de una parte del sistema configurada para un segundo procedimiento del proceso de transferencia de propelente en el que el propelente realiza un primer ciclo desde el depósito de almacenamiento de propelente al depósito de transferencia (**figura 7a**) y posteriormente desde el depósito de transferencia al depósito de propelente del satélite cliente (**figura 7b**).

La **figura 8** muestra el sistema de repostaje montado en un vehículo espacial de mantenimiento con un sistema de control informático en comunicación con un centro de control remoto de teleoperación.

La **figura 9** muestra una válvula de vaciado/llenado ubicada en un satélite cliente a reabastecer de propelente.

La **figura 10a** muestra la válvula de llenado/vaciado de apoyo con la característica roscada de estanqueidad secundaria, la tuerca de accionamiento de la válvula de llenado/vaciado de apoyo, la característica de reacción de torsión de la válvula de llenado/vaciado de apoyo y el accesorio de estanqueidad de la válvula de llenado/vaciado de apoyo.

La **figura 10b** es una vista en alzado de un accesorio de estanqueidad secundario de sustitución utilizado para cerrar la válvula de llenado/vaciado del sistema de propulsión en el satélite cliente una vez se han completado las operaciones de transferencia de propelente.

La **figura 11** muestra la válvula de llenado/vaciado de apoyo acoplada a la válvula de vaciado/llenado del satélite cliente en el satélite cliente que está siendo reabastecido.

La **figura 12** muestra un sistema de control informático no limitativo, a modo de ejemplo, que forma parte del sistema dado a conocer en el presente documento.

Las **figuras 13 y 13a** muestran un ejemplo no reivindicado de un sistema de transferencia de fluido que utiliza una bomba mecánica.

DESCRIPCIÓN DETALLADA

Se describirán diversas realizaciones y aspectos de la invención haciendo referencia a los detalles explicados a continuación. La siguiente descripción y dibujos son ilustrativos de la invención y no se deben interpretar como limitativos de la invención. Se describen numerosos detalles específicos para proporcionar una comprensión completa de varias realizaciones de la presente invención. Sin embargo, en ciertos casos, los detalles bien conocidos o convencionales no se describen para proporcionar una explicación concisa de las realizaciones de la presente invención.

Tal como se utilizan en el presente documento, los términos "comprende" y "que comprende" se deben interpretar como inclusivos y abiertos, y no exclusivos. Específicamente, cuando se utilizan en esta memoria incluyendo las reivindicaciones, los términos "comprende" y "que comprende" y variaciones de los mismos significan que las características, etapas o componentes específicos están incluidos. No se debe interpretar que estos términos excluyen la presencia de otras características, etapas o componentes.

Tal como se utiliza en el presente documento, la expresión "a modo de ejemplo" significa "que sirve como un ejemplo, caso o ilustración" y no se debe interpretar como preferente o ventajoso sobre otras configuraciones dadas a conocer en el presente documento.

Tal como se utiliza en el presente documento, los términos "unos" y "aproximadamente", cuando se utilizan junto con intervalos de dimensiones de partículas, composiciones de mezclas u otras propiedades o características físicas, pretenden abarcar ligeras variaciones que pueden existir en los límites superior e inferior de los intervalos de las dimensiones, de modo que no se excluyan realizaciones en las que, en promedio, se satisfacen la mayoría de las dimensiones, pero en las que estadísticamente pueden existir dimensiones fuera de esta región. No se pretende excluir de la presente invención realizaciones como estas.

Tal como se utiliza en el presente documento, el término "satélite" que es reabastecido de propelente se refiere a satélites artificiales.

Tal como se utiliza en el presente documento, la expresión "válvula de llenado/vaciado de apoyo" se refiere a una válvula conectada a la válvula de llenado/vaciado de los satélites cliente que puede ser cerrada y abandonarse en caso de que no sea posible cerrar correctamente la válvula de llenado/vaciado cliente (es decir, si se detecta una fuga a través de la válvula de llenado/vaciado cliente) tras la finalización de las operaciones de transferencia de propelente.

Definiciones de símbolos de componentes

A continuación se ofrece la siguiente lista de partes y sus funciones.

CV se refiere a las válvulas de retención y se utilizan para evitar el reflujo de gas (que puede estar contaminado con vapor de propelente) de vuelta a la tubería aguas abajo de los reguladores y aguas arriba de las válvulas de retención. Se debe evitar la mezcla de vapor de oxidante con vapor de combustible o monopropelente, ya que ambos reaccionarían al entrar en contacto.

F se refiere a transductores del caudalímetro y se utilizan para medir el caudal de propelente. En el prototipo se emplea un caudalímetro ultrasónico, que consigue la precisión de medición de caudal deseada y evita cualquier contacto de las partes sensibles del transductor con propelentes corrosivos.

FDV se refiere a válvulas de llenado/vaciado y se utilizan para cargar/descargar fluido (propelente) en/desde los

diversos depósitos de propelente.

FVV se refiere a válvulas de llenado/descarga y se utilizan para cargar/descargar gas (presurizante) en/desde los depósitos de presurizante, o se utilizan para acceder a la tubería para comprobar la presión.

FG se refiere a los filtros de gas que se utilizan para evitar que las partículas contaminantes de los depósitos de presurizante o del exterior del sistema migren aguas abajo, donde de otro modo podrían interferir con el funcionamiento de las válvulas.

FL se refiere a los filtros y se utilizan para evitar que las partículas contaminantes de los depósitos de almacenamiento migren aguas abajo donde de otro modo podrían interferir con el funcionamiento de las válvulas.

HPLV se refiere a la válvula de alta presión con enclavamiento y se utilizan para aislar los reguladores aguas abajo de la fuente de alta presión durante el lanzamiento.

HPT se refiere al transductor de alta presión y se utilizan para medir la presión de la parte de alta presión del sistema.

IVG se refiere a las válvulas de aislamiento de gas y se utilizan para controlar el flujo de gas desde la sección de alta presión al depósito de transferencia (IVG₁), entre el depósito de almacenamiento y el depósito de transferencia (IVG₂), y desde el depósito de transferencia al espacio (IVG₃).

IVL se refiere a la válvula de aislamiento de líquidos y se utilizan para controlar el flujo de fluido (propelente) entre el depósito de almacenamiento y el depósito de transferencia/(o una bomba) (IVG₁), y entre el depósito de transferencia/bomba del sistema de transferencia de propelente en el vehículo espacial de mantenimiento y el depósito de propelente en el satélite cliente (IVG₂).

LPT se refiere al transductor de baja presión y se utilizan para medir la presión en varias partes del sistema.

NTD se refiere a dispositivos no de empuje y se utilizan para descargar el presurizante al espacio sin generar empuje que de otro modo perturbaría la actitud y/o la órbita del vehículo espacial de mantenimiento + vehículo espacial cliente.

PR se refiere a los reguladores de presión que actúan para reducir la presión de gas aguas arriba de un valor alto (hasta unos 320 bar) en los depósitos de almacenamiento de presurizante a un valor más bajo aguas abajo (no más de 30 bar) para presurizar los depósitos de almacenamiento de propelente y operar los depósitos de transferencia.

ST se refiere a los depósitos de almacenamiento de propelente y se utilizan para almacenar todo el propelente que se va a transferir al satélite cliente y potencialmente también será utilizado por el sistema de propulsión del vehículo espacial de mantenimiento para maniobras en órbita. Estos se llenan de propelente antes del lanzamiento, pero también se pueden reabastecer de propelente cuando están en órbita.

TT se refiere a los depósitos de transferencia y se utilizan para diversos propósitos, incluyendo el alivio de la presión de la manguera flexible entre las operaciones de transferencia de propelente del satélite cliente, como una "bomba" para transferir propelente cíclicamente contra un gradiente de presión desde los depósitos de almacenamiento al cliente, como un volumen calibrado para comprobar el rendimiento del caudalímetro y como un medio de apoyo para la medición de propelente utilizando un simple cómputo de ciclos. Los depósitos de transferencia son pequeños y tienen volúmenes de gas y de fluido separados por un diafragma o un pistón deslizante estanco. El depósito de transferencia, en combinación con sus válvulas asociadas, es esencialmente una bomba de desplazamiento positivo accionada neumáticamente. En ejemplos no reivindicados, este se podría sustituir por alguna otra forma de bomba, tal como una bomba de pistón accionada por motor, una bomba de engranajes o una bomba de diafragma. Estos ejemplos no reivindicados se pueden emplear particularmente si se utilizan propelentes en fase gaseosa en lugar de propelentes líquidos.

Electrónica UFM se refiere a la electrónica del caudalímetro (ultrasónico) que se utiliza como interfaz con el transductor del caudalímetro.

El símbolo ■ se refiere a termistores que se utilizan para medir la temperatura del equipo asociado del sistema de transferencia de propelente.

He se refiere al presurizante gaseoso que se utiliza para desplazar el propelente fluido. También se podrían utilizar otros gases no reactivos, como nitrógeno (N), pero se prefiere helio (He) para la aplicación espacial debido a su menor masa. El helio se almacena a alta presión en depósitos de presurizante en la sección de alta presión.

F se refiere al combustible bipropelente líquido y se suministra al satélite cliente. Este reacciona con el oxidante para producir empuje. Un combustible líquido habitual es la monometilhidracina (MMH), aunque también se pueden

utilizar otros combustibles como hidracina (N_2H_4) o la dimetilhidracina asimétrica (UDMH).

U se refiere a un segundo combustible bipropelente líquido químicamente compatible. Si el combustible primario es MMH, entonces un segundo combustible adecuado sería UDMH.

H se refiere a monopropelente líquido y se suministra a los clientes. Este se disocia en presencia de un catalizador para producir empuje. También puede actuar como un combustible en el sentido de que reacciona con el oxidante para producir empuje. Un monopropelente habitual es la hidracina (N_2H_4), aunque también se pueden utilizar otros monopropelentes como el amoníaco (NH_3).

X se refiere al oxidante líquido bipropelente y se suministra a los clientes. Este reacciona con el combustible para producir empuje. Un oxidante líquido habitual es una mezcla de óxidos de nitrógeno con un 97 % de N_2O_4 y un 3 % de NO (MON3), aunque también se pueden utilizar otros oxidantes, como el ácido nítrico fumante.

La **figura 1** muestra un dibujo esquemático del sistema completo de transferencia de propelente mostrado en general con **10**, debido a la complejidad del sistema, está dividido en secciones mostradas desde la **figura 1a** hasta la **1f**. Las etiquetas de los componentes asociados con todas las válvulas, sensores, transductores de presión, etc. se han definido anteriormente. Todos los componentes redundantes, tales como válvulas, transductores de presión y similares mostrados en las **figuras 1 a 7b** tienen una "B" en el subíndice de sus etiquetas (en comparación con la "A" de los componentes principales equivalentes). Además de estas figuras que muestran los componentes redundantes, en las **figuras 2a a 2h** se muestran los subsistemas opcionales del sistema **10**.

La **figura 1** muestra un dibujo esquemático del sistema completo de transferencia de propelente mostrado, en general, con **10**. Los componentes asociados con todas las válvulas, sensores, transductores de presión, etc. se han definido anteriormente. Todos los componentes redundantes, tales como válvulas, transductores de presión y similares mostrados en las **figuras 1 a 7b** tienen una "B" en el subíndice de sus etiquetas (en comparación con la "A" de los componentes principales equivalentes). Además de estas figuras que muestran los componentes redundantes, la **figura 2** muestra los subsistemas opcionales del sistema **10**.

Por ejemplo, las interfaces de propulsión **120** asociadas con los subsistemas de transferencia de bipropelente y la interfaz de propulsión **122** asociada con el subsistema de transferencia de monopropelente son opcionales. Estas interfaces suministran bipropelente (combustible y oxidante) y/o monopropelente al sistema de propulsión del vehículo espacial de mantenimiento. Esto reduce la masa total del vehículo espacial de mantenimiento al evitar la necesidad de depósitos de propelente independientes en el sistema de propulsión. También permite que el propelente sea suministrado al vehículo espacial cliente o que sea utilizado por el vehículo espacial de mantenimiento para maniobras en órbita. Dichas maniobras orbitales se pueden utilizar, por ejemplo, para reunirse con el vehículo espacial cliente o incluso para cambiar la órbita del vehículo espacial cliente (mientras el vehículo espacial de mantenimiento está acoplado al vehículo espacial cliente).

Además, el subsistema de propulsor de gas frío **102** también es opcional. Los propulsores de gas frío podrían ser útiles para detener y/o invertir la aproximación final del vehículo espacial de mantenimiento al vehículo espacial cliente justo antes del acoplamiento en caso de una anomalía. Usar el suministro de alta presión del sistema de transferencia de propelente evitaría la necesidad de una segunda fuente de gas para los propulsores de gas frío.

La cadena de propelente alternativa **106** para el subsistema de transferencia de combustible (y/u oxidante) también es opcional. Una o varias de estas podrían proporcionar un medio para suministrar tipos de combustible (u oxidante) adicionales, químicamente compatibles, sin la necesidad de añadir otros subsistemas completos de transferencia de propelente **14** (o **12**). Para el ejemplo, utilizando MMH (monometilhidracina) como combustible primario, un posible combustible secundario sería UDMH (dimetilhidracina asimétrica), pero también son posibles otros tipos de combustible secundario en función del combustible primario. Pequeñas cantidades de estos dos combustibles se mezclarían en el depósito de transferencia/bomba y en los componentes aguas abajo cuando se alterna entre el suministro de ambos, pero esta mezcla es normalmente tolerable dentro de las especificaciones de pureza del combustible definidas por los estándares militares para estos fluidos bipropelentes.

La interfaz de la ORU (Orbital Replaceable Unit, Unidad Orbital Reemplazable) de helio **110** es opcional. Esta proporciona una interfaz de fluido a través de la cual se podría suministrar presurizante adicional al vehículo espacial de mantenimiento, prolongando así su vida útil. El propelente fluido puede ser reabastecido al sistema de transferencia de propelente descargando el presurizante de los depósitos de almacenamiento de propelente y luego invirtiendo el proceso de transferencia de propelente para transferir propelente desde algún otro vehículo espacial al vehículo espacial de mantenimiento. El otro vehículo espacial puede ser uno retirado al que aún le quede propelente o puede ser un vehículo espacial "cisterna" construido a tal efecto. El reabastecimiento de presurizante es más difícil debido a la alta presión en los depósitos de almacenamiento de presurizante del vehículo espacial de mantenimiento. Por lo tanto, se propone que el presurizante se suministre a baja presión a través de la interfaz de la ORU de He. La ORU de He sería transportada al vehículo espacial de mantenimiento por el vehículo espacial cisterna y luego transferida al vehículo espacial de mantenimiento utilizando el brazo robótico del vehículo espacial de mantenimiento.

Las líneas de reabastecimiento de presurizante **100** son opcionales. Estas líneas y las válvulas redundantes asociadas (IVG₄ e IVG₅) se utilizarían para reabastecer el cliente con presurizante en el caso en que la presión en los depósitos de propelente cliente sea demasiado baja. Para clientes con depósitos de propelente del tipo PMD (propellant management device, dispositivo de gestión de propelente), el reabastecimiento de presurizante es posible a través de la válvula de llenado/vaciado de propelente del satélite cliente, ya que no existe una barrera física entre el propelente y el presurizante. La burbuja de presurizante en la línea de propelente sería eliminada por el propelente durante el subsiguiente reabastecimiento de propelente. Para clientes con depósitos de tipo vejiga o diafragma, el reabastecimiento de presurizante tendría que hacerse a través de una válvula de llenado/descarga de presurizante apropiada, pero solo si la presión aquí está dentro de la capacidad del sistema de transferencia de propelente.

La **figura 3** muestra un dibujo esquemático del sistema de transferencia de propelente **10** que carece de los subsistemas opcionales **100**, **102**, **106**, **110**, **120** y **122** comentados anteriormente. El sistema de transferencia de propelente **10** incluye un primer subsistema de transferencia de propelente **14** para reabastecer el depósito de combustible de satélites configurados para utilizar un sistema de bipropelente (combustible y oxidante) y que contiene un segundo subsistema **12** para reabastecer el depósito de oxidante del satélite cliente. El sistema de transferencia de propelente **10** incluye un tercer subsistema de transferencia de propelente **16** configurado para repostar un depósito de almacenamiento **36** en un satélite configurado para utilizar un monopropelente. La **figura 3** también muestra todos los subsistemas **12**, **14** y **16** acoplados al respectivo depósito de propelente en el satélite que está siendo repostado, específicamente el subsistema **12** de transferencia de oxidante acoplado al depósito de propelente **22** para almacenar el oxidante y el subsistema **14** acoplado a un depósito de propelente **24** para almacenar el combustible en un satélite configurado para utilizar el bipropelente. El subsistema **16** se muestra acoplado a un depósito de propelente **26** para almacenar monopropelente en un satélite configurado para utilizar un monopropelente. En todos los casos, tanto si se transfiere monopropelente como bipropelente, se acopla primero una válvula de llenado/vaciado de apoyo **52** a las válvulas de vaciado/llenado de los satélites cliente. La válvula de llenado/vaciado de apoyo **52** se analizará con más detalle a continuación.

Los subsistemas **12** y **14** contienen cada uno dos (2) transductores de caudalímetro y los depósitos de almacenamiento **30a**, **30b** son idénticos, como se puede ver en la **figura 3**. Cada uno de los subsistemas **12** y **14** está configurado con opciones de redundancia, tal como se ha indicado anteriormente, de modo que cada uno contiene dos (2) juegos de tuberías, válvulas y transductores de presión, y los depósitos de transferencia **40a** y **40b**. El gas presurizante fluye desde el depósito **44** de almacenamiento de helio a alta presión a los depósitos de almacenamiento **30a**, **30b** y, por lo tanto, a las mangueras de salida **32** y **34**. Como se ha mencionado anteriormente, los depósitos de transferencia, en combinación con sus válvulas asociadas, son esencialmente mecanismos de bomba de desplazamiento positivo accionados neumáticamente.

El subsistema **16** configurado para mantener y transferir el monopropelente tiene esencialmente la misma disposición de válvulas/tuberías que cada uno de los subsistemas **12** y **14**. Cada subsistema **12**, **14** y **16** incluye su propio sistema de control de flujo compuesto por diversas válvulas, detectores de fuga, reguladores de presión del gas, transductores de presión y sensores y medidores de flujo situados en lugares estratégicos del sistema de tuberías de enrutamiento que interconectan el depósito **44** a alta presión con los depósitos de almacenamiento de propelente **30a**, **30b**, **36**, los depósitos de transferencia **40a**, **40b** y **42** y las mangueras de salida **32**, **36**. Los símbolos de todos estos componentes que componen el sistema de control de flujo se han definido anteriormente.

Por lo tanto, diversos depósitos de almacenamiento y el sistema de tuberías de enrutamiento y el mecanismo de bombeo, mostrados en las figuras, proporcionan un medio para almacenar y enrutar el fluido del vehículo espacial de mantenimiento a los depósitos de almacenamiento asociados en el satélite cliente. La pluralidad de válvulas, detectores de fuga, sensores de presión, reguladores de presión del gas, sensores de temperatura, sensores y medidores de flujo interconectados con el sistema de control informático y situados en lugares estratégicos del sistema de tuberías de enrutamiento proporcionan un medio para controlar el flujo de fluido (gas y/o líquidos) durante el proceso de transferencia.

Los elementos de cada sistema de control de flujo están interconectados con un sistema de mando y control para regular o controlar parámetros asociados con el flujo de fluido, tales como la presión y los caudales. El sistema de mando y control se describe con más detalle a continuación y puede incluir ordenadores/procesadores montados en el sistema de transferencia de propelente. Para ahorrar masa, es preferente utilizar un solo ordenador redundante para controlar todos los subsistemas, pero se entenderá que cada subsistema podría tener su propio controlador informático.

Tal como se ha mencionado anteriormente, los subsistemas **12** y **14** incluyen cada uno dos depósitos **40a** (principal) y **40b** (redundante) de transferencia en comunicación de flujo con un par de depósitos de almacenamiento **30a** y **30b** en cualquier combinación, mientras que el subsistema **16** incluye dos depósitos **42a** y **42b** de transferencia en comunicación de flujo con un único depósito de almacenamiento **36**. Esto es únicamente para indicar que se pueden utilizar uno o varios depósitos de almacenamiento, según dicte la configuración del vehículo espacial de mantenimiento. Se deben utilizar dos o más depósitos de almacenamiento si están montados descentrados del eje

para que se equilibren entre sí a lo largo de la vida útil del vehículo espacial de mantenimiento, mientras que solo es necesario un depósito de almacenamiento si está centrado en el eje. Los depósitos de almacenamiento **30a** y **30b** están en comunicación de flujo con la sección de alta presión.

La **figura 4** muestra una vista ampliada de la sección de alta presión (hasta unos 300 bar) del subsistema de transferencia de propelente de la **figura 1**. El helio es almacenado en uno o varios depósitos de presurizante **44** (en las **figuras 1 a 5** se muestran cuatro, estando uno claramente mostrado y tres (3) parcialmente ocultos). Las HPLV redundantes se utilizan para aislar los reguladores de presión (PR) aguas abajo respecto de la alta presión para el lanzamiento. Los reguladores de presión redundantes cuádruples reducen la presión y suministran helio al resto del sistema de repostaje a menor presión (unos 20 bar).

Las **figuras 5 a 5d** muestran el sistema completo de transferencia de propelente con subsistemas opcionales (**100, 106, 110 y 120 de las figuras 2 a 2h**) para los subsistemas **12 y 14** para el reabastecimiento de bipropelente a los satélites.

En todos los subsistemas de transferencia de propelente, los caudales de gas se regulan mediante la apertura/cierre de las válvulas de aislamiento de gas (IVG) en función de la lectura de presión de uno o varios de los transductores de alta presión (HPT) utilizados para medir la presión de la parte de alta presión del sistema y de los transductores de baja presión (LPT) utilizados para medir la presión en diversas partes de los subsistemas de transferencia de propelente separadas de la sección de alta presión.

El caudal de propelente se regula indirectamente controlando la presión del gas. No obstante, en algunas circunstancias, para evitar que se desperdicie presurizante descargándolo, puede no ser preferente disminuir el caudal de esta manera. Por lo tanto, en algunas circunstancias, el caudal se puede regular utilizando únicamente las válvulas de fluido existentes. Una forma de controlar el caudal de propelente es utilizar la válvula de llenado/vaciado de apoyo **52** para regular el caudal. La válvula de llenado/vaciado de apoyo **52** se abre parcialmente dependiendo del grado de rotación de la tuerca de accionamiento **132** (véase la **figura 10**). Por lo tanto, el caudal en este modo preferente se controla mediante el ajuste de la tuerca de accionamiento **132**, girándola lentamente hasta que el caudal alcance la velocidad deseada. Preferentemente, la válvula de llenado/vaciado de apoyo **52** tiene un orificio ajustable y está calibrada de tal manera que el sistema de mando y control puede ajustar cuidadosamente el tamaño del orificio en función de la calibración y del conocimiento del número de vueltas de la tuerca de accionamiento **132** realizadas por una herramienta de repostaje (analizada más adelante) acoplada a la válvula de llenado/vaciado de apoyo **52**.

La **figura 6** muestra una vista ampliada de la sección de monopropelente del subsistema de transferencia de propelente de la **figura 1**, y las líneas de puntos **70** desde el depósito **44** de presurizante (no mostrado en la **figura 6**) hacia abajo a través del depósito de almacenamiento **36** y hacia abajo hasta la manguera **34** de salida representan la trayectoria de propelente para el propelente suministrado utilizando una primera realización de un procedimiento de transferencia de propelente desde el depósito de almacenamiento **36** al depósito cliente **26**. En este primer modo, el "modo de transferencia directa", el sistema de transferencia de propelente está configurado para proporcionar una transferencia regulada del propelente directamente desde el depósito de almacenamiento **36** debido a un simple gradiente de presión desde el depósito de almacenamiento que se indica con la línea discontinua **70** desde el depósito de almacenamiento **36** hasta la salida que está conectada a través del transductor del caudalímetro, IVL₁, IVL₂, la manguera flexible, la válvula de llenado/vaciado de apoyo y la herramienta de repostaje a la línea de propelente asociada del satélite cliente (la línea de monopropelente en el satélite cliente si es monopropelente lo que se está transfiriendo, la línea de combustible si es combustible lo que se está transfiriendo, o la línea de oxidante si es oxidante lo que se está transfiriendo). Este es el modo de operación preferente en el que el depósito de propelente **26** del satélite cliente está a una presión inferior a la del depósito de almacenamiento **36** de propelente del vehículo espacial de mantenimiento. La presión del depósito de almacenamiento **26** del satélite cliente (entre aproximadamente 5 bar y 20 bar) depende del intervalo de la presión de funcionamiento de los propulsores del satélite cliente y de su estado de vida. La presión máxima de funcionamiento del depósito de almacenamiento (hasta unos 30 bar) depende del diseño del depósito. En esta realización, el "mecanismo de bombeo" es el propio depósito de almacenamiento presurizado **44** y las válvulas asociadas, etc.

A medida que el propelente fluido fluye desde el depósito de almacenamiento **36** del vehículo espacial de mantenimiento, el gas presurizante He del depósito de almacenamiento se expande al volumen desocupado por el propelente, reduciendo así la presión del depósito de almacenamiento **36**. El depósito de almacenamiento **36** puede ser presurizado, o se puede mantener su presión, permitiendo que el gas presurizante fluya como lo indica la flecha discontinua **70** desde el depósito de alta presión **44** al depósito de almacenamiento a través de las válvulas IVG1 e IVG2.

A medida que el propelente fluye al depósito de propelente **26** cliente, el propelente desplaza el gas del interior del depósito **26**, comprimiéndolo de este modo. Esto invierte la reducción de la presión en el depósito de propelente **26** cliente a lo largo de su vida útil debido a la expansión del gas presurizante a medida que se gasta el propelente para el mantenimiento de la órbita. De este modo, las condiciones del satélite cliente vuelven a un estado anterior tanto en términos de cantidad de propelente como de presión en su depósito **26**.

Las **figuras 7a y 7b** muestran un segundo modo de operación, tal como el procedimiento de transferir propelente del depósito de almacenamiento **36** al depósito de almacenamiento **26** cliente utilizando un modo de "transferencia bombeada a través del depósito de transferencia/bomba". En este modo de operación, el sistema de transferencia de propelente está configurado para transferir primero el propelente utilizando la primera mitad de una transferencia cíclica (por bombeo) de propelente desde el depósito de almacenamiento **36** hasta el depósito de transferencia **42a**. Haciendo referencia a la **figura 7a**, el sistema de transferencia de propelente llena el depósito de transferencia **42a** con una cantidad deseada de propelente procedente del depósito de almacenamiento **36**, tal como se muestra mediante la flecha discontinua **76**. El propelente es empujado por un gradiente de presión inducido por la descarga de presurizante desde el volumen de gas **46** (separado y aislado del volumen de fluido **48** por el diafragma o pistón **49**) del depósito de transferencia **42a** al espacio, tal como se muestra mediante la flecha discontinua **78**.

Haciendo referencia a la **figura 7b**, el propelente se transfiere a continuación al depósito cliente **26** utilizando un gradiente de presión inducido por la presurización del depósito de transferencia **40a** desde el depósito **44** de helio a alta presión (no mostrado) a lo largo de la trayectoria de la tubería indicada mediante la flecha **82**, de tal manera que el fluido en el depósito de transferencia **42a** es conducido al depósito de almacenamiento **26** en el satélite cliente, tal como se muestra mediante la flecha discontinua **80**. Este es el único modo de operación posible en el que el depósito de propelente **26** del satélite cliente está a una presión mayor que la del depósito de almacenamiento de propelente del vehículo espacial de mantenimiento hasta el punto de consigna de los reguladores de presión en la sección de alta presión.

Haciendo referencia a la **figura 3**, se observa que la combinación del depósito o los depósitos de transferencia **40a (40b)** o **42a (42b)** y las cinco válvulas IVG1, IVG2, IVG3, IVL1 e IVL2 actúa como una bomba cuando se hacen funcionar de forma coordinada. Cuando se hacen funcionar de otras maneras (coordinadas de forma diferente) estos componentes realizan otras funciones. Ejemplos de estas otras funciones incluyen la capacidad de aliviar la presión en las mangueras **32 y 34** para facilitar la desconexión de la herramienta de repostaje **50** respecto de la válvula de llenado/vaciado **402** del satélite cliente y la medición del propelente contando los ciclos de transferencia. Dicha medición se puede utilizar para verificar el rendimiento del caudalímetro con o sin transferencia real de propelente a un satélite cliente.

Se apreciará que, aunque el sistema de transferencia de propelente está configurado principalmente para el reabastecimiento de propelente a un satélite cliente, se puede utilizar para el proceso inverso. Por ejemplo, se puede utilizar para reabastecer de propelentes al vehículo espacial de mantenimiento, descargando el depósito o los depósitos de almacenamiento **36** y dejando que el gradiente de presión (inverso) empuje el propelente desde un vehículo espacial cisterna construido a tal efecto o desde el depósito de almacenamiento **26** del satélite cliente a los depósitos de almacenamiento **36** de propelente del vehículo espacial de mantenimiento. Esta operación se llevaría a cabo si el satélite cliente ya no es viable para su finalidad prevista pero sigue siendo una fuente útil de propelente. Esto aplica tanto al procedimiento de transferencia directa (**figura 6**) como al procedimiento de transferencia cíclica (**figuras 7a y 7b**).

Para cualquiera de los procedimientos de transferencia, el caudal del propelente se mide utilizando uno o varios caudalímetros integrados en el sistema de tuberías. Se puede utilizar cualquier tipo de caudalímetro, por ejemplo, de forma no limitativa, caudalímetros ultrasónicos. El caudal puede ser integrado numéricamente en el tiempo mediante un ordenador de a bordo para determinar la cantidad de propelente transferida. Para la transferencia "bombeada" a través del depósito de transferencia/bomba **42a**, la cantidad de propelente transferida también se puede determinar basándose en el volumen conocido del depósito de transferencia y simplemente contando el número de ciclos de transferencia. Esto también puede ser utilizado como un medio de apoyo para la medición de propelente. La realización del primer medio ciclo de llenado del depósito de transferencia se puede utilizar periódicamente (es decir, al comienzo de las operaciones de transferencia directa para el repostaje de cada cliente) para comprobar el funcionamiento del caudalímetro.

Una vez se ha transferido la cantidad deseada de propelente mediante cualquiera de los procedimientos de transferencia mencionados, se puede a continuación descargar el presurizante del depósito de transferencia al espacio (abriendo IVG₃) y luego aliviar la presión de la manguera flexible (abriendo IVL₂) para facilitar la desconexión de la herramienta de repostaje respecto de la FDV del satélite cliente.

Cabe señalar que los dos (2) procedimientos de transferencia de fluidos desde el depósito de almacenamiento del vehículo espacial de mantenimiento al satélite cliente que se está repostando se han descrito haciendo referencia al subsistema **16** de monopropelente. No obstante, se apreciará que se emplearán los mismos dos procedimientos, dependiendo de las circunstancias, para los subsistemas **12 y 14** de transferencia de propelente para transferir el bipropelente.

Dado el valor financiero del transporte del propelente al espacio, es altamente preferente que la cantidad de propelente que se suministra a cada vehículo espacial cliente se mida con precisión para demostrar que el cliente ha recibido la cantidad total de propelente que ha comprado. Para garantizar esto, se incorporan dos características en el presente diseño: en primer lugar, el sistema está configurado para proporcionar un flujo altamente regulado de

propelente desde el vehículo espacial de mantenimiento hasta el satélite cliente, lo que se facilita mediante caudalímetros instalados en las trayectorias de flujo a través del sistema de tuberías hasta el depósito de almacenamiento cliente.

En segundo lugar, se habilita la detección de fugas a lo largo de la trayectoria de flujo mediante la monitorización de los cambios de presión durante períodos de tiempo en los que la presión solo cambiaría debido a la presencia de una fuga (es decir, el período de detección de fugas antes y después del repostaje). Estos períodos de monitorización pueden incluir períodos de tiempo tanto antes como después de abrir la válvula de llenado/vaciado de apoyo **52** una vez se ha acoplado a la válvula de llenado/vaciado **402** del satélite cliente, antes y después de abrir la válvula de llenado/vaciado del cliente, y antes y después de cerrar la válvula de llenado/vaciado del satélite cliente después de transferir propelente al satélite cliente, y después de cerrar la válvula de llenado/vaciado de apoyo tras el cierre de la válvula de llenado/vaciado del cliente.

Cada una de las válvulas del sistema de transferencia de propelente que hay que abrir o cerrar antes, durante y después de la transferencia de propelente (por ejemplo, FVV, HPLV, HPT, IVG, IVL, NTD y PR) se accionan mediante circuitos de accionamiento que están interconectados con el sistema de mando y control antes mencionado, que se analiza con más detalle a continuación.

Una característica de la presente invención es la capacidad de los sistemas de control de flujo para detectar la presión en los depósitos de propelente **24** y **26** cliente una vez se ha abierto la válvula de llenado/vaciado **402** cliente. Por lo tanto, si el depósito de propelente **26** del satélite cliente está a una presión mayor que la del depósito de almacenamiento de propelente del vehículo de mantenimiento hasta el punto de consigna para los reguladores de presión en la sección de alta presión, entonces el ordenador está programado para usar el procedimiento mostrado en las **figuras 7a y 7b** para proporcionar caudales regulados de gas y propelente. Por otro lado, si el depósito de propelente **26** del satélite cliente está a una presión inferior a la del depósito de almacenamiento **36** de propelente del vehículo espacial de mantenimiento, entonces el ordenador está programado para utilizar el procedimiento mostrado en la **figura 6** utilizando la FDV de apoyo para regular el caudal según corresponda.

Tal como se ha indicado anteriormente, ya que los depósitos de transferencia **40a y 42a**, en combinación con sus válvulas asociadas, son esencialmente bombas de desplazamiento positivo accionadas neumáticamente, pueden ser sustituidas en los ejemplos no reivindicados por alguna otra forma de bomba, tal como una bomba de pistón accionado por motor, una bomba de engranajes o una bomba de diafragma.

Así, el presente sistema está diseñado para tener la capacidad de regular dinámicamente los caudales de gas y de propelente basándose en retroalimentación del caudalímetro, dando al presente sistema una ventaja significativa y obviando la necesidad de modificar físicamente el satélite cliente.

El presente sistema de transferencia de propelente puede ser utilizado para transferir propelente a cualquier lugar, por ejemplo, a un segundo depósito en órbita o en la Luna, así como a satélites que necesiten repostar, además de que el sistema se utilice para retirar el propelente de los satélites muertos, tal como se ha mencionado anteriormente.

Las **figuras 13 y 13a** muestran un ejemplo alternativo no reivindicado de un sistema de transferencia de fluido que utiliza una bomba mecánica. La **figura 13** muestra el concepto básico del uso de una bomba en línea que, en un ejemplo no reivindicado, se realiza modificando el sistema de la **figura 6** para sustituir algunas de las tuberías de "rellenado y transferencia" y sustituirlas por la bomba **418** en línea. La **figura 13a** muestra un ejemplo no reivindicado que utiliza bombas **418** redundantes situadas en las trayectorias de flujo paralelas con válvulas de aislamiento, de modo que solo una bomba **418** está activa a la vez. Solo se requiere una válvula de aislamiento para aislar una cadena redundante, pero la figura muestra ambas entradas/salidas de las bombas aisladas para que el fluido pueda ser excluido de las cavidades de las bombas redundantes según sea necesario.

Se debe observar que todas las realizaciones del sistema de transferencia de fluido incluyen el depósito de gas presurizado con el gas inerte. Para las realizaciones del sistema sin la bomba en línea, el gas presurizado cumple dos funciones, la primera proporcionar la fuerza motriz para mover los propelentes desde el satélite de mantenimiento al satélite cliente, también y en segundo lugar reemplaza el volumen que se vacía en el depósito o los depósitos de almacenamiento del satélite de mantenimiento. En el caso de los ejemplos no reivindicados de las **figuras 13 y 13a** que utilizan una bomba mecánica como fuerza motriz, el gas presurizado se sigue utilizando para reemplazar el volumen que se vacía del depósito o de los depósitos de almacenamiento del vehículo espacial de mantenimiento. Por lo tanto, aunque ambas realizaciones y los ejemplos no reivindicados utilizan el gas presurizado, el sistema de las **figuras 13 y 13a** utiliza una cantidad menor.

El sistema de transferencia de propelente dado a conocer en el presente documento puede formar parte de un sistema de repostaje para satélites que puede incluir un vehículo espacial de mantenimiento dedicado en el que están montados los aparatos de transferencia de propelente, incluyendo una caja de herramientas, un brazo robótico y varias herramientas. La **figura 8** es un diagrama de bloques que muestra los elementos relacionados con el repostaje de un satélite, además del sistema de repostaje. Estos incluyen un vehículo espacial de mantenimiento

anfitrión **400**, el satélite cliente **401** que se va a repostar, la válvula o las válvulas cliente **402**, un brazo robótico **403**, la herramienta de repostaje **50** agarrada de forma liberable por el efector terminal del brazo robótico **403**, un mecanismo de acoplamiento de propelente **405**, la manguera de salida de propelente **32**, el sistema de transferencia de propelente **10** y un sistema de comunicación **410** para proporcionar un enlace de radio bidireccional **407** con la Tierra **408**. Esta muestra también los puntos de estiba para la válvula de llenado/vaciado de apoyo **52**, el accesorio de estanqueidad de sustitución **133**, el accesorio de estanqueidad secundario **122** y el poste de reinicio **111**.

Dicho vehículo espacial de mantenimiento dedicado puede incluir un mecanismo de acoplamiento de vehículos espaciales como el dado a conocer en la Patente US6,969,030 emitida el 29 de noviembre de 2005.

El sistema de repostaje para satélites incluye una herramienta multifunción, tal como se da a conocer en la solicitud de Patente US13/652,339 en tramitación con la presente, presentada el 15 de octubre de 2012, de Roberts et al. (publicación de Patente US2013/0103193) cuyo propósito es dar a conocer puntas de herramienta necesarias para acceder a las propias válvulas de llenado/vaciado **402** e incluye un portaherramientas y un juego de puntas de herramienta que están contenidas en el portaherramientas y son activadas por una única fuente motriz bajo control robótico. La herramienta multifunción puede ser agarrada de forma liberable por el efector terminal del brazo robótico **403**.

La herramienta de repostaje **50** para acceder a las válvulas de llenado/vaciado **402** en el satélite cliente para permitir la transferencia de bipropelentes o monopropelentes desde el vehículo espacial de mantenimiento al satélite cliente puede ser la misma que se da a conocer en la solicitud de Patente US61/566,893 en tramitación con la presente, presentada como solicitud de utilidad completa 13/706,126 presentada el 5 de diciembre de 2012 (publicación de Patente US2013/0153710).

El sistema de mando y control está configurado para controlar el movimiento del brazo robótico **403** y el efector terminal acoplado al mismo para controlar la acción de la herramienta multifunción, así como la herramienta de repostaje **50**. Se puede tratar del mismo sistema de mando y control mencionado anteriormente que está interconectado con el sistema de control de flujo, por ejemplo, un ordenador montado en el satélite de mantenimiento que está programado con instrucciones para llevar a cabo todas las operaciones que tiene que realizar el satélite de mantenimiento durante la aproximación, la captura/el acoplamiento con el satélite cliente y las operaciones de repostaje. También puede ser un sistema informático independiente. El sistema de repostaje para satélites incluye un sistema de visión para ver el funcionamiento de la herramienta multifunción y de la herramienta de repostaje durante las operaciones de transferencia de propelente. El sistema de comunicación **410** está interconectado con el brazo robótico **403** y configurado para permitir la operación remota (desde la Tierra **408** o desde cualquier otra ubicación adecuada) del sistema de visión (que puede incluir una o varias cámaras), el brazo robótico **403** y, por lo tanto, las herramientas. El sistema de visión puede incluir marcas distintivas montadas en el acoplamiento de transferencia de fluido utilizado para acoplar el depósito de almacenamiento del sistema de transferencia de fluido y el sistema de tuberías a la válvula de llenado/vaciado del satélite cliente, así como marcas en todas las herramientas asociadas a la operación de transferencia de fluido.

Estas cámaras se pueden utilizar en un modo de control telerrobótico en el que un operador que controla la robótica de mantenimiento en tierra visualiza distintas vistas del lugar de trabajo en pantallas de visualización en la consola de mando y control. En un modo alternativo, la posición de elementos como la válvula de llenado y vaciado se puede determinar mediante una cámara estereoscópica y un sistema de visión que extrae puntos en 3D y determina la posición y la orientación de la válvula de llenado y vaciado u otros elementos relevantes del lugar de trabajo, a partir de los cuales el brazo robótico que sujeta las herramientas (herramienta multifunción, herramienta de repostaje) puede ser dirigido a estas ubicaciones según las coordenadas de 6 grados de libertad detectadas.

La cámara estereoscópica también se podría sustituir por un sistema lidar flash o de escaneo del que se podrían obtener las coordenadas deseadas de 6 grados de libertad mediante la toma de nubes de puntos en 3D medidas y la estimación de la postura de los objetos deseados en base a modelos CAD almacenados de las características o formas deseadas en el lugar de trabajo de repostaje. Para aquellas aplicaciones en las que el vehículo espacial se diseñó con la intención de recibir mantenimiento, un objetivo sencillo, tal como el descrito por Ogilvie et al. (Ogilvie, A., Justin Allport, Michael Hannah, John Lymer, "Autonomous Satellite Servicing Using the Orbital Express Demonstration Manipulator System," Proc. of the 9th International Symposium on Artificial Intelligence, Robotics and Automation in Space (i-SAIRAS '08), Los Ángeles, California, 25 al 29 de febrero de 2008) se podría utilizar en combinación con una cámara monocular en la robótica de mantenimiento para localizar elementos de interés, tal como la válvula de llenado-vaciado. Por último, el brazo robótico o el dispositivo utilizado para posicionar el dispositivo puede incluir uno o varios sensores capaces de medir fuerzas de reacción entre las herramientas y el lugar de trabajo (por ejemplo, válvulas de llenado y vaciado). Estas se pueden mostrar al operador para ayudarle en el control de la teleoperación o se pueden utilizar en un modo de control automático de adaptación de fuerzas y momentos, que ayuda a un teleoperador o se pueden utilizar en un modo de control autónomo supervisado.

Un sistema de este tipo es muy ventajoso, especialmente para sistemas basados en el espacio que necesitan control remoto. Los diversos componentes que componen el sistema de repostaje pueden reinstalarse en cualquier satélite adecuado para ser utilizado como vehículo espacial de mantenimiento **400** para repostaje. El vehículo

espacial de mantenimiento con el aparato de transferencia de propelente montado en el mismo podría ser transportado en un "vehículo nodriza" más grande y lanzado desde el mismo o almacenado en una estación espacial en órbita y lanzado desde la misma cuando sea necesario.

El sistema puede ser manejado bajo teleoperación por un operador situado a distancia, por ejemplo, situado en la Tierra, en el "vehículo nodriza" o en una estación espacial en órbita. Bajo control remoto puro por teleoperador, el mando y el control lo realiza el teleoperador, que puede emitir órdenes directamente al sistema de transferencia de propelente para abrir y cerrar las válvulas de fluido y de gas seleccionadas, basándose en la presión conocida del cliente y en la retroalimentación del caudalímetro.

Además, el satélite de mantenimiento **400** (figura 8) incluye un sistema de control informático **500** a bordo que puede estar interconectado con el sistema de control de flujo de propelente, mostrado en **560** en la figura 12, de modo que puede accionar todos los componentes que se abren y cierran durante las operaciones de transferencia de propelente en una secuencia seleccionada en función de qué modo de transferencia de propelente se ha seleccionado basándose en la presión en el depósito cliente **26**. Con la presencia del sistema de control informático **500** interconectado con el sistema de control de flujo de propelente, el proceso de transferencia de propelente puede ser controlado autónomamente por un supervisor de la misión local o puede incluir algunos niveles de autonomía supervisada de manera que además de estar bajo teleoperación pura puede haber una mezcla de teleoperación y autonomía supervisada.

El presente sistema también está configurado para un funcionamiento totalmente autónomo. Un sistema totalmente autónomo es un sistema que mide, y responde a su entorno externo; a menudo se persigue autonomía total en condiciones que requieren cambios muy sensibles en el estado del sistema a las condiciones externas o para condiciones que requieren una rápida toma de decisiones para controlar situaciones peligrosas. La implementación de la autonomía total suele ser costosa y a menudo no es capaz de manejar entornos imprevistos o muy inciertos. La autonomía supervisada, con operadores humanos capaces de iniciar estados autónomos en un sistema, proporciona las ventajas de un controlador local autónomo con capacidad de respuesta, con la flexibilidad proporcionada por teleoperadores humanos.

El procedimiento de reabastecimiento de propelente a un satélite cliente comprende las siguientes etapas. En primer lugar, el vehículo espacial de mantenimiento **400** es maniobrado a su posición y orientación con respecto al satélite cliente **401** bajo a) control informático, basado en retroalimentación de sensores de los sensores de a bordo que tienen salidas interconectadas con el sistema informático de a bordo en el vehículo espacial de mantenimiento, o bajo b) control por teleoperador mediante un operador ubicado a distancia del vehículo espacial de mantenimiento o c) bajo el control combinado de ordenador y teleoperador.

Una vez que el vehículo espacial de mantenimiento **400** y el satélite cliente **401** están en la posición y orientación relativas deseadas, el vehículo espacial de mantenimiento **400** captura de forma liberable el satélite cliente **401**. El proceso de captura puede implicar la captura directa, por ejemplo, mediante un dispositivo de captura de satélites, tal como el dado a conocer en la Patente US6,969,030, publicado el 29 de noviembre de 2005, patente que se incorpora en su totalidad a este documento por referencia. Alternativamente, el satélite cliente **401** puede ser capturado de forma liberable por un brazo robótico **430** dedicado (mostrado en el contorno discontinuo de la figura 8). O bien, un proceso de captura combinado puede incluir el uso tanto de un brazo robótico **430** como el del mecanismo mostrado en la Patente US6,969,030.

Una vez completada la captura, el brazo robótico **403** se despliega para agarrar de forma liberable una herramienta multifunción **440**, tal como la dada a conocer en la solicitud de Patente en tramitación con la presente US61/546,770, presentada el 12 de octubre de 2011, de Roberts et al. (publicación de Patente US2013/XXX), tras lo cual se ordena al brazo robótico **403** que utilice la herramienta **440** (véase la figura 12) para obtener acceso a las válvulas **402** del depósito de propelente en el satélite cliente **401** cortando a través de cualquier manta térmica y alambres de seguridad de la válvula o las válvulas de propelente **402**. Una vez completado esto, la herramienta multifunción **440** es liberada y recluida en su portaherramientas por el efector terminal del vehículo espacial de mantenimiento **400**, y el efector terminal del brazo robótico **403** agarra de forma liberable la herramienta de repostaje **50**. Se ordena entonces que la herramienta de repostaje **50** agarre de forma liberable la válvula de llenado/vaciado de apoyo **52** desde su soporte en el satélite **400** y se acopla con la válvula de llenado/vaciado **402** del depósito de propelente del satélite cliente.

La figura 9 muestra la válvula de vaciado/llenado **402** del satélite cliente, el accesorio de estanqueidad secundario **117**, la tuerca de accionamiento **131** de la válvula, las características de reacción de torsión **121** y la línea central **140** de la válvula cliente. La figura 10A muestra la válvula de llenado/vaciado de apoyo **52** con la característica roscada de estanqueidad secundaria **127**, la tuerca de accionamiento **132** de la válvula de llenado/vaciado de apoyo, la característica de reacción de torsión **129** de la válvula de llenado/vaciado de apoyo y el accesorio de estanqueidad **128** de la válvula de llenado/vaciado de apoyo.

La figura 10B muestra el accesorio de estanqueidad secundario de sustitución **134** con la característica roscada **137** del accesorio de estanqueidad, la característica de reacción de torsión **135** del accesorio de estanqueidad

secundario de sustitución y el accesorio **136** de estanqueidad. La **figura 11** muestra la válvula de llenado/vaciado de apoyo **52** acoplada con la válvula de vaciado/llenado **402** del satélite cliente una vez ha sido acoplada a la misma por la herramienta de repostaje **50**.

Después de que el depósito de propelente del satélite cliente se haya llenado con la cantidad deseada de propelente, si la válvula de llenado/vaciado **402** del satélite cliente se cierra con éxito (es decir, no tiene fugas), entonces la herramienta de repostaje **50** retira la válvula de llenado/vaciado de apoyo **52** y la herramienta de repostaje **50** agarra un segundo accesorio de estanqueidad **134** que luego se acopla a la válvula de llenado/vaciado **402**, que luego se abandona. Si, al comprobar la existencia de fugas en el sistema después de cerrar la válvula de llenado/vaciado **402**, se encuentra que la válvula **402** tiene fugas, entonces se cierra la válvula de llenado/vaciado de apoyo **52** y a continuación se deja acoplada a la válvula **402** y el accesorio de estanqueidad secundario **134** se acopla a la válvula de llenado/vaciado de apoyo **52** mediante la herramienta **50** y también se abandona.

Los termistores se utilizan para medir la temperatura de los equipos asociados en todos los subsistemas de transferencia de propelente y en el hardware de apoyo a los subsistemas. Los termistores se pueden incluir en el subsistema de repostaje como se indica a continuación.

1) En todos los depósitos, los termistores se utilizan para monitorizar la temperatura. Estos sensores de temperatura/termistores, junto con los transductores de alta presión, se utilizan para comprobar que los depósitos estén en un estado seguro. Los termistores y los transductores de alta presión, al estar interconectados con el sistema de control informático (analizado más adelante), también se utilizan para calcular la diferencia de presión entre los depósitos interconectados para predecir el caudal (y la dirección del flujo) entre ellos.

2) Para los depósitos de presurizante, los termistores, junto con los transductores de alta presión, se utilizan para determinar la cantidad de presurizante restante utilizando $P \cdot V = m \cdot R \cdot T$.

3) Para los depósitos de transferencia, estos se utilizan para determinar la densidad del propelente y el volumen del depósito en función de la temperatura. La masa de propelente transferida está dada por: $(\text{número_de_ciclos}) \cdot (\text{volumen_de_TT}) \cdot (\text{densidad_del_propelente})$.

4) Para los transductores de presión, los termistores se utilizan para corregir la medición de la presión en función de la temperatura.

5) Para los transductores del caudalímetro, los termistores se utilizan para corregir la medición del flujo en función de la temperatura. Los termistores también se utilizan para determinar la densidad de propelente en función de la temperatura. El caudalímetro mide el caudal volumétrico que, a continuación, se multiplica por la densidad del propelente para determinar el caudal másico. El sistema de control informático, analizado más adelante, está interconectado con todos los sensores y está programado con instrucciones para realizar los cálculos anteriores y monitorizar todas las partes del sistema.

El uso de la válvula de llenado/vaciado de apoyo **52** es muy ventajoso por diversas razones. Si la válvula de llenado/vaciado cliente no se puede cerrar correctamente (es decir, si tiene fugas), el propelente se fugaría del subsistema de propulsión cliente en cuanto se desconectara la herramienta de repostaje. Esta situación no es aceptable y el riesgo de que se produzca podría disuadir a los clientes potenciales de considerar el reabastecimiento de propelente de sus vehículos espaciales. Este riesgo se mitiga mediante el uso de la válvula de llenado/vaciado de apoyo **52**. El sistema se puede configurar de tal modo que la válvula de llenado/vaciado de apoyo **52** funcione también como una válvula de estrangulación. Si la válvula de llenado/vaciado de apoyo **52** está solo parcialmente abierta, entonces tiene una mayor resistencia al flujo y por lo tanto se puede utilizar para regular el caudal del propelente. Esto es útil para el procedimiento de transferencia directa, ya que de otro modo el caudal estaría determinado únicamente por la diferencia de presión entre el depósito de propelente cliente y el depósito de almacenamiento de propelente del vehículo espacial de mantenimiento. La válvula de llenado/vaciado de apoyo **52** proporciona estanqueidad secundaria de la trayectoria de flujo principal desde el depósito de almacenamiento **26** cliente hasta el vacío del espacio.

Haciendo referencia a continuación a las **figuras 8 y 12**, se muestra un sistema informático **500** de ejemplo que forma parte del sistema de reabastecimiento de propelente. El sistema incluye un sistema de control informático **525** configurado y programado para controlar el movimiento del brazo robótico **403** durante todo el procedimiento de acceso a la válvula de llenado/vaciado **402** del satélite cliente, la fijación de la válvula de llenado/vaciado de apoyo **52**, el acoplamiento de las mangueras de salida de propelente **32** o **34** a la válvula de llenado/vaciado de apoyo **52**, la transferencia de propelente a los depósitos **22** o **26**, el desacoplamiento de las mangueras **32** o **34** de la válvula de llenado/vaciado de apoyo **52**, el cierre estanco de la válvula **52** y el desacoplamiento del vehículo espacial de mantenimiento **400** del satélite cliente **401**.

Tal como se ha mencionado anteriormente, el sistema de control informático **525** está interconectado con el sistema de visión **550**, el sistema de control de flujo **560** del sistema de transferencia de propelente y el brazo robótico **403**. Está dispuesto el sistema de comunicación **410** mencionado anteriormente, que está interconectado con el brazo robótico **403** y configurado para permitir la operación remota (desde la Tierra **408** o desde cualquier otra ubicación adecuada) del sistema de visión (que puede incluir una o varias cámaras **550**), el brazo robótico **403** y el sistema de control de flujo **560**. Un sistema de este tipo es muy ventajoso particularmente para sistemas basados en el espacio

que necesitan control remoto. Al proporcionar un juego de puntas de herramienta en una caja de herramientas a los que puede acceder la herramienta multifunción **540** (**figura 12**) que están configuradas para ser activadas por una sola fuente motriz en la herramienta multifunción (no mostrada), de tal manera que no necesitan sus propias fuentes de energía, esto proporciona un enorme ahorro de peso, lo que es de primordial importancia en cada lanzamiento.

Algunos aspectos de la presente invención pueden realizarse, por lo menos en parte, en software. Es decir, las técnicas se pueden llevar a cabo en un sistema informático u otro sistema de procesamiento de datos en respuesta a su procesador, tal como un microprocesador, ejecutando secuencias de instrucciones contenidas en una memoria, tal como ROM, RAM volátil, memoria no volátil, memoria caché, discos magnéticos y ópticos o un dispositivo de almacenamiento remoto. Además, se pueden descargar las instrucciones en un dispositivo informático a través de una red de datos en forma de una versión compilada y enlazada. Alternativamente, la lógica para llevar a cabo los procesos, tal como se ha analizado anteriormente, se podría implementar en medios informáticos y/o legibles por máquina adicionales, tales como componentes de hardware discretos como circuitos integrados a gran escala (LSI), circuitos integrados de aplicación específica (ASIC) o software inalterable como memoria de solo lectura programable borrable eléctricamente (EEPROM).

La **figura 12** proporciona una implementación no limitativa, a modo de ejemplo, del sistema de control informático **525**, que forma parte del sistema de mando y control, que incluye uno o varios procesadores **530** (por ejemplo, una CPU/microprocesador), un bus **502**, una memoria **535**, que puede incluir una memoria de acceso aleatorio (RAM) y/o una memoria de solo lectura (ROM), uno o varios dispositivos de almacenamiento interno **540** (por ejemplo, una unidad de disco duro, una unidad de disco compacto o una memoria flash interna), una fuente de alimentación **545**, una o varias interfaces de comunicación **410** y varios dispositivos de entrada/salida y/o interfaces **555**.

Aunque en la **figura 12** solo se muestra uno de cada componente, se puede incluir cualquier número de cada componente en el sistema de control informático **525**. Por ejemplo, un ordenador suele contener varios medios de almacenamiento de datos diferentes. Además, aunque el bus **502** se representa como una única conexión entre todos los componentes, se apreciará que el bus **502** puede representar uno o varios circuitos, dispositivos o canales de comunicación que conectan dos o más de los componentes. Por ejemplo, en los ordenadores personales, el bus **502** a menudo incluye, o es una placa base.

En una realización, el sistema de control informático **525** puede ser, o incluir, un ordenador de propósito general o cualesquiera otros equivalentes de hardware configurado para operar en el espacio. El sistema de control informático **525** también se puede implementar como uno o varios dispositivos físicos que están acoplados al procesador **530** a través de uno o varios canales o interfaces de comunicación. Por ejemplo, el sistema de control informático **525** se puede implementar utilizando circuitos integrados de aplicación específica (ASIC). Alternativamente, el sistema de control informático **525** se puede implementar como una combinación de hardware y software, donde el software se carga en el procesador desde la memoria o a través de una conexión de red.

El sistema de control informático **525** se puede programar con un conjunto de instrucciones que, cuando se ejecutan en el procesador, hacen que el sistema realice uno o varios procedimientos descritos en la presente invención. El sistema de control informático **525** puede incluir muchos más o menos componentes que los mostrados.

Aunque algunas realizaciones se han descrito en el contexto de ordenadores y sistemas informáticos en pleno funcionamiento, los expertos en la materia apreciarán que varias realizaciones son capaces de ser distribuidas como un producto de programa en una variedad de formas y son capaces de ser aplicadas independientemente del tipo particular de máquina o medio legible por ordenador utilizado para efectuar realmente la distribución.

Se puede utilizar un medio legible por ordenador para almacenar software y datos que, cuando son ejecutados por un sistema de procesamiento de datos, hacen que el sistema realice diversos procedimientos. El software ejecutable y los datos se pueden almacenar en varios lugares, incluyendo, por ejemplo, ROM, RAM volátil, memoria no volátil y/o memoria caché. Partes de este software y/o datos pueden ser almacenados en cualquiera de estos dispositivos de almacenamiento. En general, un medio legible a máquina incluye cualquier mecanismo que proporcione (es decir, almacene y/o transmita) información en una forma accesible por una máquina (por ejemplo, un ordenador, un dispositivo de red, un asistente digital personal, una herramienta de fabricación, y cualquier dispositivo con un conjunto de uno o varios procesadores, etc.).

Los ejemplos de medios legibles por ordenador incluyen, de forma no limitativa, medios de tipo grabable y no grabable, tales como dispositivos de memoria volátil y no volátil, memoria de solo lectura (ROM), memoria de acceso aleatorio (RAM), dispositivos de memoria flash, disquetes y otros discos extraíbles, medios de almacenamiento en disco magnético, medios de almacenamiento óptico (por ejemplo, discos compactos (CD), discos versátiles digitales (DVD), etc.), entre otros. Las instrucciones se pueden realizar en enlaces de comunicación digital y analógica para señales eléctricas, ópticas, acústicas u otras clases de señales propagadas, tales como ondas portadoras, señales infrarrojas, señales digitales y similares.

El presente sistema es ventajoso con respecto al sistema dado a conocer por Scott Rotenberger, David SooHoo,

Gabriel Abraham, "Orbital Express Fluid Transfer Demonstration System in Sensors and Systems for Space Applications II", editado por Richard T. Howard, Pejmun Motaghedi, Proc. of SPIE Vol. 6958, 695808, (2008) por las siguientes razones. Rotenberger necesita llenar y presurizar un depósito de transferencia hasta un diferencial de 50 libras por pulgada cuadrada (psid) y realizar una purga no regulada hasta el llenado y la presión deseados del cliente ejecutando una serie de ciclos de "descarga y rellenado". Mediante este enfoque no regulado, hay una diferencia significativa entre la presión de transferencia inicial y la presión final cuando el ciclo de transferencia está a punto de completarse. En consecuencia, existe una gran diferencia entre el caudal inicial y el caudal final (es decir, un gran intervalo dinámico), lo que dificulta conseguir una medición precisa del caudal másico.

El presente sistema mantiene un depósito de almacenamiento virtual preferentemente a unos 20 bar (pero no está limitado a esta presión) y regula directamente el flujo de salida de propelente de modo que el caudal de transferencia sea seguro y la presión se incremente en el satélite cliente de forma continua, controlada y lenta. El sistema de transferencia de fluido dado a conocer en el presente documento conserva el presurizante de este modo y es posible regular el flujo para que sea el que se requiera en cualquier momento durante el procedimiento de transferencia de propelente. Un caudalímetro mide el caudal y esto puede ser utilizado directamente para la retroalimentación.

Además, las características de regulación del caudal incorporadas anteriormente evitan la necesidad de modificar características del sistema de propulsión cliente, tal como cambiar la configuración de la entrada del depósito cliente, como tuvieron que hacer Rotenberger et al.

Si bien el sistema dado a conocer en el presente documento se ha descrito como un sistema de transferencia de propelente remoto para reabastecer satélites en órbita una vez que el propelente se ha agotado o se ha agotado parcialmente, se entenderá que el presente sistema también se puede utilizar para transferir de forma segura propelente a satélites antes de su lanzamiento al espacio. En este contexto, no es necesario el contacto humano directo durante el procedimiento de repostaje, ya que todo el proceso puede ser controlado remotamente desde una distancia segura. En esta situación, el repostaje se realiza antes de cerrar de forma estanca las mantas térmicas y de cablear las válvulas con los distintos alambres de seguridad, por lo que éstos no tendrían que ser cortados en el escenario previo al lanzamiento.

Las realizaciones específicas descritas anteriormente se han mostrado a modo de ejemplo, y se debe comprender que estas realizaciones pueden ser susceptibles de diversas modificaciones y a formas alternativas que entran dentro del alcance de las reivindicaciones adjuntas.

REIVINDICACIONES

1. Sistema que se puede montar en un vehículo espacial de mantenimiento (400) para transferir fluido a un satélite cliente (401), incluyendo el satélite cliente (401) por lo menos un depósito de almacenamiento (26) que tiene por lo menos un primer acoplamiento de transferencia de fluido, que comprende:

a) un sistema de almacenamiento y enrutamiento de fluido para almacenar y enrutar fluido desde dicho vehículo espacial de mantenimiento (400) al, por lo menos, un depósito de almacenamiento (26) en el satélite cliente (401), incluyendo dicho sistema de almacenamiento y enrutamiento

por lo menos un depósito de gas presurizado que contiene un gas presurizado, por lo menos un depósito de almacenamiento de fluido y un acoplamiento de transferencia de fluido asociado, una trayectoria de flujo que incluye una primera y una segunda trayectorias de flujo que conectan dicho por lo menos un depósito de almacenamiento de fluido, dicho por lo menos un depósito de gas presurizado y dicho acoplamiento de transferencia de fluido asociado; **caracterizado por que** dicho sistema incluye por lo menos un depósito de transferencia (42a) en la segunda trayectoria de flujo que está en comunicación de fluido con dicho por lo menos un depósito de almacenamiento de fluido y dicho por lo menos un depósito de gas presurizado, comprendiendo el por lo menos un depósito de transferencia (42a) un volumen de gas (46) separado y aislado de un volumen de fluido (48) por un diafragma o un pistón (49); y

b) un sistema de control de flujo configurado para

detectar y ajustar la presión y el caudal de dichos gas y fluido a través de dichas primera y segunda trayectorias de flujo,

detectar la presión en el por lo menos un depósito de almacenamiento (26) en el satélite cliente (401) una vez que dicho acoplamiento de transferencia de fluido asociado está acoplado al acoplamiento de transferencia de fluido en el satélite cliente (401), transferir selectivamente fluido desde dicho depósito de almacenamiento de fluido, utilizando gas presurizado de dicho depósito de gas presurizado, a dicho por lo menos un depósito de almacenamiento (26) en el satélite cliente (401)

a través de dicha primera trayectoria de flujo a una presión menor o igual a la presión del por lo menos un depósito de gas presurizado,

o a través de dicha segunda trayectoria de flujo a una presión mayor que la presión del por lo menos un depósito de gas presurizado, mediante las etapas de transferir una cantidad deseada de fluido desde el por lo menos un depósito de almacenamiento (36) al volumen de fluido (48) del por lo menos un depósito de transferencia (42a) mediante descargar al espacio presurizante del volumen de gas (46) de dicho por lo menos un depósito de transferencia (42a) para producir un gradiente de presión entre dicho por lo menos un depósito de almacenamiento (36) de fluido y dicho volumen de fluido (48), y

transferir el fluido desde el volumen de fluido (48) al depósito de almacenamiento (26) en el satélite cliente creando un gradiente de presión inducido por la presurización del volumen de gas (46) con gas de dicho por lo menos un depósito de gas presurizado (44).

2. Sistema, según la reivindicación 1, que comprende, además, un sistema de mando y control interconectado con dicho sistema de control de flujo, estando configurado dicho sistema de mando y control para regular la presión y el caudal de fluido entre dicho por lo menos un depósito de almacenamiento de fluido y el por lo menos un depósito de almacenamiento (26) en el satélite cliente (401), basándose en una presión detectada del por lo menos un depósito de almacenamiento (26) en el satélite cliente (401).

3. Sistema, según la reivindicación 2, que comprende, además, un sistema de comunicación (410) configurado para proporcionar comunicación entre dicho sistema de mando y control y un operador remoto para control remoto por teleoperador, control autónomo supervisado o control totalmente autónomo de las operaciones de transferencia de fluido entre el vehículo espacial de mantenimiento (400) y el satélite cliente (401).

4. Sistema, según la reivindicación 3, que comprende, además, un sistema de visión (550) montado y configurado para proporcionar imágenes en tiempo real de todas las operaciones de transferencia de fluido, estando conectado dicho sistema de visión (550) a dicho sistema de comunicación (410) para transmitir dichas imágenes a un teleoperador durante la teleoperación.

5. Sistema, según la reivindicación 3, que comprende, además, un sistema de visión (550) montado y configurado para proporcionar imágenes en tiempo real de todas las operaciones de transferencia de fluido, estando conectado dicho sistema de visión (550) a dicho sistema de comunicación (410) para transmitir dichas imágenes y estando configurado para ser utilizado en un sistema de control autónomo.

6. Vehículo espacial de mantenimiento (400) que tiene montado en el mismo el sistema para transferir fluido a un satélite cliente (401), según la reivindicación 1.

7. Vehículo espacial de mantenimiento (400), según la reivindicación 6, que comprende, además, medios de mando y control interconectados con dicho sistema de control de flujo, estando configurados dichos medios para el sistema de mando y control para regular la presión y el caudal de fluido entre dicho por lo menos un depósito de almacenamiento de fluido y el por lo menos un depósito de almacenamiento (26) en el satélite cliente (401), basándose en una presión detectada del por lo menos un depósito de almacenamiento (26) en el satélite cliente (401).
8. Vehículo espacial de mantenimiento (400), según la reivindicación 7, que comprende, además, un medio de comunicación para proporcionar comunicación entre dichos medios de mando y control y un operador remoto para el control remoto por teleoperador, o una mezcla de control por teleoperador y control autónomo supervisado, o control totalmente autónomo de las operaciones de transferencia de fluido entre el vehículo espacial de mantenimiento y el satélite cliente (401).
9. Vehículo espacial de mantenimiento (400), según la reivindicación 6, 7 u 8, que comprende, además, medios para visualizar todas las operaciones de transferencia de fluido y está conectado a dicho sistema de comunicación (410) para transmitir imágenes a un teleoperador durante la teleoperación.
10. Vehículo espacial de mantenimiento (400), según la reivindicación 9, en el que dichos medios de visualización incluyen una o varias cámaras ópticas montadas en uno o varios campos de visión que abarcan una zona en la que es visible la transferencia de fluido desde el vehículo espacial de mantenimiento (400) al satélite cliente (401).
11. Vehículo espacial de mantenimiento (400) que tiene montado en el mismo el sistema para transferir fluido a un satélite cliente (401), según la reivindicación 1, que comprende un sistema de transferencia de propelente para transferir propelente entre el vehículo espacial de mantenimiento (400) y el satélite cliente (401), teniendo el satélite cliente (401) un depósito de propelente del satélite cliente y una válvula de llenado/vaciado del depósito de propelente, que comprende
 - a) uno o varios subsistemas de transferencia de propelente, cada uno de los cuales incluye por lo menos uno de dicho sistema de almacenamiento y enrutamiento de fluido, en el que cada uno de dichos uno o varios subsistemas de transferencia de propelente está asociado con uno de dichos sistemas de control de flujo;
 - b) un sistema de mando y control interconectado con el sistema de control de flujo asociado con cada uno de dichos uno o varios subsistemas de transferencia de propelente para controlar todas las operaciones que implican la transferencia de propelente desde dicho vehículo espacial de mantenimiento (400) a dicho satélite cliente (401); y
 - c) un sistema de comunicación configurado para proporcionar comunicación entre dicho sistema de mando y control y un operador remoto para el control remoto por teleoperador, o una mezcla de control por teleoperador y control autónomo supervisado, o un control totalmente autónomo de las operaciones de transferencia de propelente entre el vehículo espacial de mantenimiento (400) y el satélite cliente (401).
12. Vehículo espacial de mantenimiento (400), según la reivindicación 11, en el que dicho sistema de mando y control incluye un sistema de control informático montado en el vehículo espacial de mantenimiento interconectado con el sistema de control de flujo de cada uno de dichos uno o varios subsistemas de transferencia de propelente, estando configurado dicho sistema de control informático, y programado con instrucciones, para regular la presión y el caudal de propelente entre cada subsistema de transferencia de propelente y el depósito de propelente del satélite cliente (401), basándose en una presión detectada del depósito de propelente del satélite cliente (401).
13. Vehículo espacial de mantenimiento (400), según la reivindicación 11 o 12, en el que dicho sistema de control de flujo está configurado para la transferencia bidireccional de propelente entre dicho vehículo espacial de mantenimiento (400) y dicho satélite cliente (401).
14. Vehículo espacial de mantenimiento (400), según la reivindicación 11, 12 o 13, que incluye una válvula de llenado/vaciado de apoyo configurada para ser acoplada a dicha válvula de llenado/vaciado de propelente ubicada en un satélite cliente (401).
15. Vehículo espacial de mantenimiento (400), según la reivindicación 11, 11, 13 o 14, en el que dicho sistema de control de flujo incluye una pluralidad de válvulas, detectores de fuga, sensores de presión, reguladores de presión del gas, sensores de temperatura, sensores y medidores del flujo interconectados con dicho sistema de control informático y ubicados en lugares estratégicos en dicho sistema de transferencia de propelente.
16. Vehículo espacial de mantenimiento (400), según la reivindicación 11, 12, 13, 14 o 15, en el que dicho sistema de control de flujo está configurado para monitorizar la presión durante períodos de tiempo en dicho sistema de tuberías de enrutamiento.
17. Vehículo espacial de mantenimiento (400), según la reivindicación 16, en el que los períodos de tiempo incluyen

periodos de tiempo tanto antes como después de la apertura de la válvula de llenado/vaciado del satélite cliente (401), y antes y después de transferir propelente al satélite cliente (401).

18. Vehículo espacial de mantenimiento (400), según cualquiera de las reivindicaciones 11 a 17, en el que dicho sistema de mando y control está programado con instrucciones tales que, al detectar una presión en el depósito de propelente del satélite cliente (401) que es inferior a la del depósito de almacenamiento de propelente del vehículo espacial de mantenimiento (400), ordena a dicho por lo menos un sistema de transferencia de propelente que proporcione una presión y un caudal regulados de gas presurizado entre dicho por lo menos un depósito de gas presurizado y dicho por lo menos un depósito de almacenamiento de propelente, transfiriendo de este modo propelente entre dicho por lo menos un depósito de almacenamiento de propelente y dicha salida de propelente.

19. Vehículo espacial de mantenimiento (400), según cualquiera de las reivindicaciones 11 a 17, en el que dicho por lo menos un subsistema de propelente incluye, además, por lo menos uno de dicho depósito de transferencia de propelente en comunicación de flujo con dicho por lo menos un depósito de almacenamiento de propelente, dicho depósito de gas presurizado y dicha una salida de propelente a través de un sistema de tuberías de enrutamiento, y en el que dicho por lo menos un depósito de transferencia incluye volúmenes separados de gas y de fluido que son variables y suman un volumen total disponible de un interior del por lo menos un depósito de transferencia, estando configurado dicho sistema de tuberías de enrutamiento de tal manera que dicho volumen de gas

está en comunicación de flujo con dicho por lo menos un depósito de gas presurizado y dicho por lo menos un depósito de almacenamiento de propelente, y puede ser descargado al espacio, y en el que dicho volumen de fluido está en comunicación de flujo con dicho por lo menos un depósito de almacenamiento de propelente y dicha salida de propelente.

20. Vehículo espacial de mantenimiento (400), según la reivindicación 19, en el que dicho sistema de mando y control está programado con instrucciones tales que, al detectar una presión en el depósito de propelente del satélite cliente (401) que es mayor que la del depósito de almacenamiento de propelente del vehículo espacial de mantenimiento (400) hasta un punto de consigna para los reguladores de presión en un sistema de tuberías de la sección de alta presión asociado con dicho por lo menos un depósito de gas presurizado, ordena a dicho por lo menos un sistema de transferencia de propelente que proporcione una presión y un caudal regulados a través de dicho por lo menos un subsistema de propelente desde dicho por lo menos un depósito de almacenamiento hasta dicho volumen de fluido de dicho por lo menos un depósito de transferencia de propelente, facilitado al ordenar al sistema de control de flujo que descargue dicho volumen de gas de dicho depósito de transferencia al espacio y abra una trayectoria de flujo entre dicho por lo menos un depósito de almacenamiento de propelente y dicho volumen de fluido y, después de que se haya transferido una cantidad deseada de propelente a dicho volumen de fluido, ordenar a dicho sistema de control de flujo que deje de descargar dicho volumen de gas al espacio y que cierre dicha trayectoria de flujo, y a partir de entonces ordena al sistema de control de flujo que presurice el volumen de gas y que abra una trayectoria de flujo desde dicho volumen de fluido a dicha salida de propelente, de este modo propelente de dicho volumen de fluido a dicha salida de propelente y al depósito de almacenamiento (26) del satélite cliente (401).

21. Sistema de transferencia de propelente, según cualquiera de las reivindicaciones 11 a 20, en el que dicho por lo menos un subsistema de propelente incluye un primer y un segundo subsistemas de propelente, estando configurados dichos primer y segundo subsistemas de propelente para transferir bipropelente a satélites cliente (401) configurados para propulsión con bipropelente, en el que dicho primer subsistema de propelente almacena combustible, y en el que dicho segundo subsistema de propelente almacena oxidante.

22. Vehículo espacial de mantenimiento (400), según cualquiera de las reivindicaciones 11 a 20, en el que dicho por lo menos un subsistema de propelente incluye un primer, segundo y tercer subsistemas de propelente, estando configurados dichos primer y segundo subsistemas de propelente para transferir bipropelente a satélites cliente (401) configurados para propulsión con bipropelente, y estando configurado dicho tercer subsistema de propelente para transferir monopropelente a satélites cliente (401) configurados para propulsión con monopropelente.

23. Vehículo espacial de mantenimiento (400), según cualquiera de las reivindicaciones 11 a 20, en el que dicho por lo menos un subsistema de transferencia de propelente está conectado, a través de dicho sistema de tuberías de enrutamiento, con por lo menos una interfaz de propulsión para suministrar propelente al sistema de propulsión del vehículo espacial de mantenimiento (400).

24. Vehículo espacial de mantenimiento (400), según cualquiera de las reivindicaciones 11 a 20, en el que dicho por lo menos un sistema de transferencia de propelente sirve para transferir bipropelente y/o monopropelente entre el vehículo espacial de mantenimiento (400) y el depósito de propelente de satélites cliente (401) configurados para propulsión con bipropelente y/o monopropelente respectivamente, estando asociada dicha válvula de llenado/vaciado con cada depósito de propelente para acceder al depósito de almacenamiento de propelente, comprendiendo el por lo menos un sistema de transferencia de propelente:

un primer, segundo y tercer subsistemas de transferencia de propelente, en el que dicho control de las operaciones de transferencia de propelente se realiza entre dicho primer, segundo y tercer subsistemas de transferencia de propelente y dichos depósitos de propelente del satélite cliente (401) y los depósitos de propelente asociados en el satélite cliente (401).

25. Vehículo espacial de mantenimiento (400), según la reivindicación 24, en el que el propelente de dicho depósito de almacenamiento en dicho primer subsistema de transferencia de propelente es combustible, en el que el propelente contenido en dicho depósito de almacenamiento en dicho segundo subsistema de transferencia de propelente es oxidante, en el que el combustible y el oxidante forman un bipropelente para un satélite configurado para propulsión con bipropelente, en el que el satélite configurado para propulsión con bipropelente tiene un primer depósito de almacenamiento de propelente para contener combustible y un segundo depósito de almacenamiento de propelente para contener oxidante, en el que el primer y el segundo subsistemas de transferencia de propelente están configurados para acoplarse con las válvulas de llenado/vaciado del primer y el segundo depósitos de almacenamiento de propelente, respectivamente, y en el que el propelente contenido en dicho depósito de almacenamiento en dicho tercer subsistema de transferencia de propelente es un monopropelente para repostar satélites configurados para propulsión con monopropelente, en el que el satélite configurado para propulsión con monopropelente tiene un depósito de almacenamiento de monopropelente, y en el que el tercer subsistema de transferencia de propelente está configurado para acoplarse con la válvula de llenado/vaciado del depósito de almacenamiento de monopropelente.

26. Procedimiento para repostar un satélite cliente (401), que comprende:

a) maniobrar un vehículo espacial de mantenimiento (400) hasta acercarse a un satélite cliente (401) en una posición y orientación adecuadas para acoplar, de forma liberable, el satélite cliente (401) al vehículo espacial de mantenimiento (400), acoplando, de forma liberable, el satélite cliente (401) al satélite (400) de mantenimiento; comprendiendo el procedimiento:

b) desplegar, y controlar, un brazo robótico (403) montado en el vehículo espacial de mantenimiento (400) para agarrar, de forma liberable, una herramienta multifunción, ordenando al brazo robótico (403) que manipule la herramienta multifunción (540) para acceder a una válvula de llenado/vaciado (402) en el satélite cliente (401) en comunicación de flujo con un depósito de almacenamiento en el satélite cliente (401);

c) ordenar al brazo robótico (403) que recluya la herramienta multifunción (540) y agarre, de forma liberable, una herramienta de repostaje (50), ordenando al brazo robótico (403) que manipule la herramienta de repostaje para agarrar, de forma liberable, una manguera de salida de propelente conectada a un sistema (10) de transferencia de propelente y la acople a la válvula de llenado/vaciado (402);

e) abrir la válvula de llenado/vaciado (402) y medir la presión en el depósito de almacenamiento del satélite cliente (401) y, basándose en la presión medida, configurar un sistema de control de flujo (560) montado en el satélite (400) de mantenimiento para transferir propelente en condiciones de presión y caudal regulados adecuados a la presión medida; en el que

f) si la presión en el depósito de almacenamiento del satélite cliente (401) es menor que la presión en un depósito de almacenamiento de propelente en el vehículo espacial de mantenimiento (400), ordenar al sistema de control de flujo (560) que transfiera propelente desde el depósito de almacenamiento de propelente en el vehículo espacial de mantenimiento (400) directamente a través de un sistema de tuberías a la manguera de propelente al depósito de almacenamiento en el satélite cliente (401) debido a un simple gradiente de presión desde el depósito de almacenamiento de propelente en el vehículo espacial de mantenimiento (400) utilizando gas presurizado de por lo menos un depósito de gas presurizado (44) en un modo de transferencia directa; o

si la presión en el depósito de almacenamiento del satélite cliente (401) es mayor que la presión en el depósito de almacenamiento de propelente en el vehículo espacial de mantenimiento (400), ordenar al sistema de control de flujo (560) que transfiera propelente desde el depósito de almacenamiento de propelente en el vehículo espacial de mantenimiento (400) a través del sistema de tuberías a la manguera de propelente al depósito de almacenamiento en el satélite cliente (401) en un modo de depósito de transferencia/bomba en el que el propelente se transfiere primero desde el depósito de almacenamiento de propelente del vehículo espacial de mantenimiento (400) a un volumen de fluido (48) de un depósito de transferencia (42a) en el sistema (10) de transferencia de propelente descargando al espacio presurizante de un volumen de gas (46) del depósito de transferencia (42a), estando el volumen de gas (46) separado y aislado del volumen de fluido (48) por un diafragma o un pistón (49), producir un gradiente de presión entre el depósito de almacenamiento de propelente en el vehículo espacial de mantenimiento (400) y el volumen de fluido (48) y luego desde el volumen de fluido (48) del depósito de transferencia (42a) al depósito de almacenamiento del satélite cliente (401) mediante la creación de un gradiente de presión inducido por la presurización del volumen de gas (46) del depósito de transferencia (42a) con gas presurizado procedente del por lo menos un depósito de gas presurizado (44);

g) una vez se haya transferido la cantidad deseada de propelente al satélite cliente (401), ordenar al brazo robótico que manipule la herramienta de repostaje (50) para cerrar la válvula de llenado/vaciado (402);

h) desacoplar la manguera de propelente de la válvula de llenado/vaciado (402) y recluirla; y

i) recluir el brazo robótico (403) y desacoplar el vehículo espacial de mantenimiento del satélite cliente (401).

27. Procedimiento, según la reivindicación 26, en el que en la etapa c), antes de ordenar al brazo robótico (403) que

acople la manguera de propelente a la válvula de llenado/vaciado (402), se ordena al brazo robótico (403) que manipule la herramienta de repostaje (50) para agarrar, de forma liberable, una válvula de llenado/vaciado de apoyo (52) y acople la válvula de llenado/vaciado de apoyo (52) a la válvula de llenado/vaciado del vehículo espacial de mantenimiento (400), y luego se ordena al brazo robótico (403) que manipule la herramienta de repostaje (50) para agarrar, de manera liberable, la manguera de propelente y la acople a la válvula de llenado/vaciado de apoyo (52) y abra tanto la válvula de llenado/vaciado como la válvula de llenado/vaciado de apoyo.

28. Procedimiento, según la reivindicación 27, que incluye la monitorización de la presión durante períodos de tiempo en el sistema de tuberías, después de que la válvula de llenado/vaciado (402) y la válvula de llenado/vaciado de apoyo (52) se abran para detectar fugas.

29. Procedimiento, según la reivindicación 28, en el que los períodos de tiempo incluyen períodos de tiempo tanto antes como después de transferir propelente al satélite cliente (401).

30. Procedimiento, según cualquiera de las reivindicaciones 26 a 29, en el que en la etapa e) de medir la presión del depósito de almacenamiento (26) de propelente del satélite cliente (401), si la presión es inferior a la del depósito de almacenamiento del vehículo espacial de mantenimiento (400), la etapa de configurar un sistema de control de flujo montado en el vehículo espacial de mantenimiento (400) para dispensar propelente en condiciones reguladas de presión y caudal adecuadas para la presión medida incluye proporcionar una primera trayectoria de flujo y proporcionar un flujo regulado de

- i) gas presurizado entre el por lo menos un depósito de gas presurizado y por lo menos uno de dicho depósito de almacenamiento de propelente en el vehículo espacial de mantenimiento (400), y
- ii) propelente entre dicho por lo menos un depósito de almacenamiento de propelente en el vehículo espacial de mantenimiento (400) y dicha manguera de salida de propelente.

31. Procedimiento, según cualquiera de las reivindicaciones 26 a 29, en el que en la etapa e) de medir la presión del depósito de almacenamiento de propelente cliente, si la presión es superior a la del depósito de almacenamiento de propelente del vehículo espacial de mantenimiento (400) hasta un punto de consigna para los reguladores de presión en un sistema de tuberías de la sección de alta presión asociada con dicho por lo menos un depósito de gas presurizado, la etapa de configurar el sistema de control de flujo montado en el vehículo espacial de mantenimiento (400) para dispensar propelente en condiciones de presión y caudal regulados adecuadas a la presión medida incluye proporcionar una segunda trayectoria de flujo y proporcionar un flujo regulado de propelente desde por lo menos uno de dicho depósito de almacenamiento del vehículo espacial de mantenimiento (400) al volumen de fluido de por lo menos uno de dicho depósito de transferencia facilitado por la descarga del volumen de gas de dicho por lo menos un depósito de transferencia al espacio y la apertura de una trayectoria de flujo entre dicho por lo menos un depósito de almacenamiento de propelente del vehículo espacial de mantenimiento (400) y dicho volumen de fluido, y después de que se haya transferido la cantidad deseada de propelente a dicho volumen de fluido dejar entonces de descargar dicho volumen de gas al espacio y a partir de entonces presurizar el volumen de gas y abrir una trayectoria de flujo desde dicho volumen de fluido a dicha manguera de salida de propelente, forzando de este modo el flujo de propelente desde dicho volumen de fluido hacia dicha salida de propelente y al depósito de almacenamiento del satélite cliente (401).

32. Procedimiento, según cualquiera de las reivindicaciones 26 a 31, en el que la etapa g) incluye, además, las etapas de ordenar al brazo robótico (403) que manipule la herramienta de repostaje (50) para desacoplar la válvula de llenado/vaciado de apoyo de la válvula de llenado/vaciado del satélite cliente (401) y recluirla, y ordenar al brazo robótico (403) que manipule la herramienta de repostaje (50) para agarrar, de forma liberable, un accesorio de estanqueidad secundario de sustitución y acoplarlo a la válvula de llenado/vaciado del satélite cliente (401).

33. Procedimiento, según cualquiera de las reivindicaciones 26 a 31, en el que la etapa g) incluye, además, las etapas de ordenar al brazo robótico (403) que manipule la herramienta de repostaje (50) para que agarre, de forma liberable, un accesorio de estanqueidad secundario de sustitución y lo acople a la válvula de llenado/vaciado de apoyo, dejando de este modo la válvula de llenado/vaciado de apoyo aún acoplada a la válvula de llenado/vaciado del satélite cliente (401).

34. Procedimiento, según cualquiera de las reivindicaciones 26 a 33, en el que dicho satélite cliente (401) utiliza un monopropelente, y en el que el monopropelente se transfiere desde dicho vehículo espacial de mantenimiento (400) a dicho satélite cliente (401).

35. Procedimiento, según cualquiera de las reivindicaciones 26 a 33, en el que dicho satélite cliente (401) utiliza un bipropelente que incluye un combustible y un oxidante, y en el que las etapas b), c), d), e), f), g) y h) se llevan a cabo primero para transferir combustible a un depósito de propelente combustible asociado en el satélite cliente (401), y posteriormente se repiten las etapas b), c), d), e), f), g) y h) para transferir el oxidante a un depósito de propelente oxidante asociado en el satélite cliente (401).

36. Procedimiento, según cualquiera de las reivindicaciones 26 a 35, en el que dichas órdenes se emiten a través de

un sistema de comunicación (**410**) configurado para proporcionar comunicación entre dicho sistema de mando y control y un operador remoto para control remoto de teleoperación, control autónomo supervisado o control totalmente autónomo de las operaciones de transferencia de propelente entre el vehículo espacial de mantenimiento (**400**) y el satélite cliente (**401**).

5

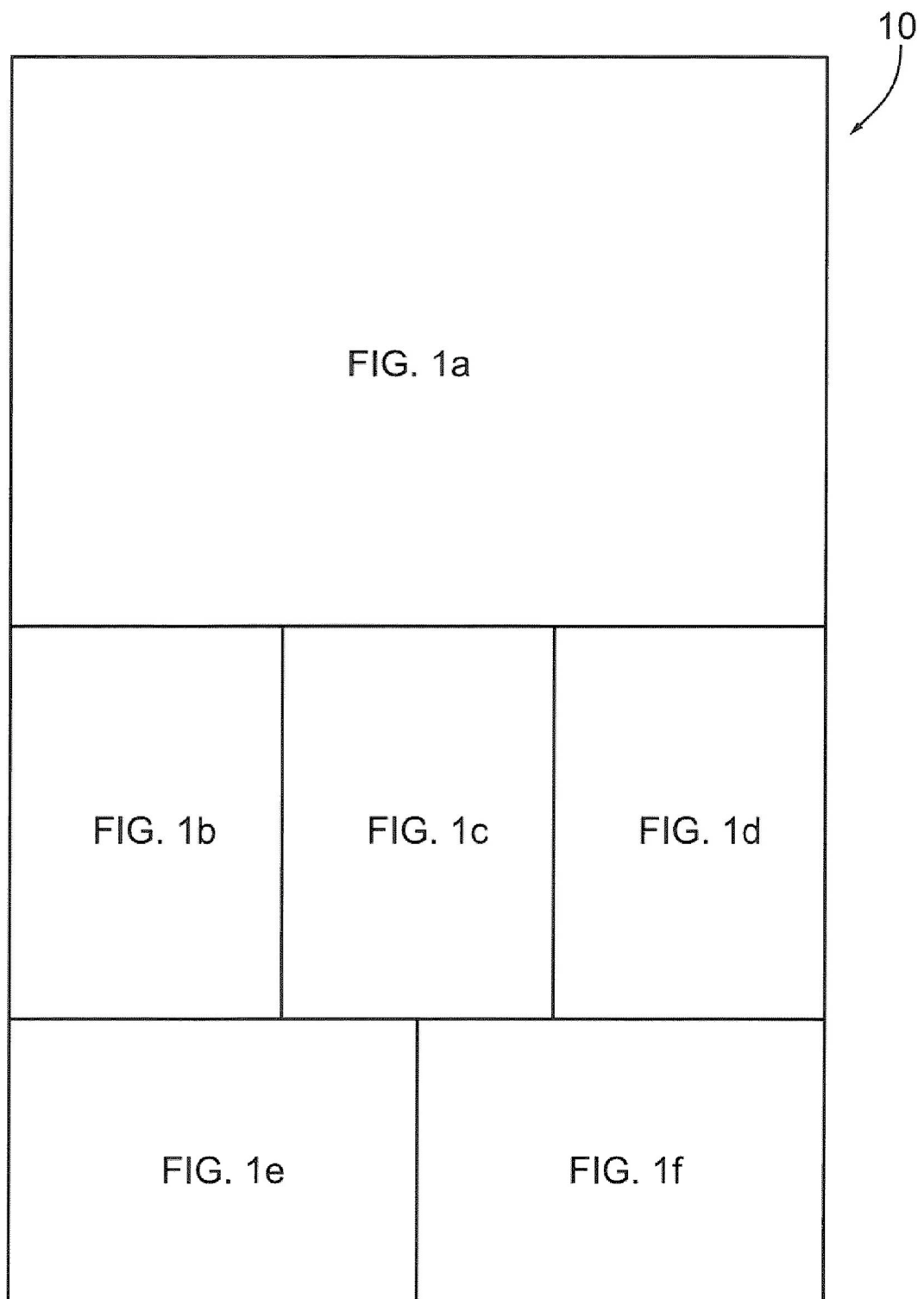


FIG. 1

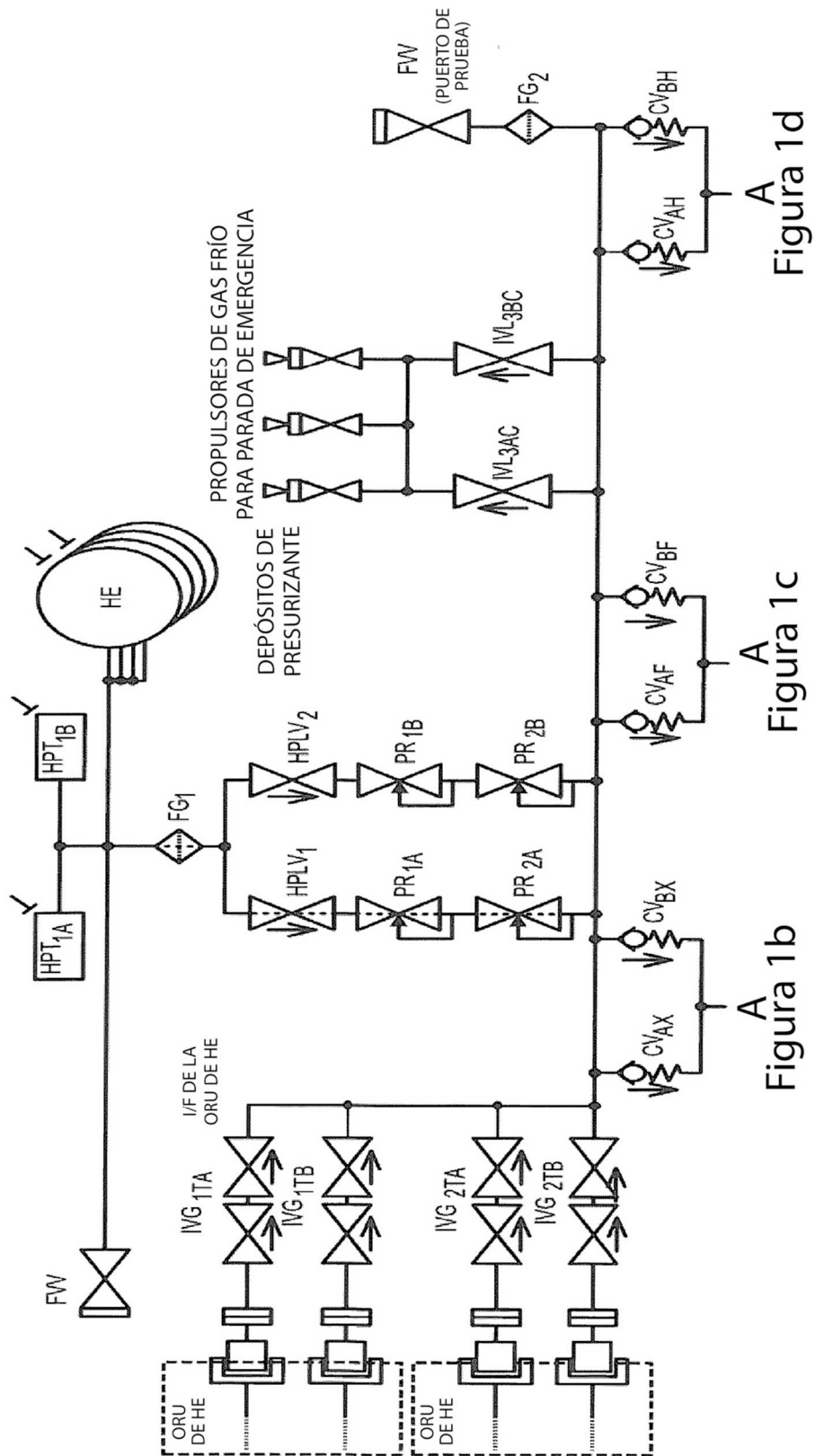


FIG. 1a

FIG. 1b

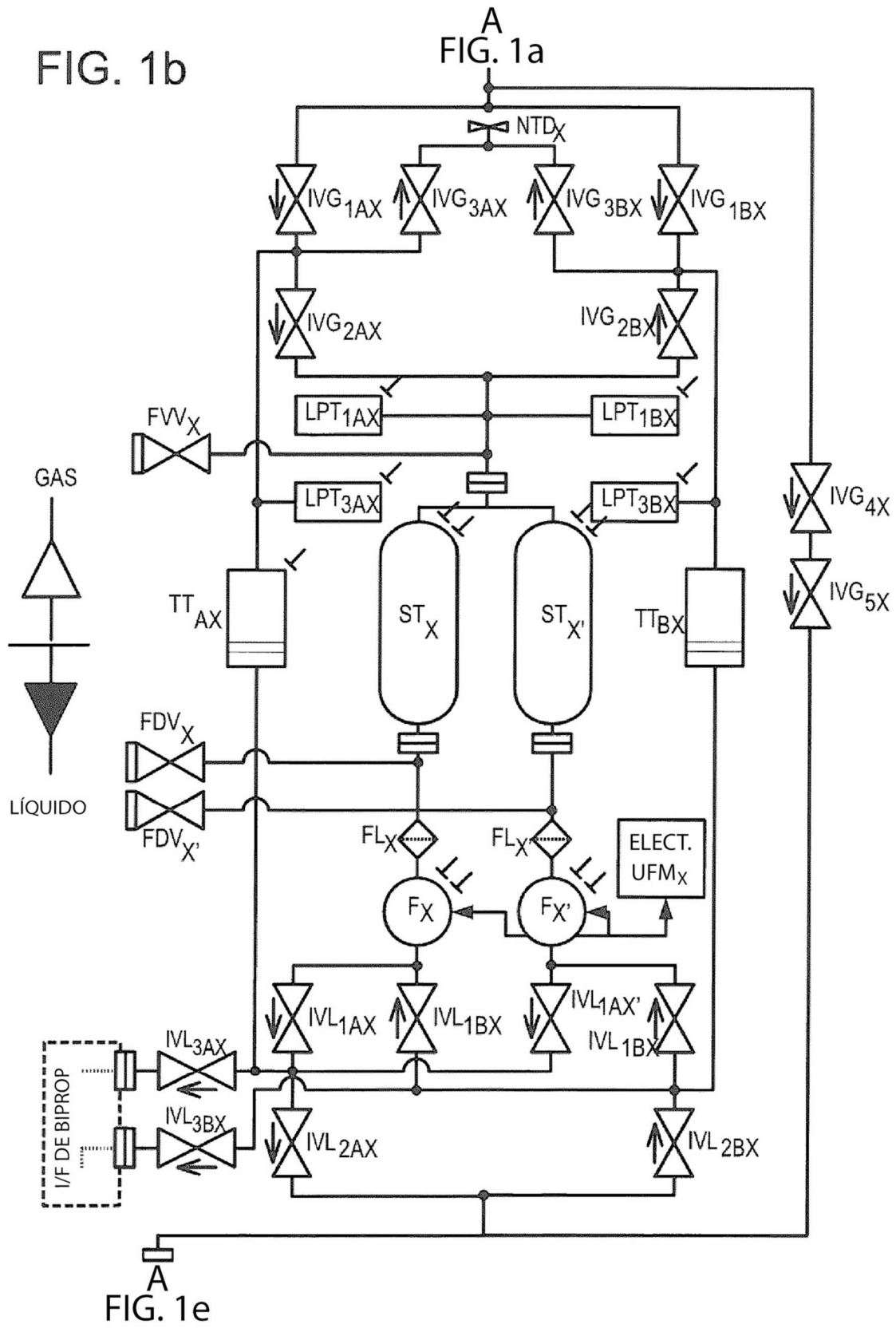
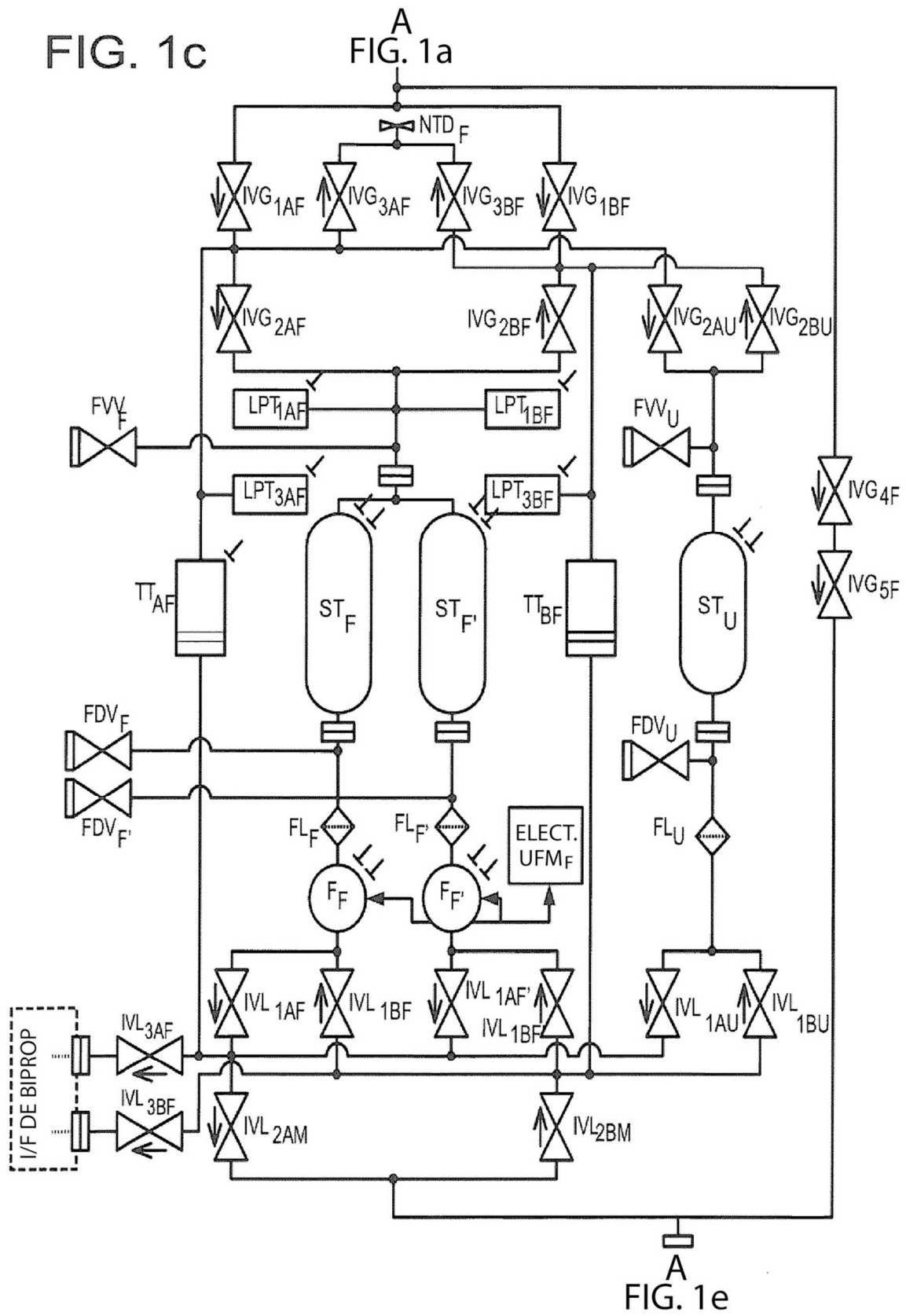
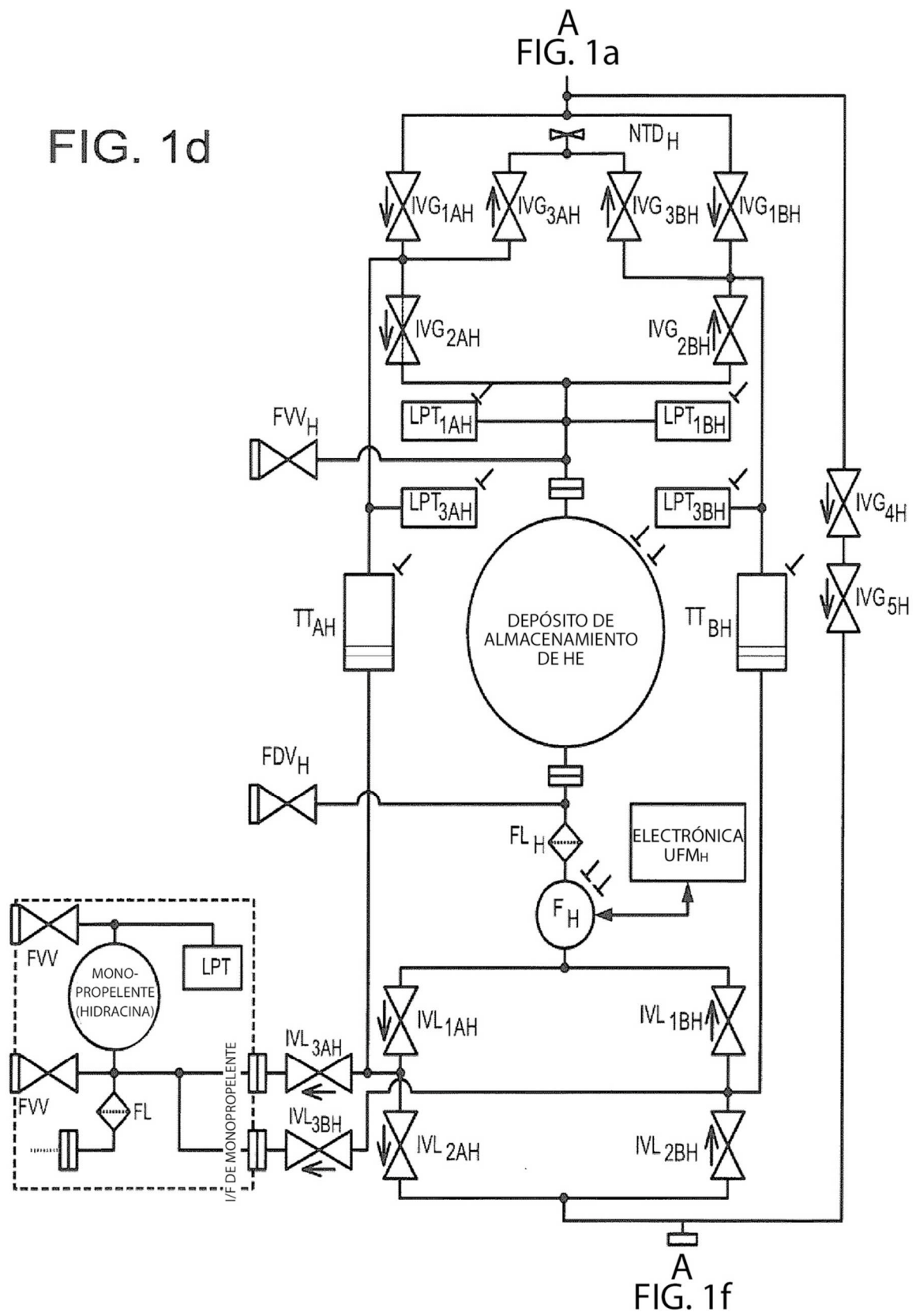


FIG. 1c





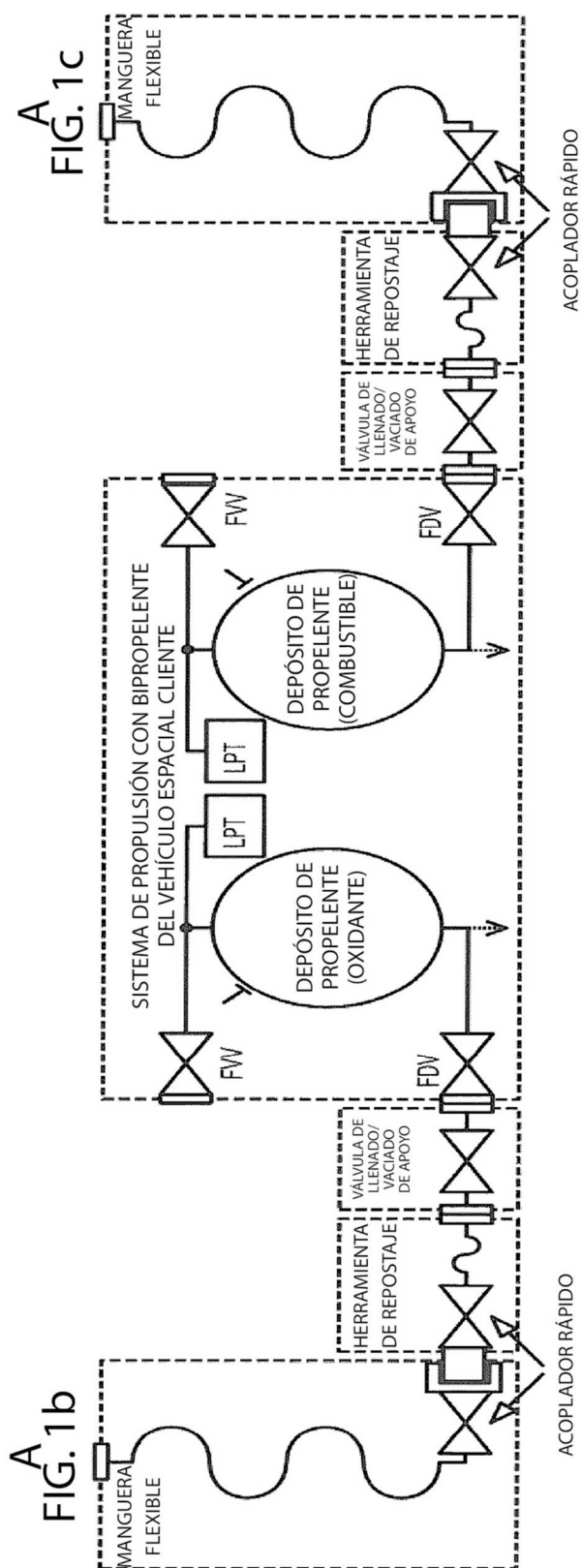


FIG. 1e

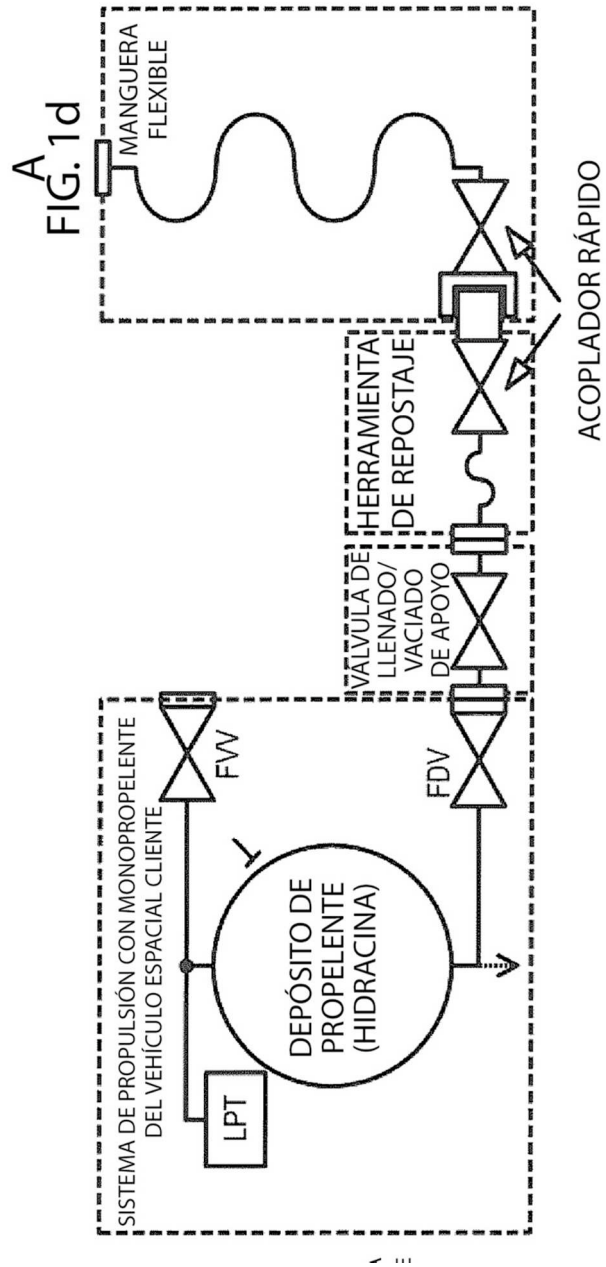
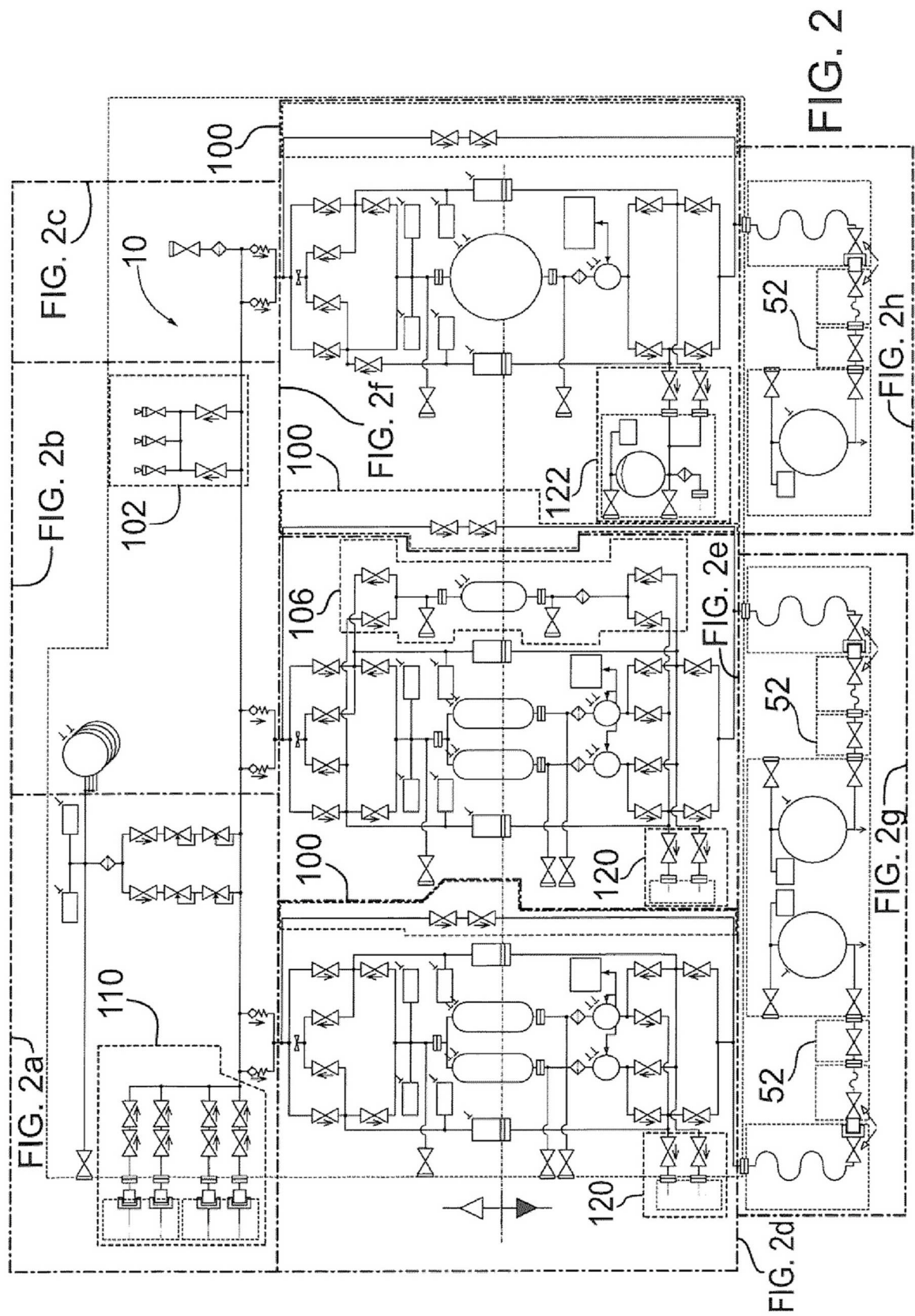


FIG. 1f



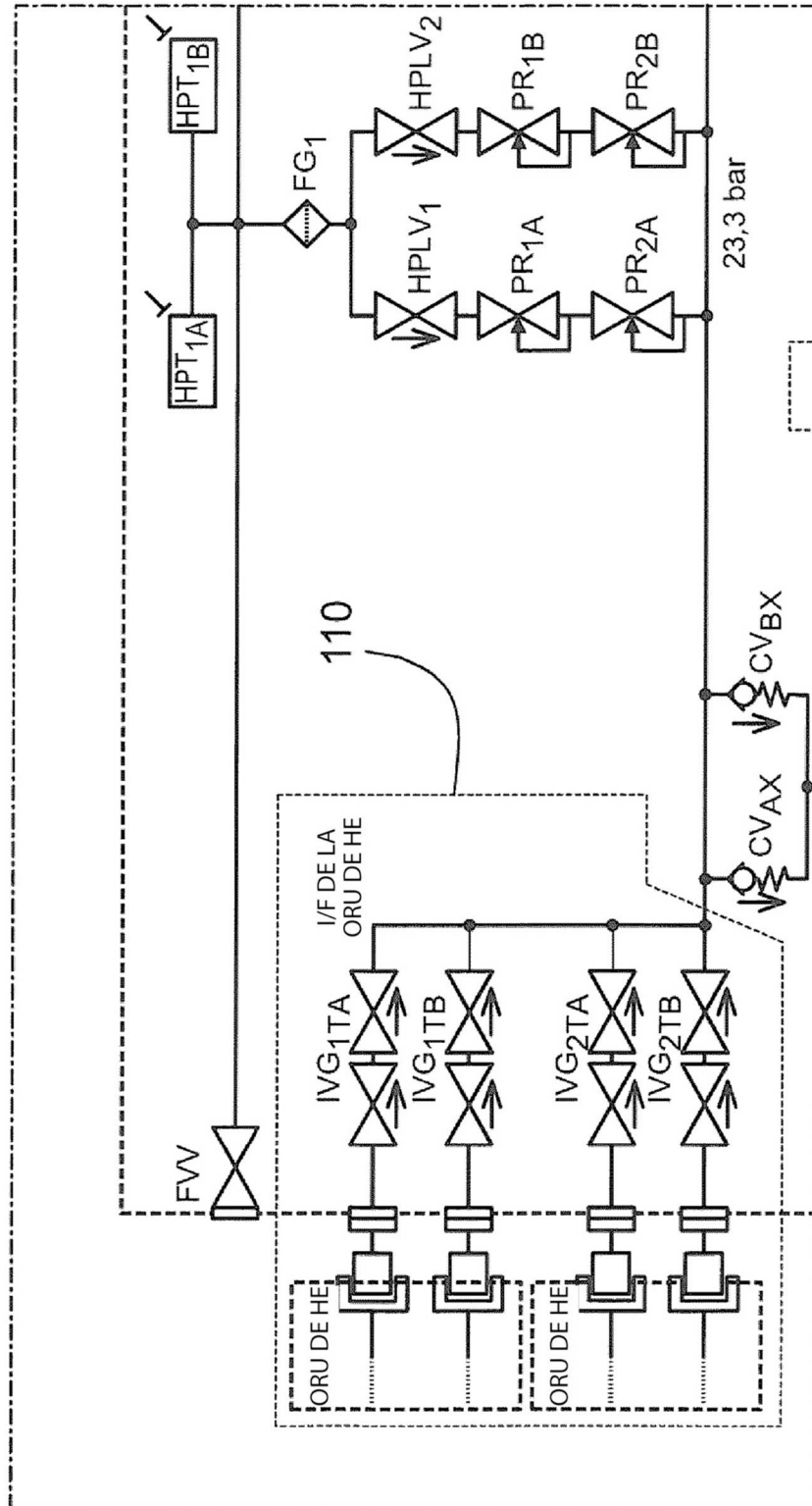


FIG. 2a

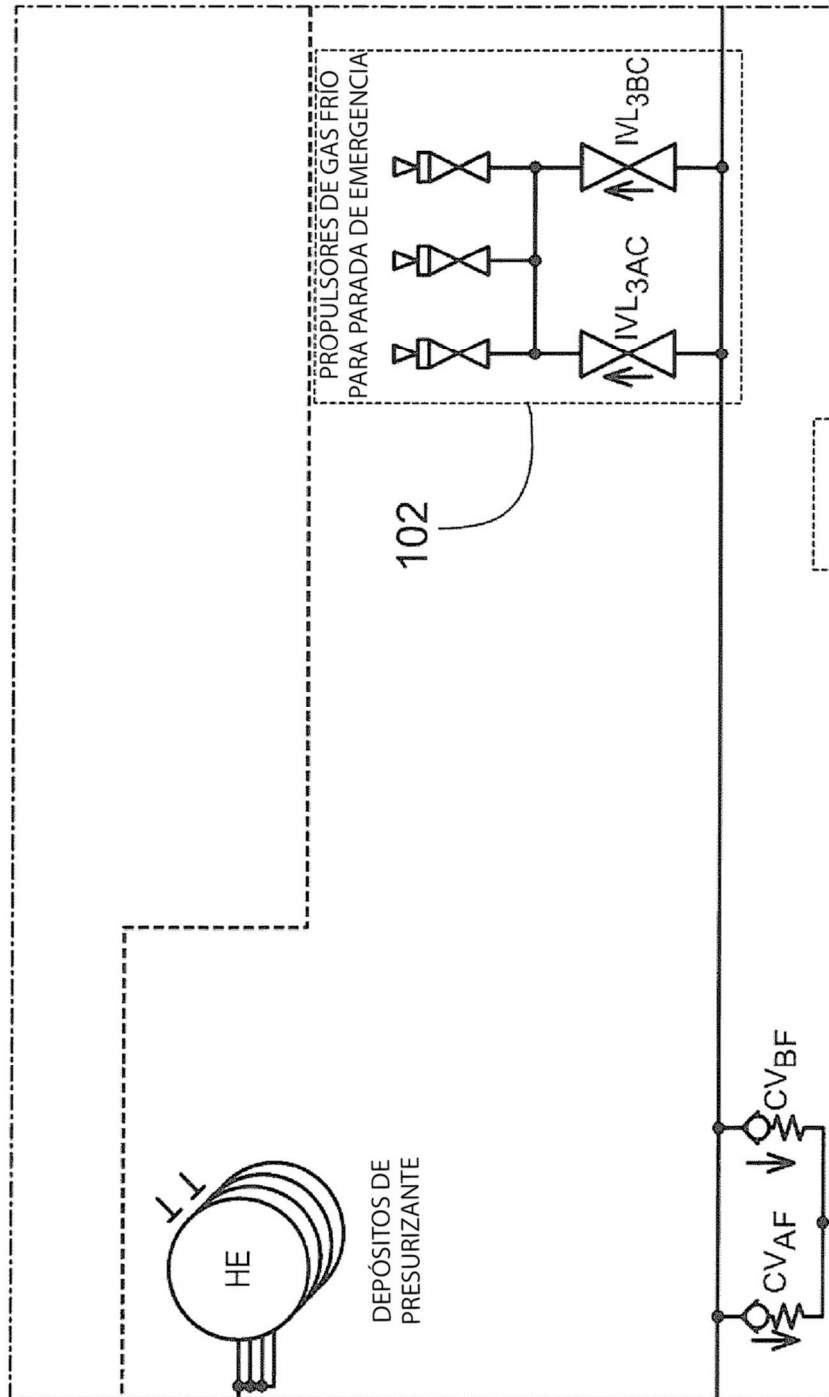


FIG. 2b

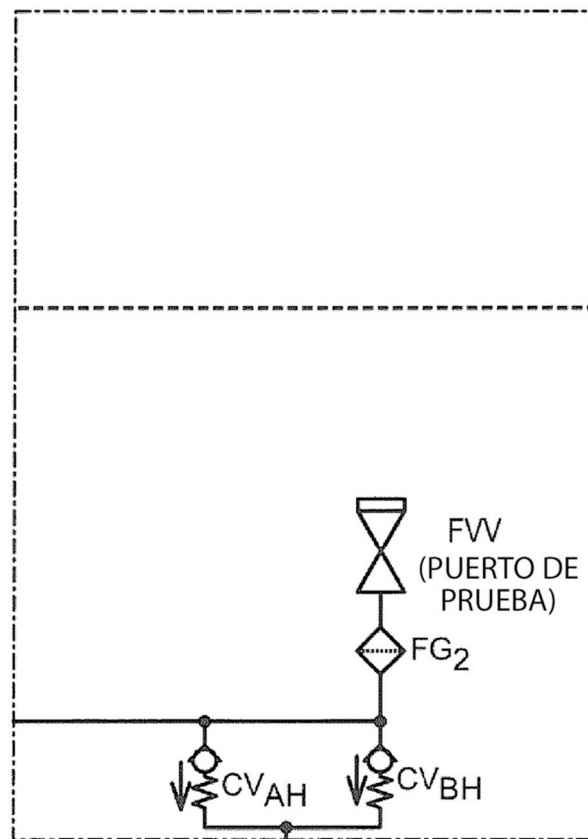


FIG. 2c

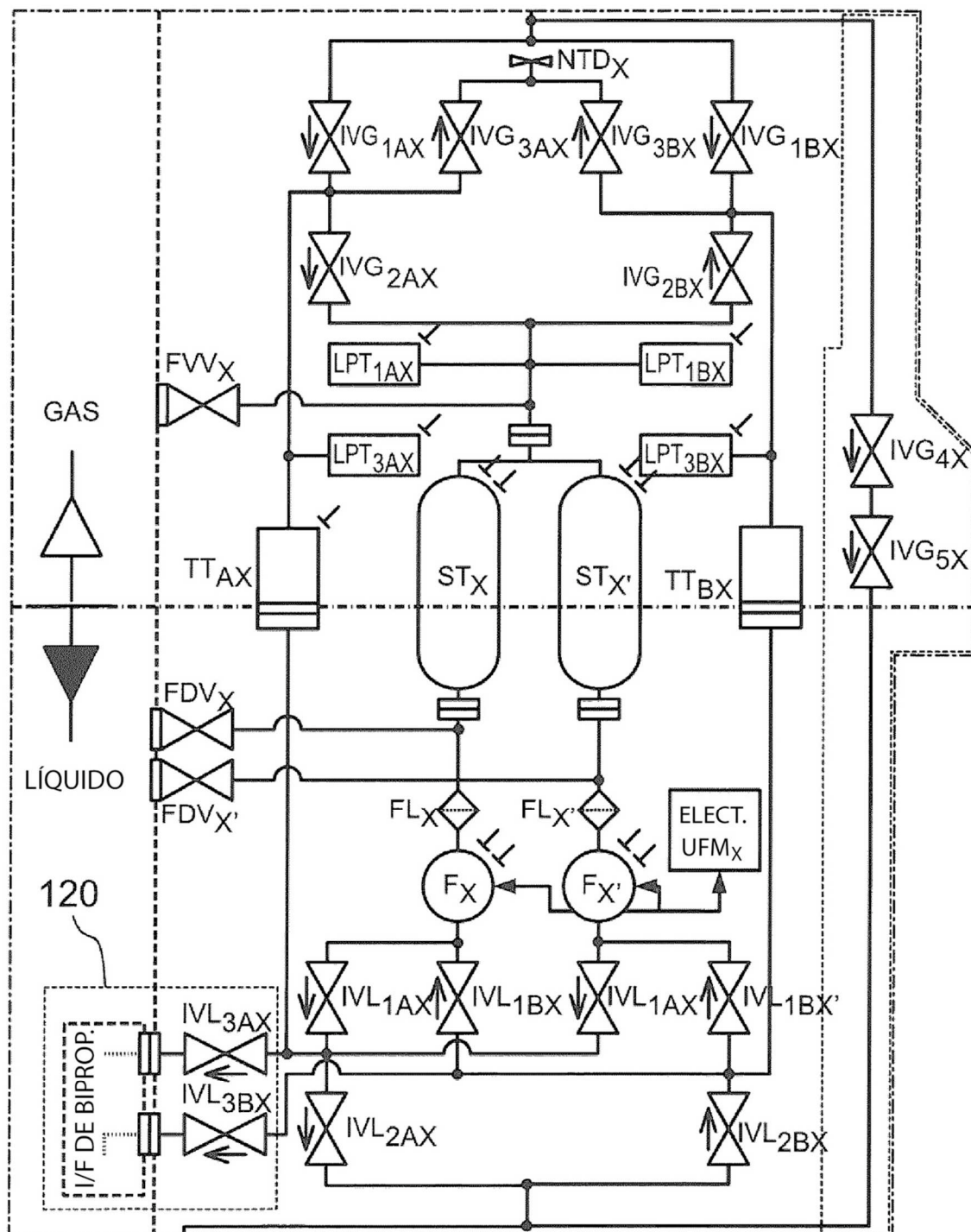


FIG. 2d

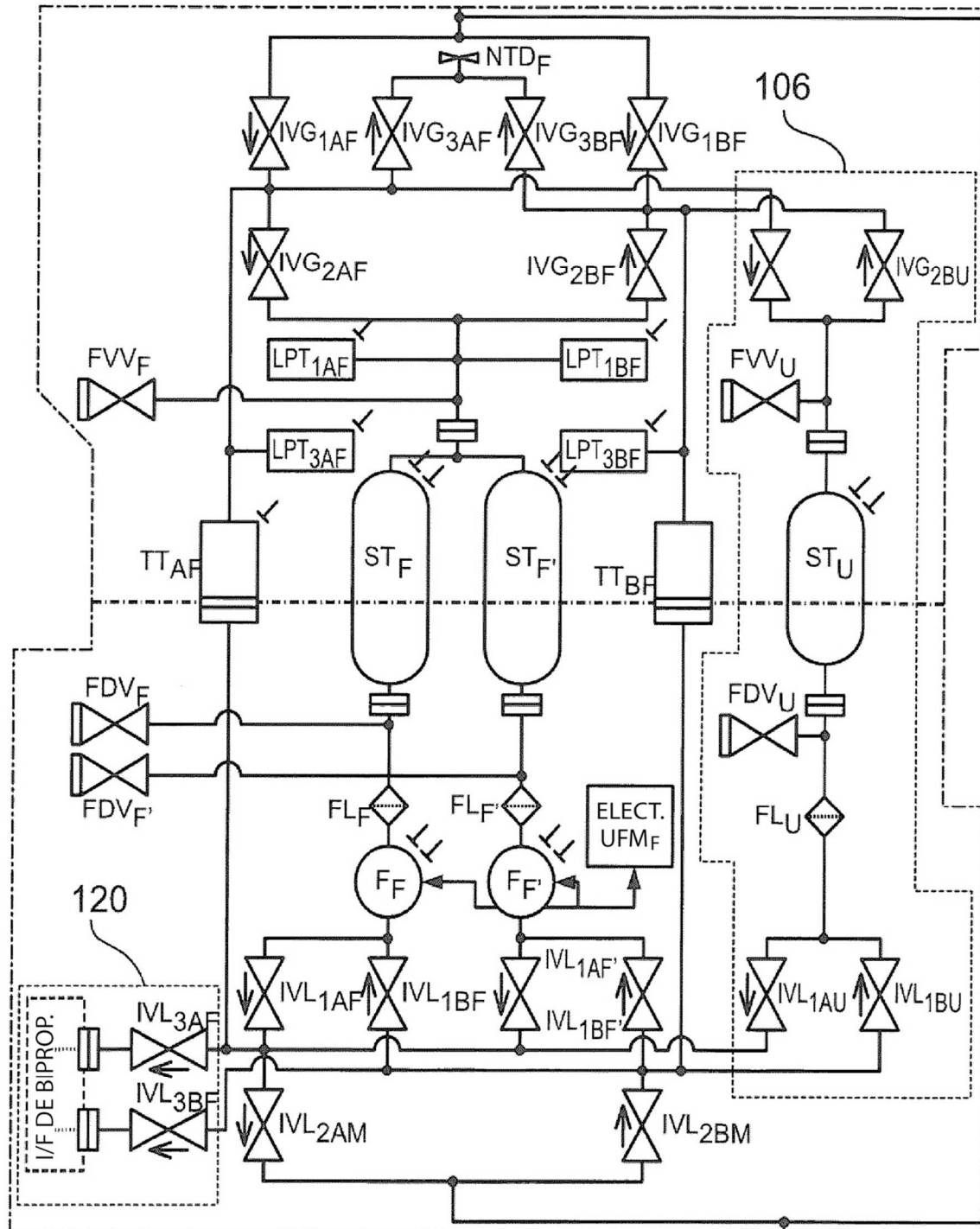


FIG. 2e

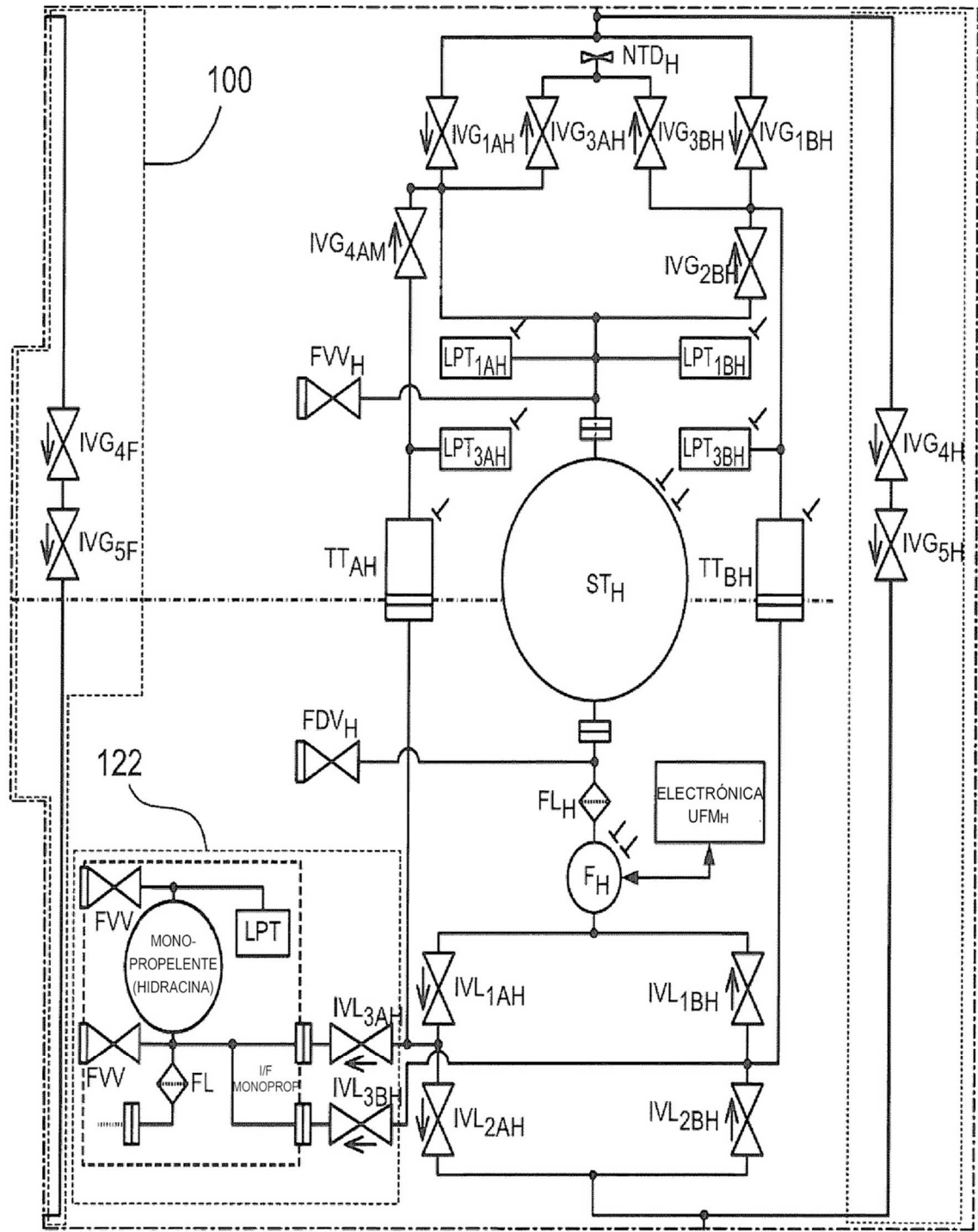


FIG. 2f

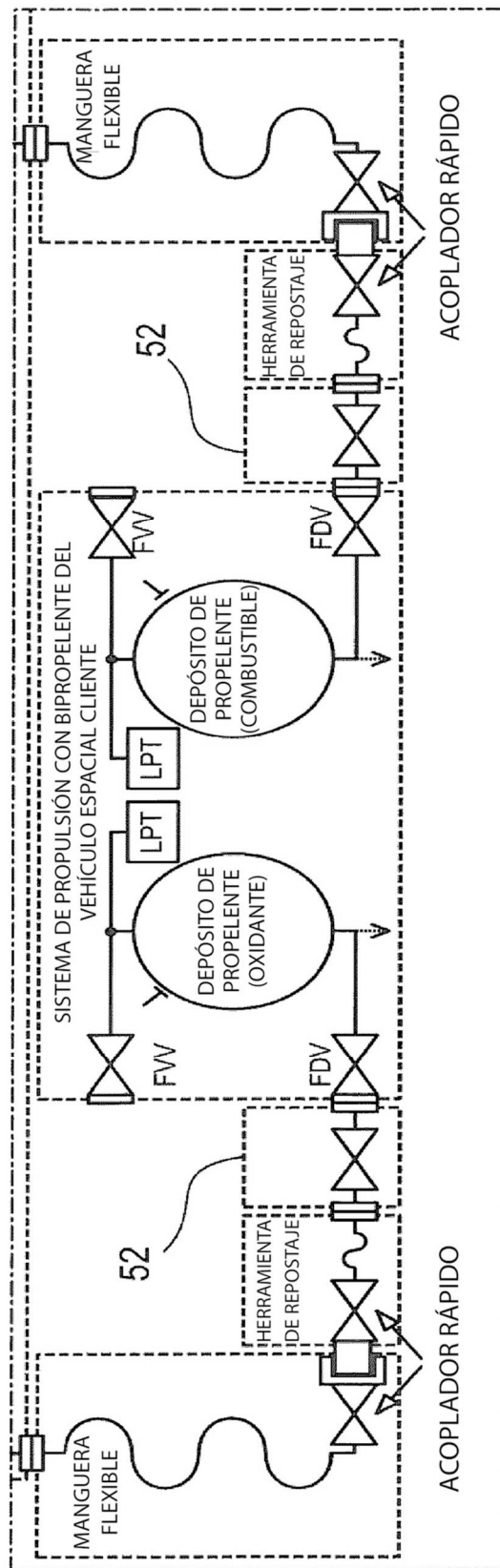


FIG. 2g

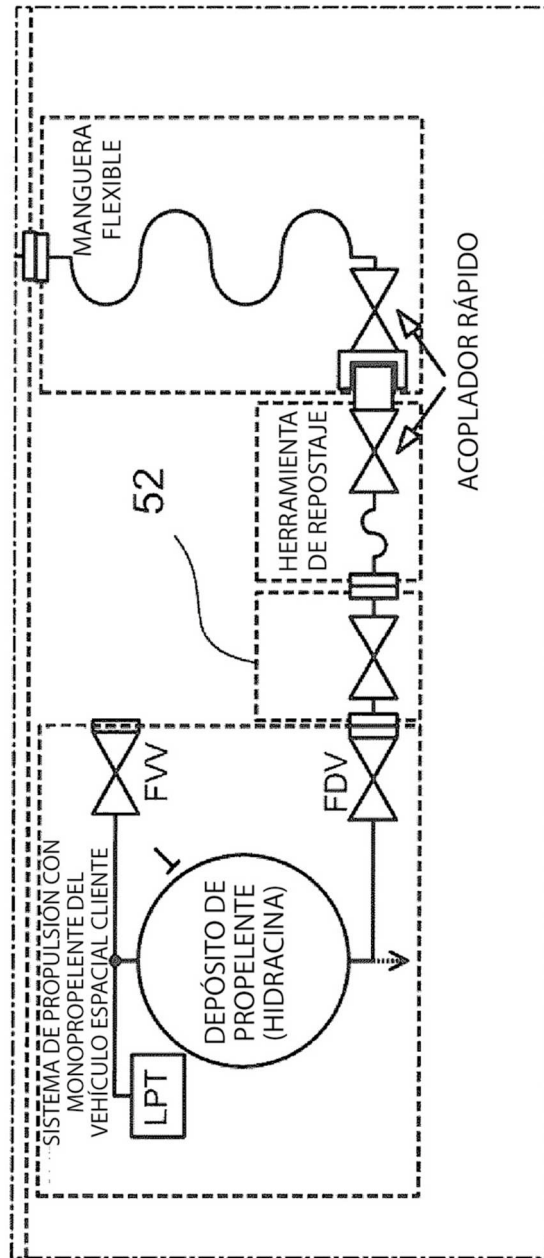
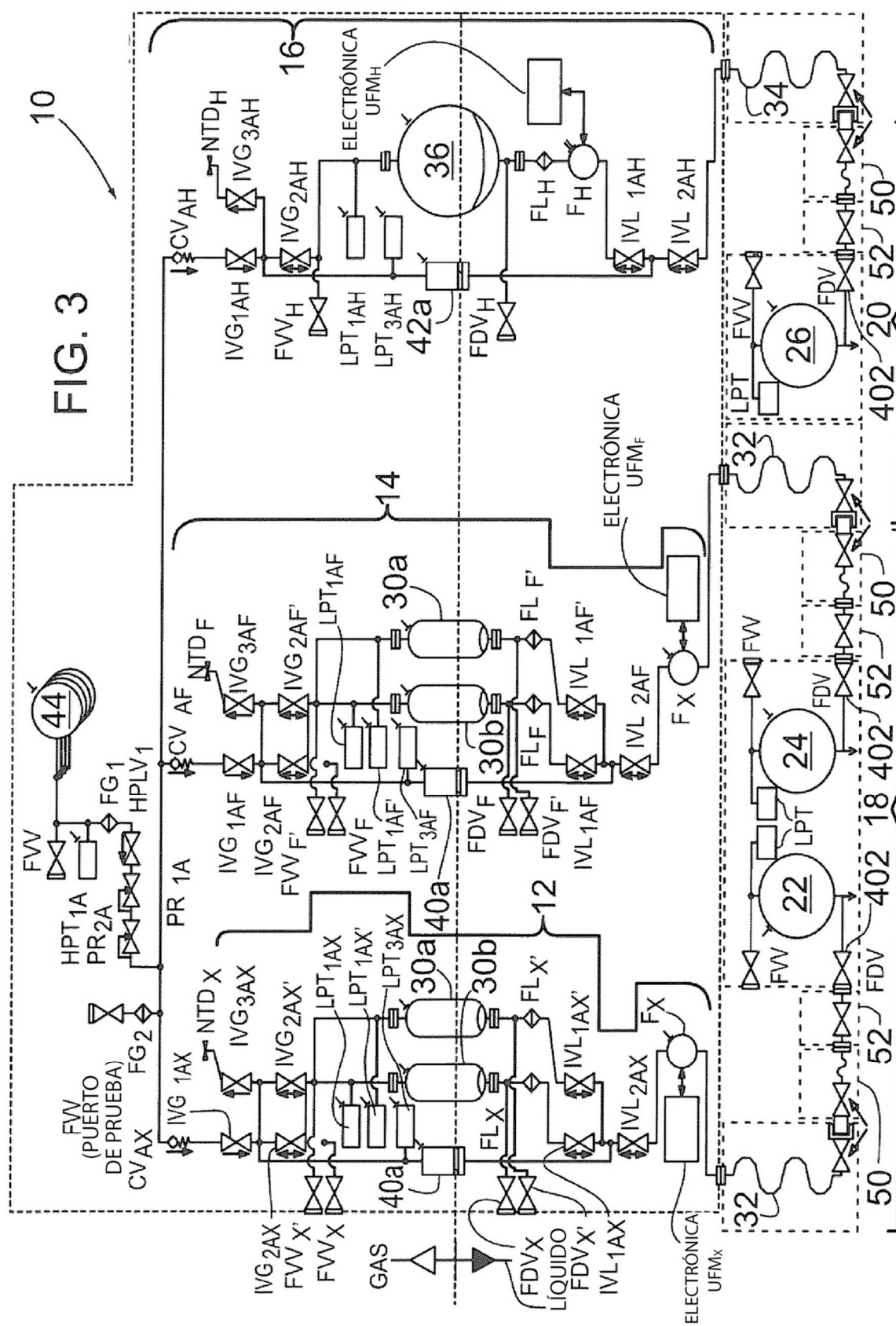


FIG. 2h



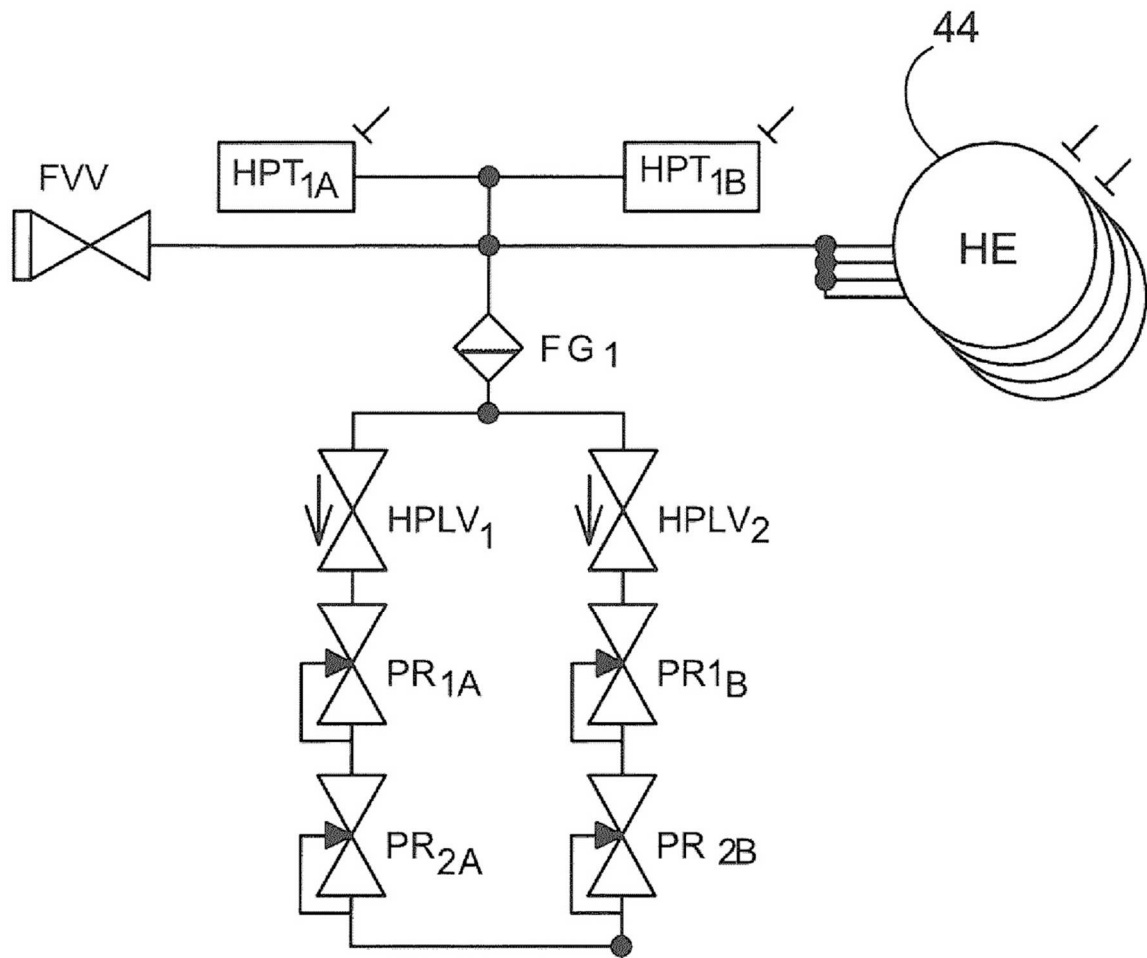


FIG. 4

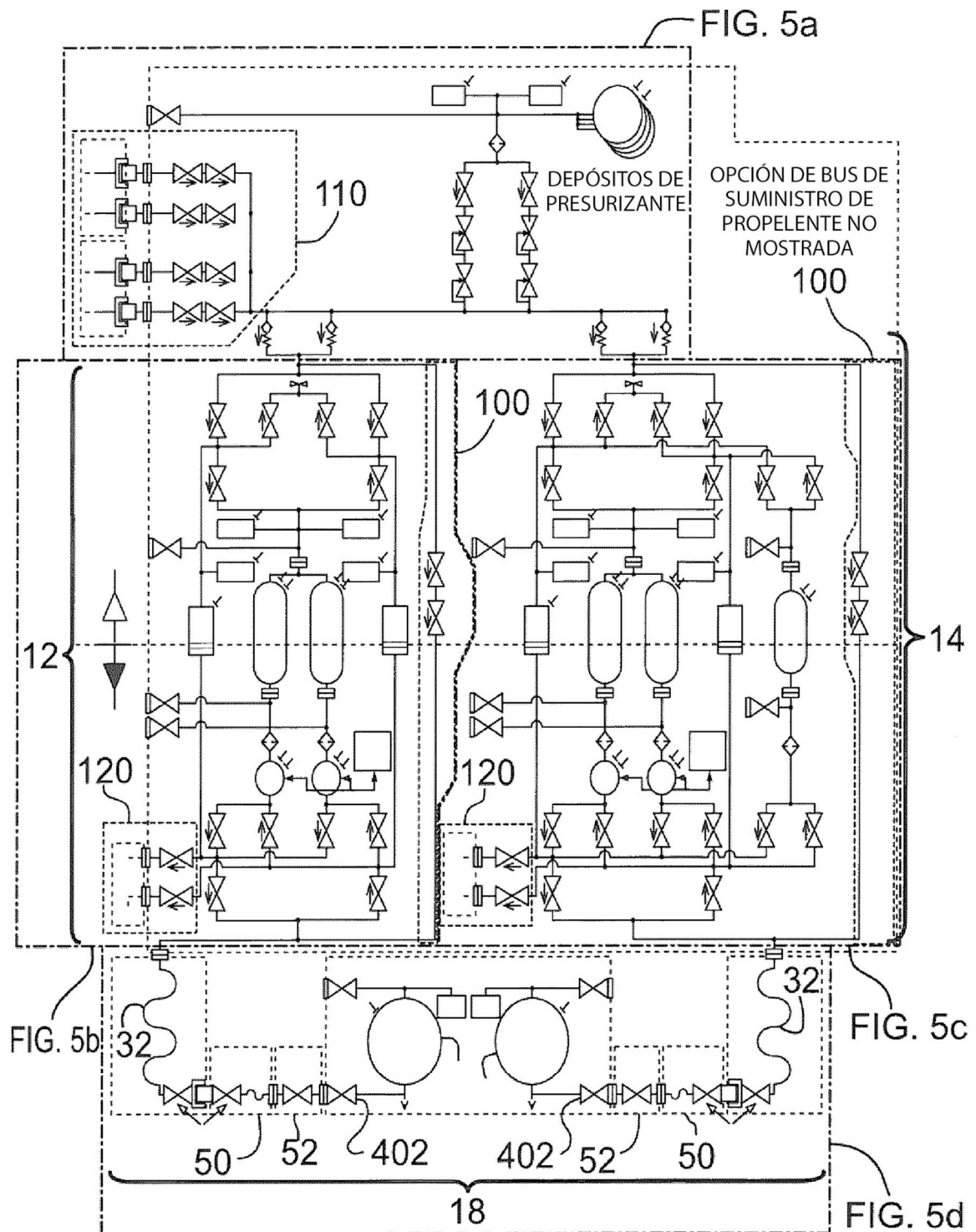


FIG. 5

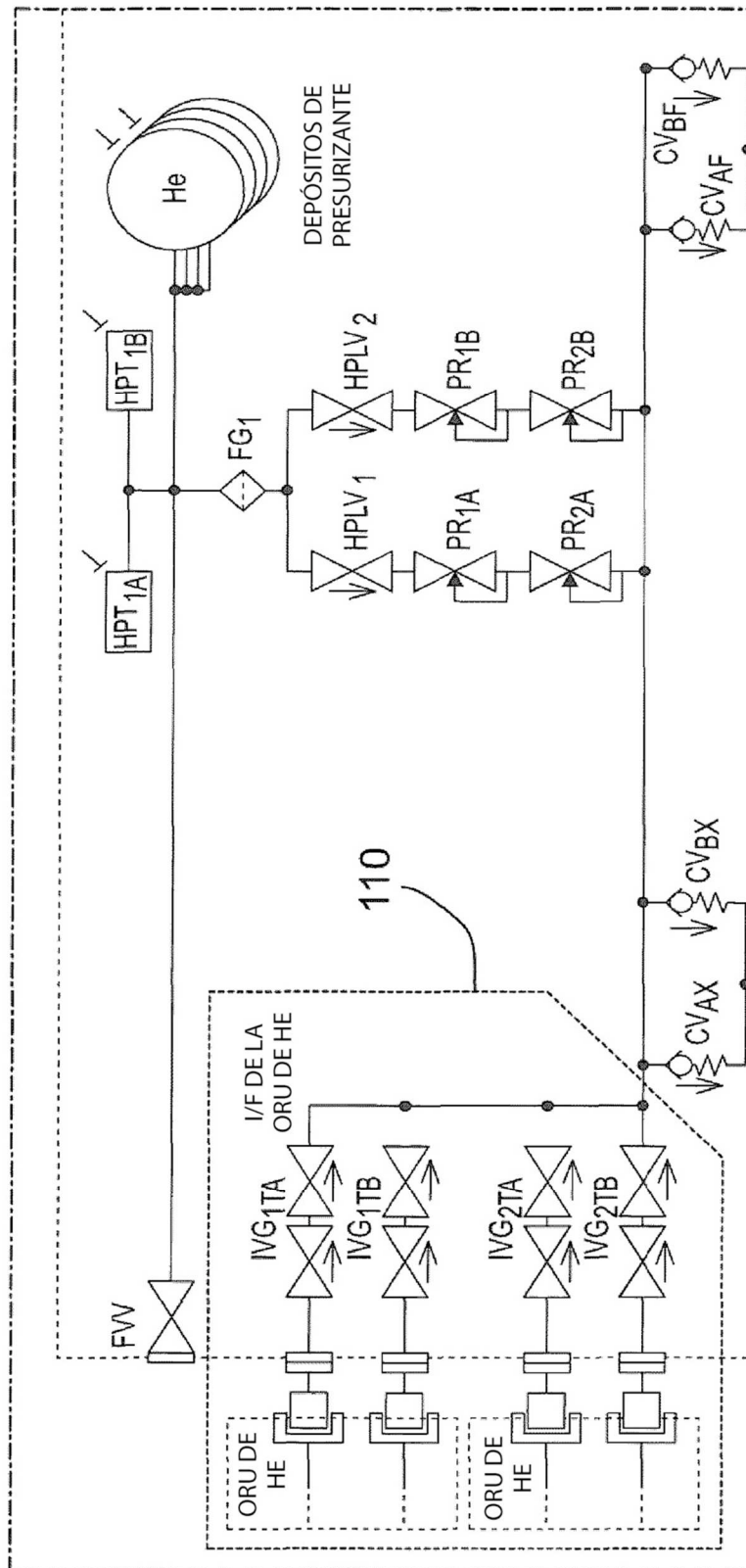


FIG. 5a

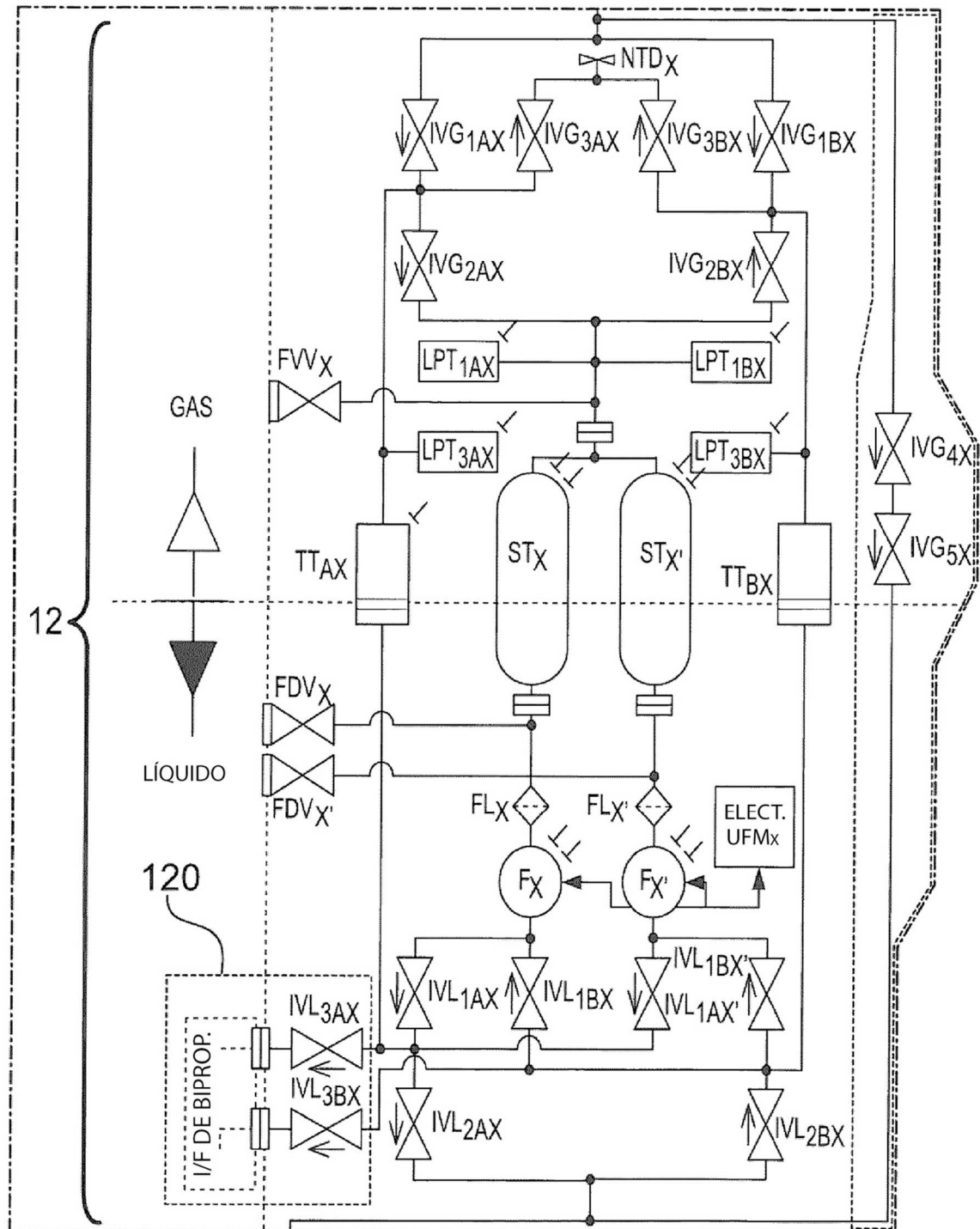


FIG. 5b

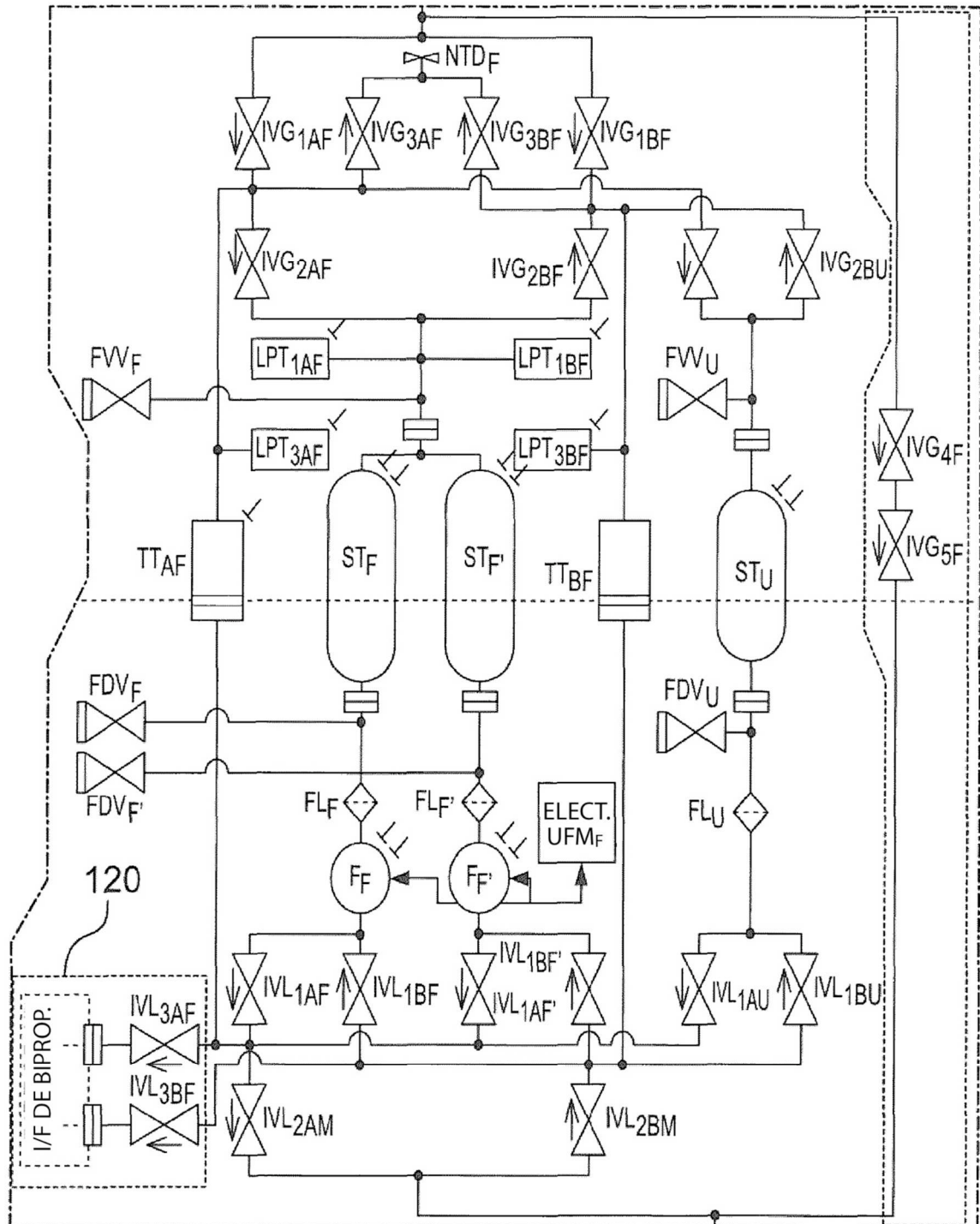


FIG. 5c

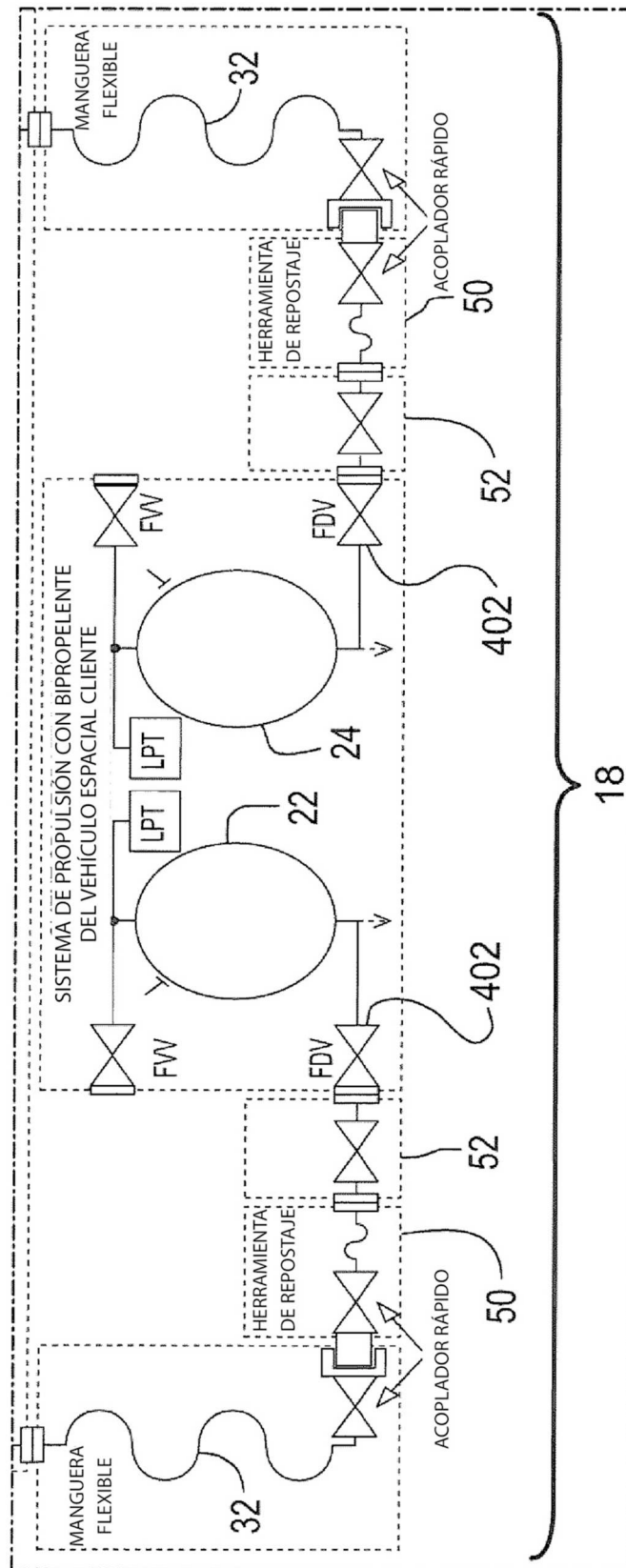
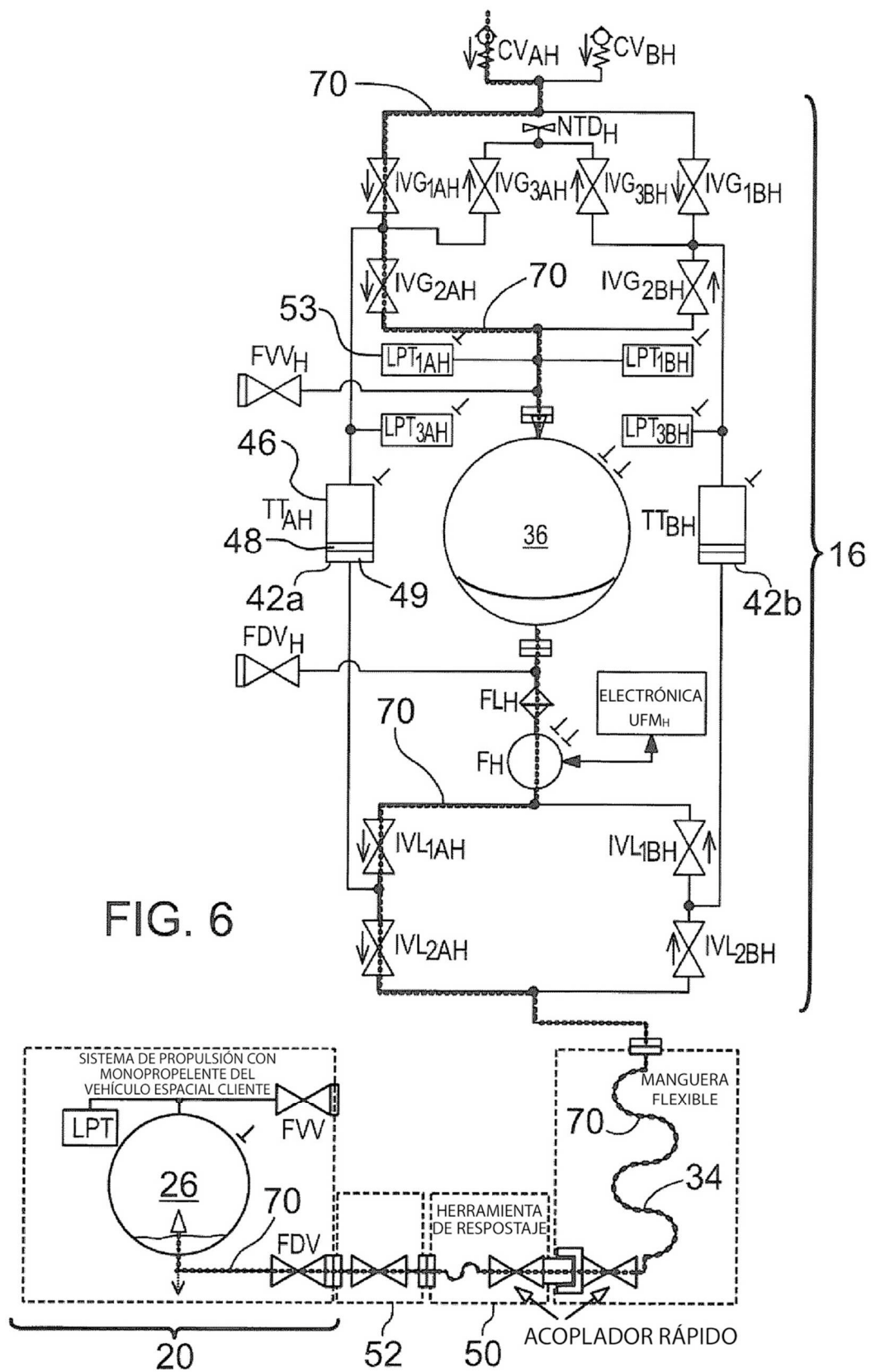
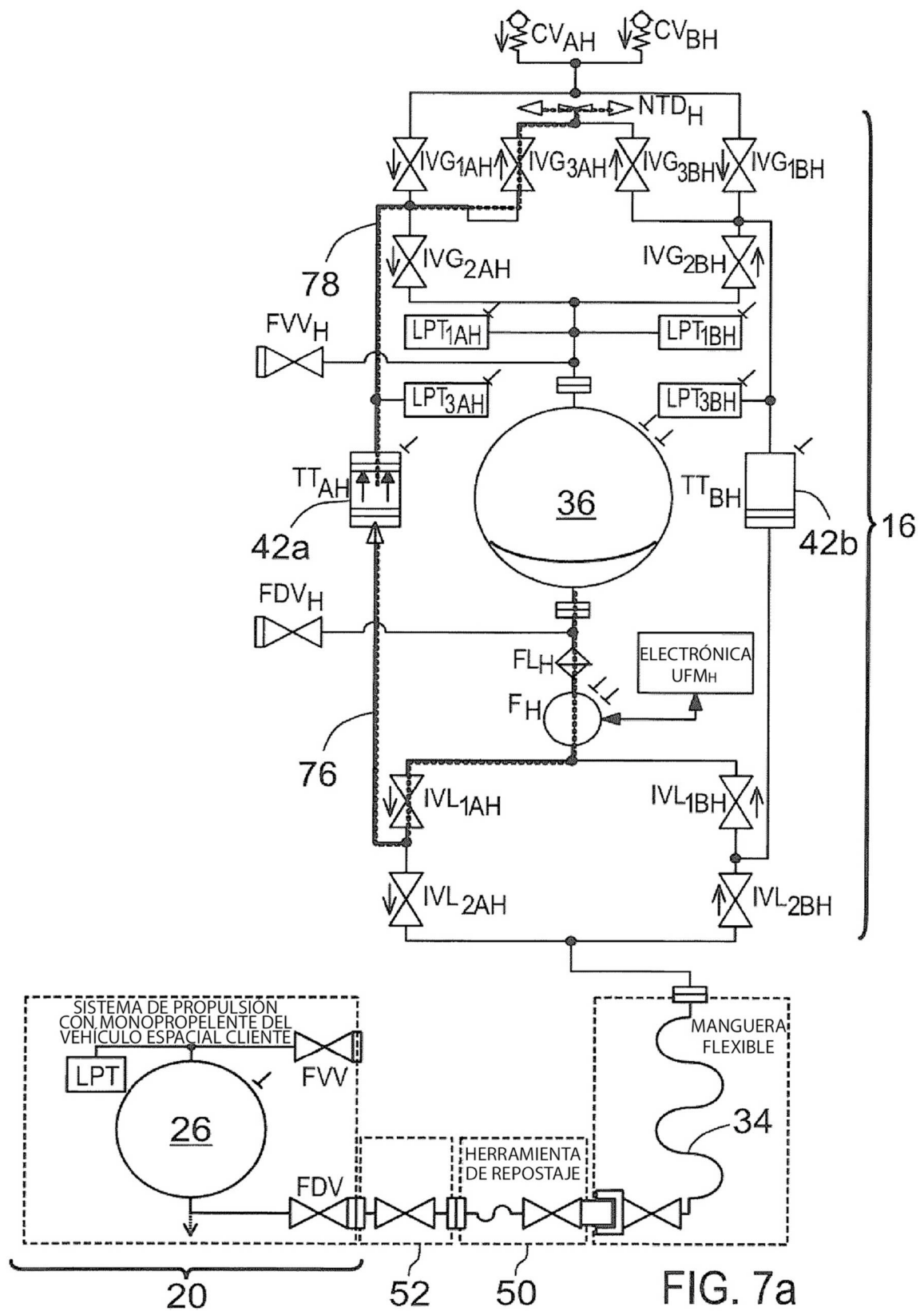
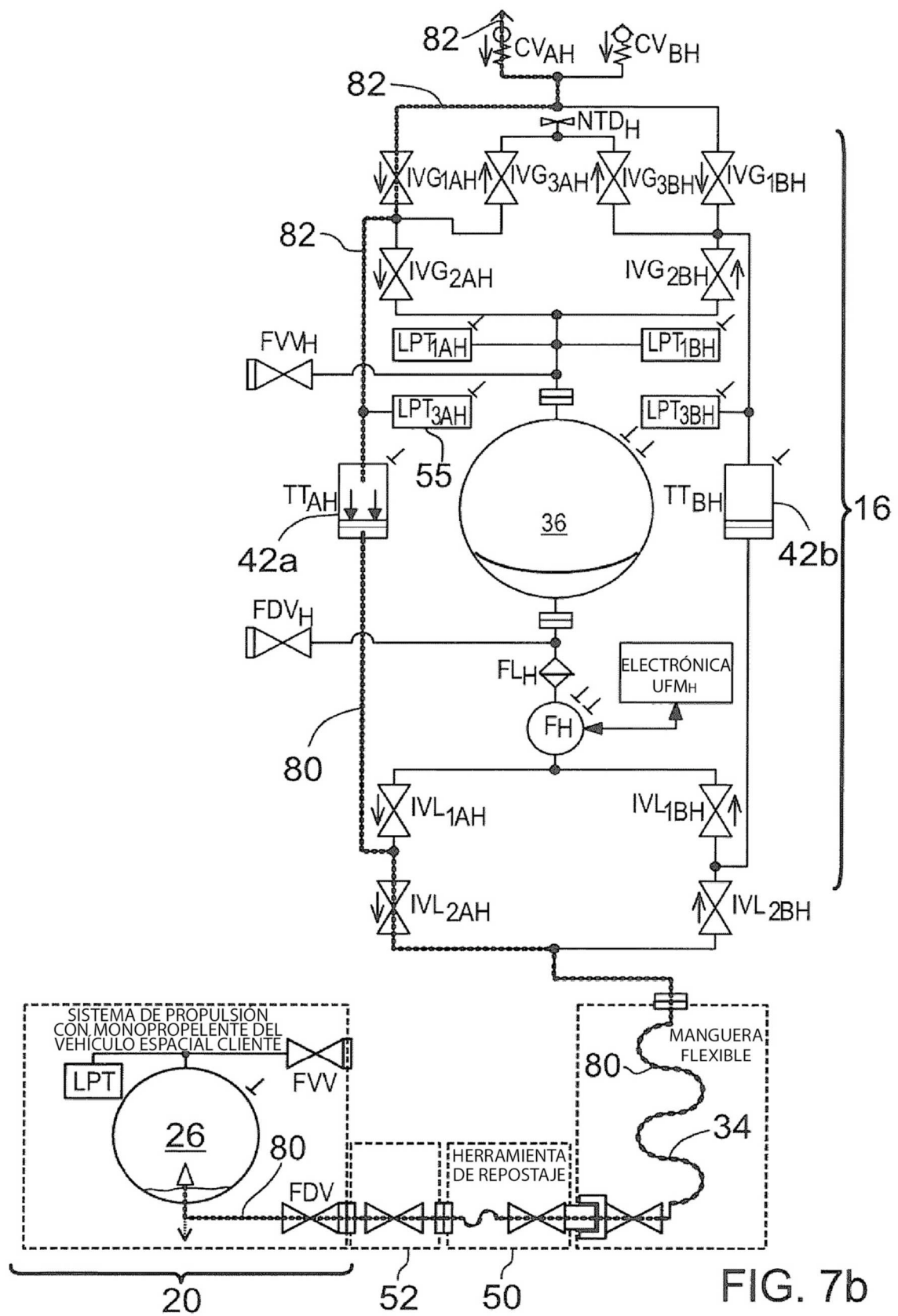


FIG. 5d







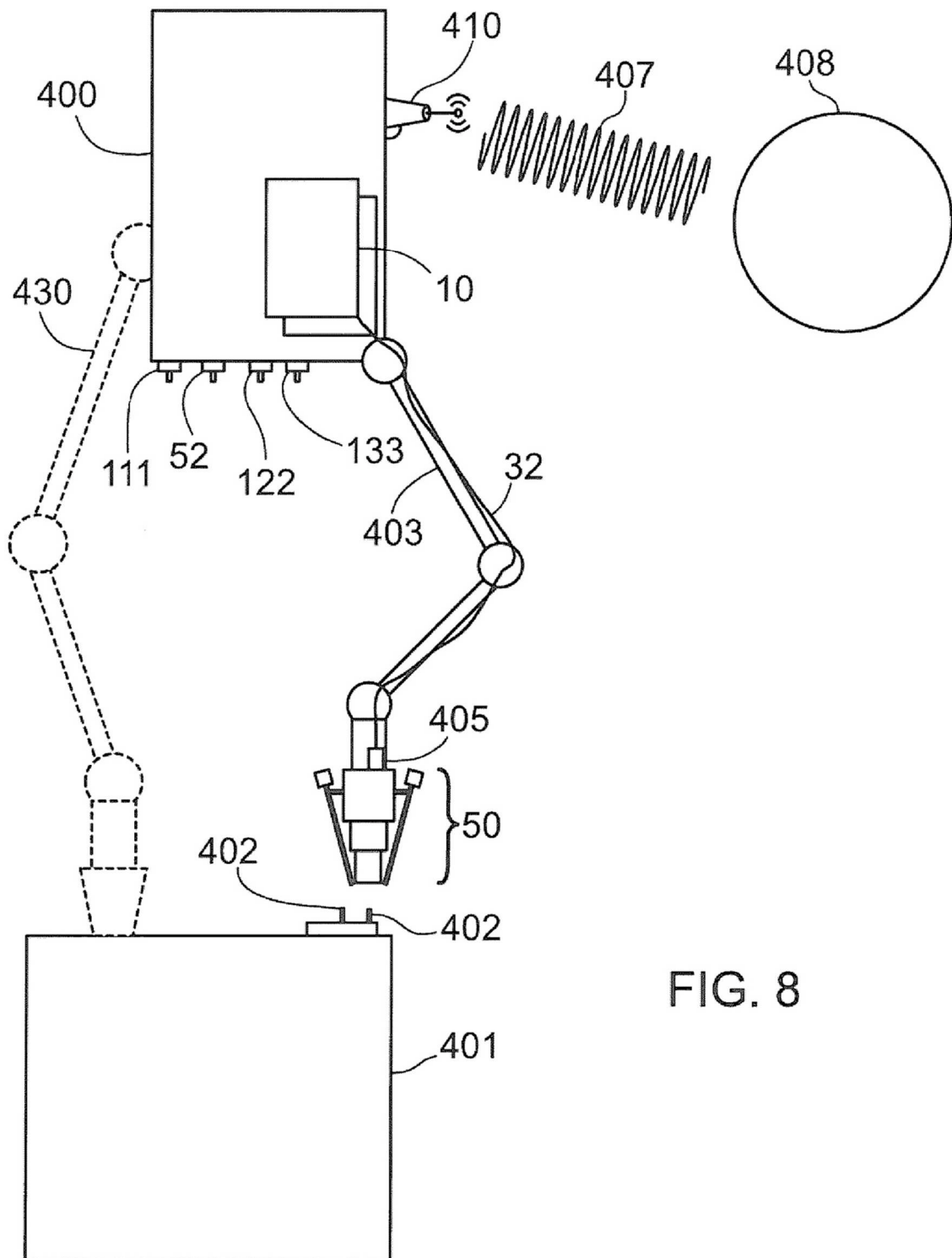


FIG. 8

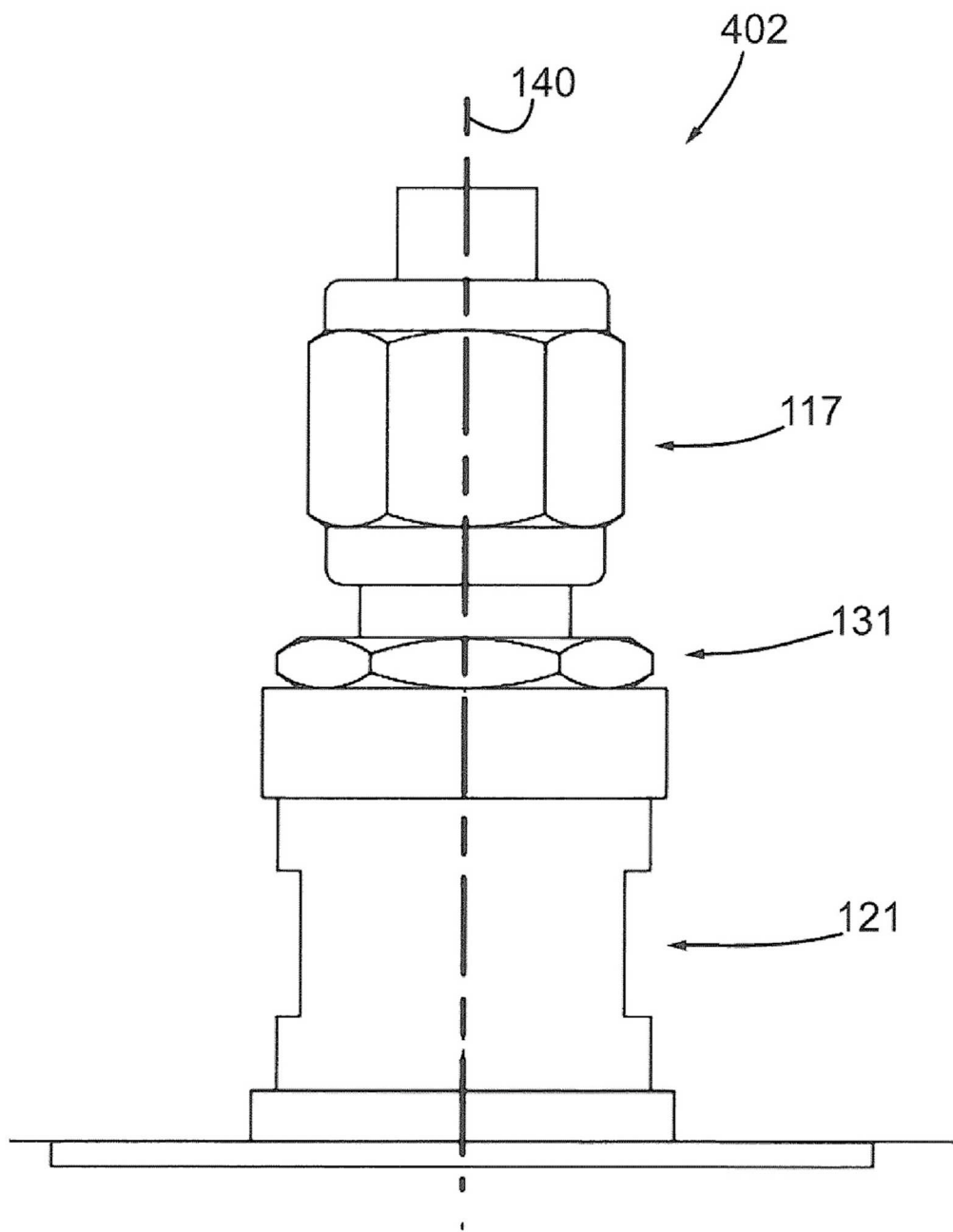
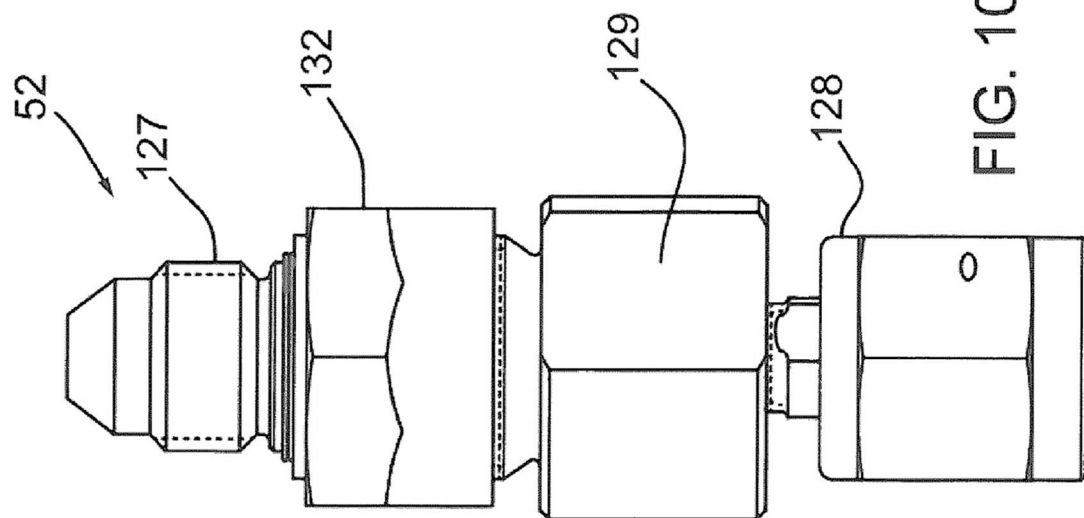
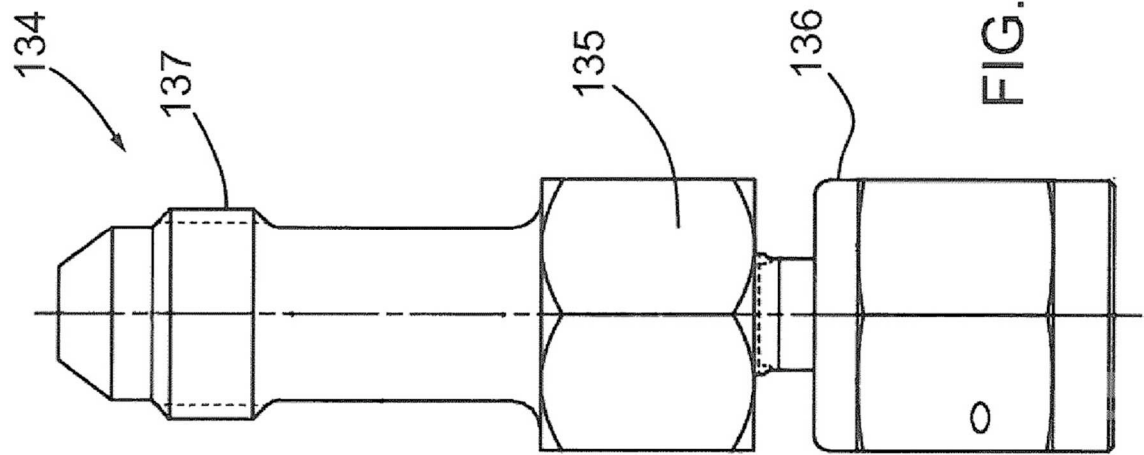


FIG. 9



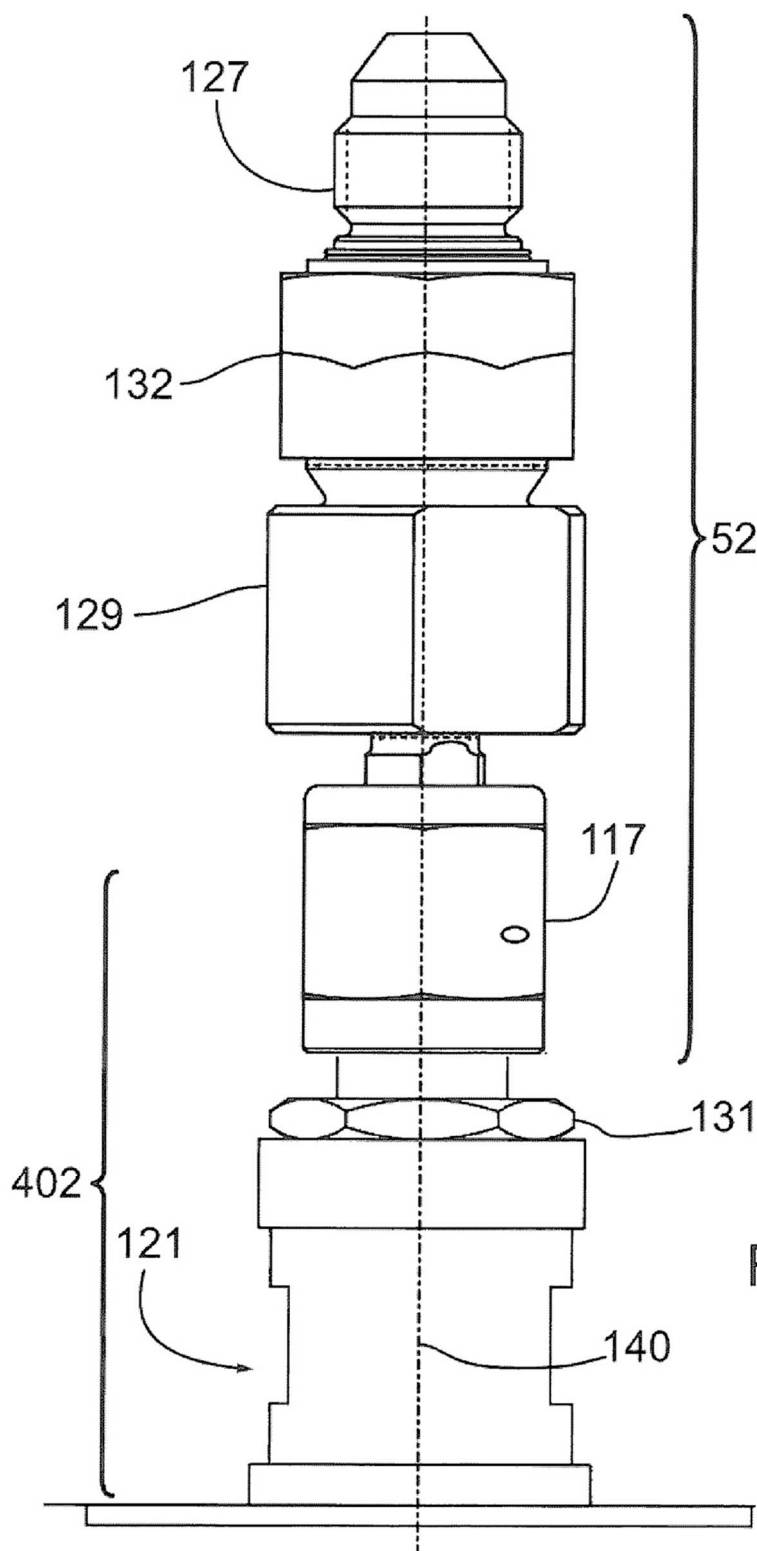


FIG. 11

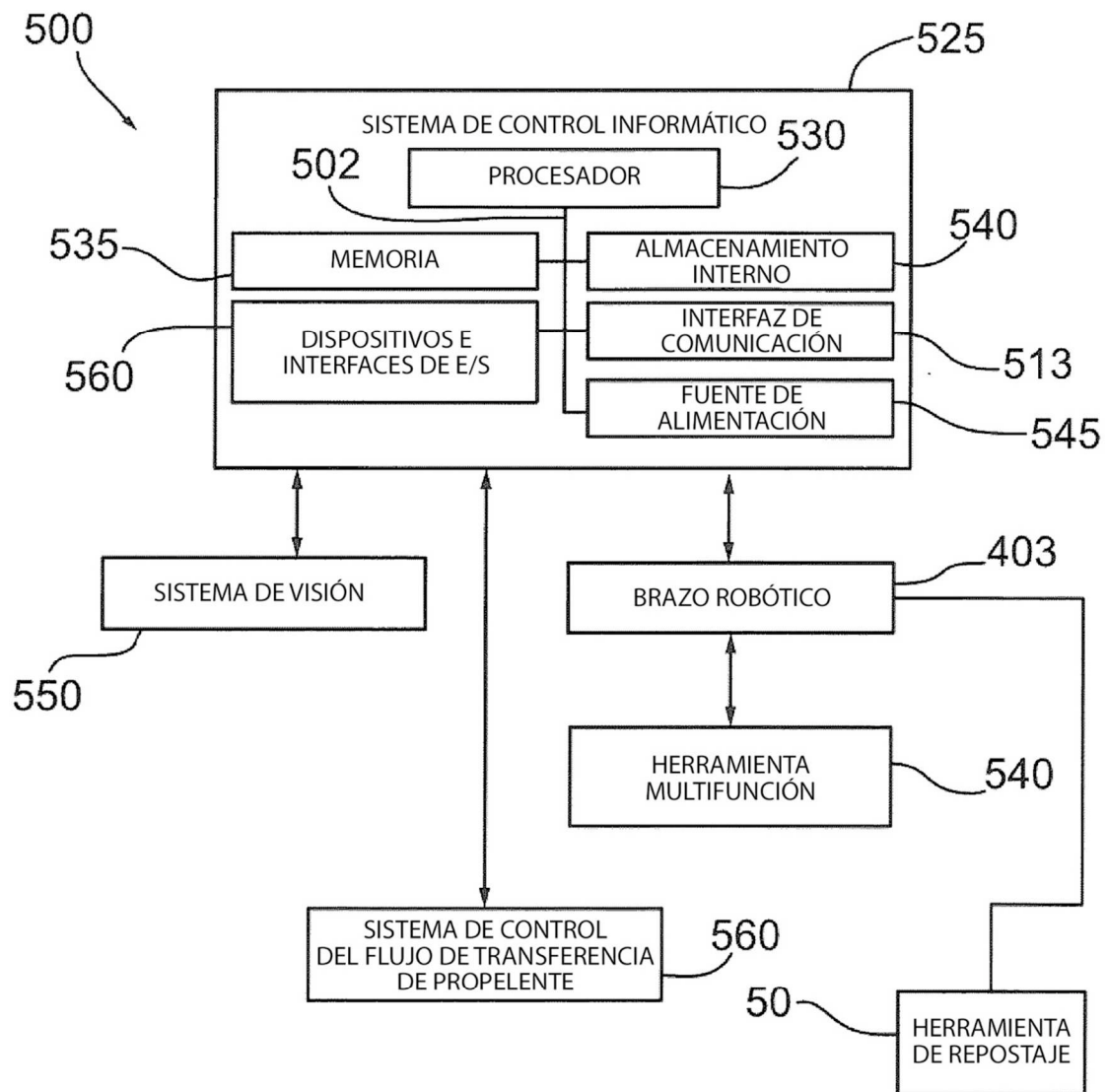
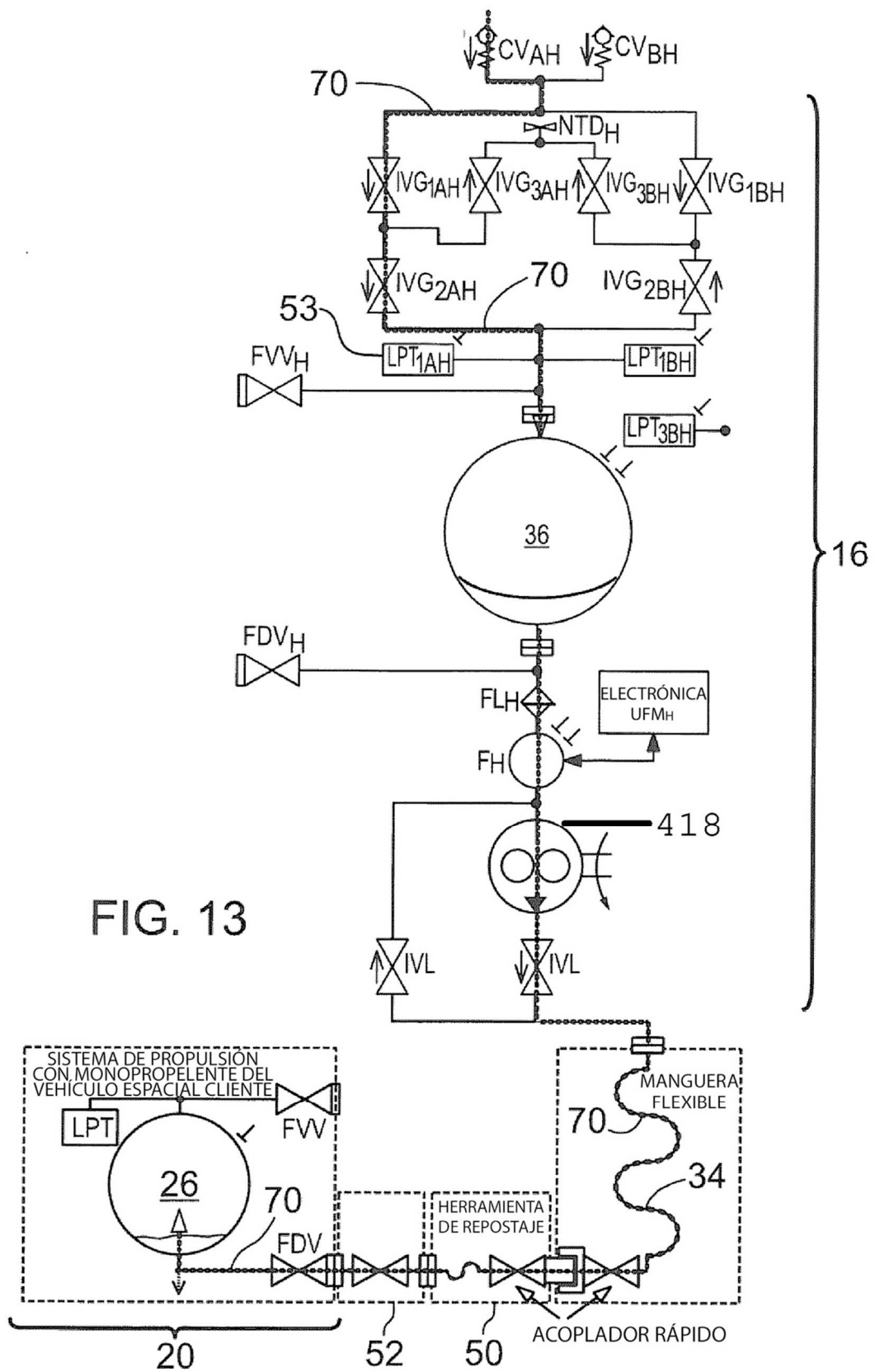
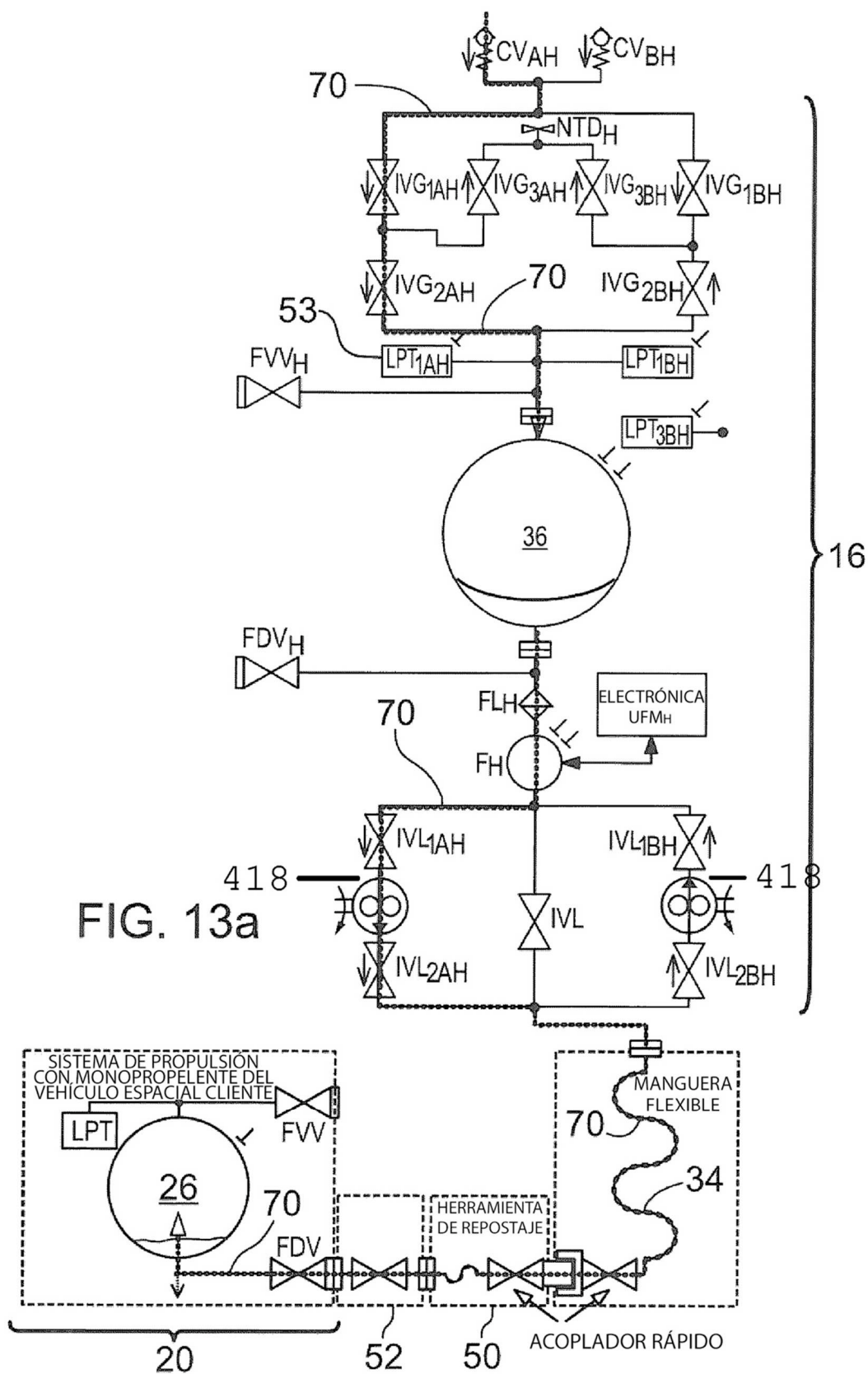


FIG. 12





REFERENCIAS CITADAS EN LA DESCRIPCIÓN

Esta lista de referencias citada por el solicitante es únicamente para mayor comodidad del lector. No forman parte del documento de la Patente Europea. Incluso teniendo en cuenta que la compilación de las referencias se ha efectuado con gran cuidado, los errores u omisiones no pueden descartarse; la EPO se exime de toda responsabilidad al respecto.

Documentos de patentes citados en la descripción

- WO 2008109993 A, Gryniowski
- WO 2008066512 A, Christy
- US 20110031352 A
- US 6969030 B
- US 65233912, Roberts
- US 20130103193 A
- US 61566893
- US 13706126 B
- US 20130153710 A
- US 61546770, Roberts

Literatura no patente citada en la descripción

- Autonomous Satellite Servicing Using the Orbital Express Demonstration Manipulator System. **OGILVIE, A.; JUSTIN ALLPORT; MICHAEL HANNAH; JOHN LYMER.** Proc. of the 9th International Symposium on Artificial Intelligence, Robotics and Automation in Space (i-SAIRAS '08). 25 February 2008
- **SCOTT ROTENBERGER; DAVID SOOHOO; GABRIEL ABRAHAM.** Orbital Express Fluid Transfer Demonstration System in Sensors and Systems for Space Applications II. of *SPIE*, 2008, vol. 6958, 695808