

19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 980 699**

51 Int. Cl.:

F03H 1/00 (2006.01)
B64G 1/40 (2006.01)
H01J 37/32 (2006.01)
B64G 1/26 (2006.01)
B64G 1/36 (2006.01)
B64G 1/42 (2006.01)
B64G 1/44 (2006.01)
B64G 1/64 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

- 86 Fecha de presentación y número de la solicitud internacional: **12.03.2020 PCT/US2020/022404**
 87 Fecha y número de publicación internacional: **17.09.2020 WO20186065**
 96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **12.03.2020 E 20735251 (9)**
 97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **01.05.2024 EP 3938653**

54 Título: **Dispositivos y sistemas de propulsión de naves espaciales con excitación por microondas**

30 Prioridad:

12.03.2019 US 201962817190 P
15.03.2019 US 201962819350 P
27.01.2020 US 202016773908

45 Fecha de publicación y mención en BOPI de la traducción de la patente:
02.10.2024

73 Titular/es:

MOMENTUS SPACE LLC (100.0%)
3901 N. 1st Street
San Jose CA 95134, US

72 Inventor/es:

HUMMELT, JASON;
SERCEL, JOEL;
MAINWARING, PHILIP;
SMALL, JAMES;
PARMAN, MATTHEW;
WANG, YUQI;
FENG, CHENGCHENG;
MITCHELL, AARON y
KOKORICH, MIKHAIL

74 Agente/Representante:

IZQUIERDO BLANCO, María Alicia

ES 2 980 699 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

Dispositivos y sistemas de propulsión de naves espaciales con excitación por microondas

5 CAMPO DE LA DIVULGACIÓN

La divulgación se refiere de manera general al funcionamiento de una nave espacial y, más específicamente, a la mejora de la eficiencia y la fiabilidad de los propulsores.

10 ANTECEDENTES

Esta descripción de los antecedentes se proporciona con el propósito de presentar de manera general el contexto de la divulgación. El trabajo de los inventores nombrados actualmente, en la medida en que se describe en esta sección de antecedentes, así como los aspectos de la descripción que de otro modo no podrían calificarse como estado de la técnica en el momento de la presentación, ni se admite expresamente ni implícitamente como estado de la técnica en contra de la presente divulgación.

Con el aumento de la actividad comercial y gubernamental en el espacio cercano, se están desarrollando una variedad de naves y misiones espaciales. Se conocen múltiples técnicas de propulsión, y hoy en día las naves espaciales pueden implementar varios tipos de propulsores.

Uno de tales tipos son los propulsores electrotérmicos de microondas (MET), basados en un método de propulsión eléctrica que usa una fuente de energía de microondas para generar y calentar un plasma contenido dentro de una cámara resonante o cavidad resonante. Hablando de manera general, la energía de microondas se suministra a la cámara mediante una sonda (a veces denominada "antena") o una guía de ondas. Esta energía de microondas eleva la temperatura de un propelente gaseoso y proporciona empuje en forma de gases calientes que salen de la cámara a través de una tobera.

Las formas existentes de propulsores electrotérmicos de microondas se han probado en universidades de investigación. Estos prototipos revelan múltiples ineficiencias, como las relacionadas con la transferencia de potencia de microondas a la cavidad resonante, la pérdida de energía térmica hacia la tobera del sistema, problemas de baja eficiencia energética, etc.

Además, generalmente no se espera que los propulsores MET proporcionen la misma cantidad de empuje que los propulsores de propulsión química, que utilizan una reacción de reducción-oxidación para generar un gas caliente que sale por una tobera y genera empuje.

D J Sullivan ET AL presentan las pruebas preliminares y el rendimiento de un prototipo de propulsor electrotérmico de microondas en el artículo académico "Development of a Microwave Resonant Cavity Electrothermal Thruster Prototype". El componente principal del dispositivo es una cavidad resonante de microondas y la teoría electromagnética relevante en relación con la elección del diseño de la cavidad. Se dice que el dispositivo produce plasmas axiales estables dentro de una sección presurizada de la cavidad con el plasma situado en la región de entrada de la tobera. Se dice que la estabilidad del plasma se mejora mediante el acoplamiento de potencia axial, una distribución óptima de la densidad de potencia eléctrica dentro de la cavidad y un flujo de gas propelente que tiene un gran componente de velocidad vertical. D. SULLIVAN ET AL presentan un propulsor arcjet de microondas que utiliza energía de microondas para crear una descarga de plasma flotante dentro de la cavidad resonante de microondas en el artículo académico "Performance Testing and Exhaust Plume Characterization of the Microwave Arcjet Thruster". Michael M. Micci presenta el rendimiento de un propulsor de microondas de baja potencia en el artículo académico "Low-Power Solid-State Microwave Thruster Systems". Además, Micci presenta que cuando el propulsor de microondas de baja potencia se combina con una fuente de microondas de estado sólido, obviando la necesidad de una unidad de procesamiento de energía, se descubrió que el sistema de propulsor de microondas de baja potencia tiene ventajas significativas sobre otros propulsores de propulsión eléctrica de baja potencia.

55 SUMARIO

Hablando en términos generales, las técnicas de esta divulgación mejoran la eficiencia y la fiabilidad de un sistema de propulsión que funciona en una nave espacial. El alcance de la invención se define en las reivindicaciones adjuntas.

60 BREVE DESCRIPCIÓN DE LOS DIBUJOS

La Fig. 1 es un diagrama de bloques de una nave espacial ejemplar en la que pueden implementarse las técnicas de la presente divulgación;

65 La Fig. 2 ilustra un sistema propulsor de ejemplo que puede funcionar en la nave espacial de la Fig. 1;

La Fig. 3A es un diagrama de bloques de una fuente de ejemplo de energía de microondas que incluye múltiples generadores de microondas, y que puede alimentar uno o más propulsores, de manera redundante y/o combinada;

5 La Fig. 3B ilustra esquemáticamente un ejemplo de colocación de múltiples generadores de microondas en relación con una carga;

La Fig. 4 es un diagrama de bloques de un sistema propulsor de ejemplo en el que un compartimento de propelente está dispuesto a través de una guía de ondas, para eliminar la necesidad de una cavidad resonante dedicada;

La Fig. 5 es un diagrama de bloques de un sistema propulsor de ejemplo en el que se inyecta un propelente en una línea de transmisión coaxial;

15 La Fig. 6A ilustra esquemáticamente la colocación de imanes a lo largo de las paredes de la carcasa cilíndrica de la cavidad resonante para cooperar con uno o más insertos de ferrita dispuestos dentro de la cavidad resonante y sintonizar automáticamente la cavidad resonante;

La Fig. 6B ilustra esquemáticamente la colocación de imanes en la base de la carcasa cilíndrica de la cavidad resonante para cooperar con uno o más insertos de ferrita dispuestos dentro de la cavidad resonante y sintonizar automáticamente la cavidad resonante;

La Fig. 7A ilustra un ejemplo de acoplamiento de energía de microondas en una cavidad resonante usando una guía de ondas que hace tope con la base de la carcasa cilíndrica de la cavidad resonante;

La Fig. 7B ilustra un ejemplo de acoplamiento de energía de microondas en una cavidad resonante usando una guía de ondas que hace tope con la pared de la carcasa cilíndrica de la cavidad resonante a lo largo de por lo menos una parte de la circunferencia de la carcasa cilíndrica;

La Fig. 8A es una vista en perspectiva de un ejemplo de cavidad resonante con una estructura anular que se extiende hacia la cavidad resonante a lo largo del eje de empuje para soportar inyectores del propelente;

La Fig. 8B es una vista en perspectiva de un ejemplo de cavidad resonante en la que se usan capilares para suministrar propelente a la cavidad resonante;

La Fig. 8C es una vista en perspectiva de un ejemplo de cavidad resonante en la que se usan capilares para suministrar propelente a la cavidad resonante, y una estructura anular se extiende hacia la cavidad resonante a lo largo del eje de empuje para mejorar la vorticidad;

La Fig. 9A ilustra una geometría de ejemplo de una cavidad resonante en la que el diámetro variable mejora la vorticidad del gas caliente;

La Fig. 9B ilustra otra geometría de ejemplo de una cavidad resonante en la que la variación del diámetro a lo largo de dos secciones mejora la vorticidad del gas caliente;

La Fig. 10A ilustra un ejemplo de tobera monolítica dispuesta en una placa superior de una cavidad resonante;

La Fig. 10B ilustra una configuración de ejemplo en la que un inserto de tobera se extiende hacia la cavidad para aumentar la intensidad del campo eléctrico que actúa sobre el propelente;

La Fig. 11 ilustra una configuración de ejemplo en la que insertos anulares concéntricos, hechos de materiales con diferentes coeficientes de expansión térmica, reducen la tensión térmica ejercida sobre la garganta de la tobera;

La Fig. 12A ilustra un ejemplo de adaptador de tobera para simplificar la prueba de varias toberas en un sistema de propulsor;

La Fig. 12B ilustra el adaptador de tobera de la Fig. 12B acoplado con la placa superior de una cavidad resonante;

La Fig. 13 ilustra un ejemplo de inserto de tobera que puede usarse para proteger la garganta de una tobera;

La Fig. 14A es un diagrama de bloques de una configuración de ejemplo en la que una mezcla de recubrimiento para depositar un material de recubrimiento sobre la superficie interior de una tobera puede inyectarse en una cavidad resonante durante la fabricación;

5 La Fig. 14B es un diagrama de bloques de una configuración de ejemplo en la que una mezcla de recubrimiento para depositar un material de recubrimiento en la superficie interior de una tobera puede inyectarse en una cavidad resonante en un cierto modo operativo del propulsor;

La Fig. 14C es un diagrama de bloques de una configuración de ejemplo en la que una mezcla de recubrimiento para depositar un material de recubrimiento en la superficie interior de una tobera puede inyectarse en una cavidad resonante junto con el propulsor; y

10 La Fig. 15 ilustra la salida de potencia de un generador de microondas y una tasa a la que se inyecta un propelente en una cavidad, trazada en una línea de tiempo compartida, de acuerdo a un ejemplo de operación de un sistema de propulsor de esta divulgación.

15 La Fig. 16 ilustra una vista en sección transversal de una realización de un propulsor electrotérmico de microondas (MET).

La Fig. 17 es una vista esquemática en perspectiva de los campos de microondas dentro del propulsor.

20 La Fig. 18 ilustra detalles de los inyectores de gas en la primera realización.

La Fig. 19 ilustra detalles adicionales de los inyectores de gas en la primera realización.

La Fig. 20 ilustra una sección transversal de otra realización de un propulsor MET.

25 La Fig. 21 ilustra detalles de los inyectores de gas en la realización de la Fig. 20.

La Fig. 22 es una vista esquemática de una realización de una cámara de un montaje de propulsión con una descarga de plasma.

30 La Fig. 23 es una ilustración esquemática del montaje de la Fig. 22 que ilustra la estabilización de la descarga de plasma por rotación.

La Fig. 24 es una ilustración esquemática de un montaje rotacional del montaje de propulsión.

35 La Fig. 25 es una ilustración esquemática del montaje en el que se añade calor a la cámara rotatoria.

La Fig. 26 es una ilustración esquemática de un montaje contrarrotacional doble de propulsores para integrar en una nave espacial de ejemplo.

40 La Fig. 27 ilustra detalles adicionales, incluyendo las tapas de las toberas, de la disposición de doble propulsor de la Fig. 26.

45 La Fig. 28 ilustra la disposición de doble propulsor de la Fig. 27 con las tapas de las toberas cerrando las toberas.

DESCRIPCIÓN DETALLADA

50 [0069a] La siguiente descripción detallada proporciona una pluralidad de realizaciones, ejemplos e implementaciones de las cuales sólo las realizaciones de la Fig. 8A, Fig. 16-19 así como la Fig. 21 y 22 son de acuerdo con la invención como se define por las reivindicaciones adjuntas. Las otras realizaciones, ejemplos e implementaciones no son de acuerdo con la invención pero son útiles para comprender la invención.

55 Una nave espacial de la presente divulgación puede configurarse para transferir una carga útil desde una órbita de energía más baja a una órbita de energía más alta de acuerdo con un conjunto de parámetros de misión. Los parámetros de la misión pueden incluir, por ejemplo, un tiempo para completar la transferencia y una cantidad de propelente y/o combustible disponible para la misión. En general, la nave espacial puede recoger energía solar y usar la energía para alimentar uno o más propulsores. Diferentes tipos de propulsores y/o modos de funcionamiento pueden compensar la cantidad total de empuje con la eficiencia del empuje con respecto al consumo de combustible o propelente, definido como impulso específico.

60 La actividad económica comercial en el espacio cercano a la Tierra y en regiones situadas más allá está creciendo rápidamente. En el sistema solar interior, se dispone de energía eléctrica amplia y continua a través de colectores de células solares en naves espaciales. El uso de la energía solar-eléctrica para la propulsión de naves espaciales puede suponer una ventaja en términos de eficiencia. Además, el calentamiento eléctrico de los gases propelentes puede eliminar la necesidad de combustibles bipropelentes cáusticos o peligrosamente explosivos. Las

moléculas ligeras simples pueden servir como propelentes de alto impulso específicos. Estas incluyen: hidrógeno, agua, amoníaco, dióxido de carbono y líquidos criogénicos como el helio o el argón líquidos.

En los sistemas de propulsión de naves espaciales, el uso eficiente del propelente puede permitir mejores parámetros de misión (por ejemplo, más velocidad o mayor carga útil). En general, los sistemas químicos proporcionan el empuje más alto pero tienen la menor eficiencia de propelente, medida por el impulso específico. Una vez que una nave espacial está libre de la resistencia atmosférica, a menudo es deseable usar propulsores eléctricos de bajo empuje y alto impulso específico en lugar de propulsores químicos de bajo impulso específico. Aunque los tiempos de misión pueden ser más largos con propulsión de bajo empuje, el alcance total de la misión puede ampliarse sustancialmente usando sistemas de alto impulso específicos. En la propulsión electrotérmica, se usa energía eléctrica para calentar directamente los gases propelentes a temperaturas más elevadas que las que pueden alcanzarse con los sistemas químicos, mejorando de este modo el impulso específico.

En algunas implementaciones, la nave espacial incluye propulsores de diferentes tipos para mejorar la eficiencia del uso de la energía solar cuando aumenta la energía orbital. En algunas implementaciones, la nave espacial usa los mismos subsistemas para manejar los propulsores de diferentes tipos, reduciendo de este modo la masa y/o complejidad de la nave espacial, y por tanto disminuyendo el tiempo de misión a la vez que se mantiene y/o mejora la fiabilidad. Adicional o alternativamente, la nave espacial puede elegir o alternar entre propulsores de diferentes tipos como propulsores primarios. La nave espacial puede optimizar estas elecciones para varios objetivos de misión (por ejemplo, diferentes cargas útiles, diferentes órbitas de destino) y/o restricciones de misión (por ejemplo, disponibilidad de propelente). El ejemplo de optimización de estas elecciones pueden incluir variaciones en la recogida y almacenamiento de energía solar, así como en el control de cuándo los diferentes propulsores usan la energía y/o el propelente, como se analiza a continuación.

La Fig. 1 es un diagrama de bloques de una nave espacial 100 configurada para transferir una carga útil entre órbitas. La nave espacial 100 incluye varios subsistemas, unidades, o componentes dispuestos dentro o en una carcasa 110. Los subsistemas de la nave espacial 100 pueden incluir sensores y componentes de comunicaciones 120, control de mecanismo 130, control de propulsión 140, un ordenador de vuelo 150, un sistema de acoplamiento 160 (para acoplarse a un vehículo de lanzamiento 162, una o más cargas útiles 164, un depósito de propelente 166, etc.), un sistema de alimentación 170, un sistema de propulsores 180 que incluye un primer propulsor 182 y un segundo propulsor 184, y un sistema de propelente 190. Además, cualquier combinación de subsistemas, unidades o componentes de la nave espacial 100 implicados en la determinación, generación y/o soporte de la propulsión de la nave espacial (por ejemplo, el control de mecanismo 130, el control de propulsión 140, el ordenador de vuelo 150, el sistema de alimentación 170, el sistema de propulsor 180 y el sistema de propelente 190) puede denominarse colectivamente sistema de propulsión de la nave espacial 100.

Los sensores y componentes de comunicaciones 120 pueden ser varios sensores y/o sistemas de sensores para navegación (por ejemplo, sensores de obtención de imágenes, magnetómetros, unidades de movimiento inercial (IMU), receptores del Sistema de Posicionamiento Global (GPS), etc.), temperatura, presión, tensión, radiación, y otros sensores ambientales, así como dispositivos de comunicación por radio y/o ópticos para comunicarse, por ejemplo, con una estación terrestre, y/u otra nave espacial. Los sensores y componentes de comunicaciones 120 pueden estar conectados comunicativamente con el ordenador de vuelo 150, por ejemplo, para proporcionar al ordenador de vuelo 150 señales indicativas de información sobre la posición de la nave espacial y/o comandos recibidos de una estación terrestre.

El ordenador de vuelo 150 puede incluir uno o más procesadores, una unidad de memoria, medios legibles por ordenador, para procesar señales recibidas de los sensores y componentes de comunicaciones 120 y determinar acciones apropiadas de acuerdo con instrucciones cargadas en la unidad de memoria (por ejemplo, desde los medios legibles por ordenador). En general, el ordenador de vuelo 150 puede implementarse mediante cualquier combinación adecuada de hardware de procesamiento, que puede incluir, por ejemplo, circuitos integrados para aplicaciones específicas (ASIC) o matrices de puertas programables en campo (FPGA), y/o componentes de software. El ordenador de vuelo 150 puede generar mensajes de control basados en las acciones determinadas y comunicar los mensajes de control al control de mecanismo 130 y/o al control de propulsión 140. Por ejemplo, tras recibir señales indicativas de una posición de la nave espacial 100, el ordenador de vuelo 150 puede generar un mensaje de control para activar uno de los propulsores 182, 184 en el sistema de propulsores 180 y enviar el mensaje al control de propulsión 140. El ordenador de vuelo 150 también puede generar mensajes para activar y dirigir los sensores y componentes de comunicaciones 120.

El sistema de acoplamiento 160 puede incluir una serie de estructuras y mecanismos para acoplar la nave espacial 100 a un vehículo de lanzamiento 162, una o más cargas útiles 164, y/o un depósito de reabastecimiento de propelente 166. El sistema de acoplamiento 160 puede estar conectado fluidamente al sistema de propelente 190 para permitir la recarga de propelente desde el depósito de propelente 166. Adicional o alternativamente, en algunas implementaciones, puede disponerse por lo menos una parte del propelente en el vehículo de lanzamiento 162 y fuera de la nave espacial 100 durante el lanzamiento. La conexión fluida entre el sistema de acoplamiento 160 y el sistema de propelente 190 puede permitir transferir el propelente desde el vehículo de lanzamiento 162 a la nave espacial 100

tras el suministro y antes de desplegar la nave espacial 100 en órbita.

El sistema de alimentación 170 puede incluir componentes (analizados en el contexto de las Figs. 4-7) para recoger energía solar, generar electricidad y/o calor, almacenar electricidad y/o calor, y suministrar electricidad y/o calor al sistema propulsor 180. Para recoger la energía solar en el sistema de alimentación 170, los paneles solares con células fotovoltaicas, colectores o concentradores solares con espejos y/o lentes, o una combinación adecuada de dispositivos pueden recoger la energía solar. En el caso de usar dispositivos fotovoltaicos, el sistema de alimentación 170 puede convertir la energía solar en electricidad y almacenarla en dispositivos de almacenamiento de energía (por ejemplo, baterías de iones de litio, pilas de combustible, etc.) para su posterior suministro al sistema de propulsión 180 y otros componentes de la nave espacial. En algunas implementaciones, el sistema de alimentación 180 puede suministrar por lo menos una parte de la electricidad generada directamente al sistema de propulsión 180 y/o a otros componentes de la nave espacial. Cuando se usa un concentrador solar, el sistema de alimentación 170 puede dirigir la radiación solar concentrada (que tiene mayor irradiación) a células solares fotovoltaicas para convertirla en electricidad. En otras implementaciones, el sistema de alimentación 170 puede dirigir la energía solar concentrada a un receptor térmico solar o, simplemente, un receptor térmico, que puede absorber la radiación solar para generar calor. El sistema de alimentación 170 puede usar el calor generado para alimentar directamente un propulsor, como se analiza con más detalle a continuación, para generar electricidad usando, por ejemplo, una turbina u otra técnica adecuada (por ejemplo, un motor Stirling). El sistema de alimentación 170 puede entonces usar la electricidad directamente para generar empuje o almacenar energía eléctrica como se ha descrito brevemente anteriormente, o con más detalle a continuación.

El sistema de propulsión 180 puede incluir una serie de propulsores y otros componentes configurados para generar propulsión o empuje para la nave espacial 100. Los propulsores pueden incluir generalmente propulsores principales que están configurados para cambiar sustancialmente la velocidad de la nave espacial 100, o como propulsores de control de actitud que están configurados para cambiar la dirección u orientación de la nave espacial 100 sin cambios sustanciales en la velocidad. En algunas implementaciones, el primer propulsor 182 y el segundo propulsor 184 pueden configurarse ambos como propulsores principales, con propulsores adicionales configurados para el control de actitud. El primer propulsor 182 puede funcionar de acuerdo con una primera técnica de propulsión, mientras que el segundo propulsor 184 puede funcionar de acuerdo con una segunda técnica de propulsión.

Por ejemplo, el primer propulsor 182 puede ser un propulsor de microondas-electrotérmico (MET) (también puede denominarse cohete MET). En la cavidad de un propulsor MET, una cantidad inyectada de propelente puede absorber energía de una fuente de microondas (que puede incluir uno o más osciladores) incluida en el sistema propulsor 180 y, tras una ionización parcial, se calienta adicionalmente, se expande y sale de la cavidad del propulsor MET a través de una tobera, generando empuje.

El segundo propulsor 184 puede ser un propulsor térmico solar. En una implementación, el propelente en la cavidad del propulsor actúa como receptor térmico solar y, tras absorber energía solar concentrada, se calienta, expande y sale de la tobera generando empuje. En otras implementaciones, el propelente puede absorber calor antes de entrar en la cavidad, ya sea como parte del objetivo térmico o en un intercambio de calor con el objetivo térmico u otra masa térmica adecuada conectada térmicamente al objetivo térmico. En algunas implementaciones, mientras que el propelente puede absorber calor antes de entrar en la cavidad del propulsor, el sistema propulsor 180 puede añadir más calor al propelente dentro de la cavidad usando un calentador eléctrico o dirigiendo una parte de la energía de radiación solar a la cavidad.

El sistema de propelente 190 puede almacenar el propelente para su uso en el sistema propulsor 180. El propelente puede incluir agua, peróxido de hidrógeno, hidracina, amoníaco u otra sustancia adecuada. El propelente puede almacenarse en la nave espacial en fase sólida, líquida y/o gaseosa. Para ello, el sistema de propelente 190 puede incluir uno o más depósitos. Para mover el propelente dentro de la nave espacial 100, y para suministrar el propelente a uno de los propulsores, el sistema de propelente puede incluir una o más bombas, válvulas y tuberías. Como se describe a continuación, el propelente también puede almacenar calor y/o facilitar la generación de electricidad a partir del calor, y el sistema de propelente 190 puede configurarse, por consiguiente, para suministrar propelente al sistema de alimentación 170.

El control de mecanismo 130 puede activar y controlar mecanismos en el sistema de acoplamiento 160 (por ejemplo, para acoplar y desacoplar carga útil o conectar con una fuente externa de propelente), el sistema de alimentación 170 (por ejemplo, para desplegar y alinear paneles solares o concentradores solares), y/o el sistema de propelente (por ejemplo, para cambiar la configuración de uno o más depósitos desplegables de propelente). Además, el control del mecanismo 130 puede coordinar la interacción entre subsistemas, por ejemplo, desplegando un depósito en el sistema de propelente 190 para recibir propelente de una fuente externa conectada al sistema de acoplamiento 160.

El control de propulsión 140 puede coordinar la interacción entre el sistema de propulsión 140 y el sistema de propelente 190, por ejemplo, activando y controlando componentes eléctricos (por ejemplo, una fuente de microondas) del sistema de propulsión 140 y el flujo de propelente suministrado a los propulsores por el sistema de

propelente 190. Adicional o alternativamente, el control de propulsión 140 puede dirigir el propelente a través de elementos del sistema de alimentación 170. Por ejemplo, el sistema de propelente 190 puede dirigir el propelente para absorber el calor (por ejemplo, en un intercambiador de calor) acumulado dentro del sistema de alimentación 170. El propelente vaporizado puede entonces accionar la planta de energía (por ejemplo, turbina, motor Stirling, etc.) del sistema de alimentación 170 para generar electricidad. Adicional o alternativamente, el sistema de propelente 190 puede dirigir parte del propelente para cargar una celda de combustible dentro del sistema de alimentación 190.

Los subsistemas de la nave espacial pueden fusionarse o subdividirse en diferentes implementaciones. Por ejemplo, una única unidad de control puede controlar los mecanismos y la propulsión. Alternativamente, pueden usarse controladores dedicados para diferentes mecanismos (por ejemplo, un sistema de pivote para un concentrador solar), propulsores (por ejemplo, un propulsor MET), válvulas, etc. En el siguiente análisis, un controlador puede referirse a cualquier parte o combinación del control del mecanismo 130 y/o del control de la propulsión 140.

La Fig. 2 ilustra un sistema de propulsor MET 280 que funciona dentro de un sistema de nave espacial 210 que también incluye un controlador 240, un sistema de alimentación 270 y un sistema de propelente 290. El sistema de propulsor MET 280 incluye una cavidad resonante 281 con un eje de empuje 277, separado en un compartimiento de propelente 282a y un compartimiento de acoplamiento de microondas 282b. La cavidad resonante 281 también puede denominarse cámara (por ejemplo, cámara de propulsión, cámara resonante, etc.) o un resonador. En relación con una orientación nominal del propulsor 281, el compartimiento de propelente 282a puede denominarse cavidad superior, y el compartimiento de acoplamiento de microondas 282b puede denominarse cavidad inferior. La cavidad resonante 281 se extiende entre una placa superior 283a y una placa inferior 283b, y está separada en los dos compartimentos 282a,b por una ventana dieléctrica 284. Una tobera 285 puede estar dispuesta a través de la placa superior 283a, con la placa superior 283a rodeando sustancialmente la tobera 285. Una estructura de inyección de propelente 286 puede estar dispuesta en la placa superior 283a (por ejemplo, incluida en una estructura anular que se extiende hacia la cavidad 281) o en otra ubicación adecuada en el compartimiento de propelente 282a. La estructura de inyección de propelente 286 puede estar acoplada de manera fluida al sistema de propelente 290 a través de una línea de suministro 292. La estructura de inyección 286 puede incluir uno o más inyectores configurados para inyectar propelente en el compartimiento de propelente 282a de la cavidad resonante 281 para crear un flujo circunferencial rotatorio.

La cavidad resonante puede estar hecha de metal o de otro material adecuado. En algunas implementaciones, la cavidad resonante puede estar hecha de un material cerámico con un recubrimiento metálico para mejorar las propiedades térmicas y conductoras.

El compartimiento de acoplamiento de microondas 282b de la cavidad resonante 281 puede acoplarse electromagnéticamente a través de una estructura de acoplamiento 287 a una fuente de microondas 288. En algunas implementaciones, la estructura de acoplamiento 287 acopla energía a la cavidad 281 a través de un campo electromagnético evanescente. La fuente de microondas puede incluir uno o más generadores u osciladores de microondas (por ejemplo, magnetrones, circuitos Colpitts de estado sólido, etc.), amplificadores, controladores de fase, conmutadores y/u otros circuitos y dispositivos de microondas adecuados. La combinación de múltiples osciladores en una fuente de microondas 288 se analiza con referencia a las Figs. 3A y 3B. La estructura de acoplamiento de microondas 287 puede incluir un cable coaxial terminado con una sonda o una antena, o una guía de ondas terminada con una o más aberturas para acoplar energía electromagnética generada por la fuente de microondas 288 a un modo (o múltiples modos) de la cavidad resonante 281. Además, la estructura de acoplamiento puede incluir elementos de adaptación o de sintonización de impedancia (por ejemplo, stubs, transformadores de cuarto de onda, etc.). Los ejemplos de estructuras de acoplamiento se analizan con referencia a las Figs. 6A,B y 7A,B. Mediante la estructura de acoplamiento 287, la fuente de microondas 288 genera ondas estacionarias con una distribución espacial de potencia definida por los modos excitados en la cavidad resonante 281.

En funcionamiento del sistema propulsor 280, la potencia suministrada al modo o modos de la cavidad resonante 281 puede ionizar una parte del propelente inyectado, creando plasma que posteriormente absorbe más energía electromagnética. La energía absorbida por el plasma calienta el propelente circundante que aumenta de temperatura y presión y escapa del compartimiento del propelente 282a a través de la tobera 285 para generar empuje. Confinando sustancialmente el plasma a una región adecuada cerca de una entrada de la tobera 285 se aumenta la eficiencia del sistema propulsor 280. Una manera de confinar el plasma es introducir un flujo circunferencial rotatorio del propelente inyectado, como se ha analizado brevemente con anterioridad y, con más detalle con referencia a las Figs. 8A, 8B.

Implementaciones alternativas del sistema propulsor 210 pueden no incluir una cavidad resonante 281 (por ejemplo, como se analiza con referencia a la Fig. 4) o pueden integrar la cavidad resonante en la estructura de acoplamiento 287 (por ejemplo, como se analiza con referencia a la Fig. 5).

En algunas implementaciones, el sistema propulsor 280 puede implementarse por lo menos en parte en una placa de circuito, con componentes integrados y discretos. Pueden usarse osciladores de estado sólido para implementar la fuente de microondas 288. Una microbanda y líneas de transmisión coplanares u otras adecuadas

pueden implementar el acoplamiento 287, y por lo menos una parte de la cavidad de propelente 281 puede ser grabada a través de la placa de circuito.

5 Además, en algunas implementaciones, componentes adicionales pueden rodear la parte de la tobera 285 fuera de la cavidad resonante 281. Los componentes pueden estar configurados para calentar adicionalmente el gas que sale de la tobera 285 y/o para dirigir el flujo del gas saliente mediante un campo estático o eléctrico o magnético. De esta manera, el propulsor puede mejorar el empuje específico I_{SP} .

10 En algunas implementaciones, el sistema propulsor MET 280 puede configurarse para funcionar en un modo MET así como en un modo de propulsión química. Cuando funciona en el modo de propulsión química, el sistema propulsor MET 280 puede generar empuje mediante la formación de un gas caliente en la cavidad 281 usando una reacción de reducción-oxidación entre un primer fluido (por ejemplo, hidroceno) y un segundo fluido (por ejemplo, peróxido de hidrógeno). El primer y el segundo fluidos pueden funcionar como agentes reductores y oxidantes, respectivamente. Además, el mismo fluido (por ejemplo, hidroceno) puede funcionar como propelente en el modo de funcionamiento MET, así como uno de los agentes en el modo de funcionamiento químico. Además, en algunas implementaciones el sistema propulsor MET 280 pueden emplear pilas de combustible que almacenan oxígeno e hidrógeno por separado, y así puede usarse el mismo fluido, el agua, como ion propelente en el modo MET de funcionamiento y como fuente de los agentes reductores y oxidantes en el modo químico de funcionamiento.

20 La Fig. 3A ilustra una arquitectura para dirigir señales desde múltiples osciladores o generadores de microondas a uno o más propulsores MET. La arquitectura de ejemplo incluye cuatro generadores 310a-d, cada uno de los cuales genera una señal respectiva. Las señales pueden ser sustancialmente de onda continua (CW) en el intervalo de 1-20 GHz. En algunas implementaciones, las señales pueden tener frecuencias sustancialmente diferentes (por ejemplo, con diferencias de frecuencia no menores de 1 kHz, 10 kHz, 100 kHz u otra diferencia mínima adecuada). En otras implementaciones, las señales pueden tener frecuencias sustancialmente similares (por ejemplo, con diferencias de frecuencia menores de 1 kHz, 100 Hz, 10 Hz u otra diferencia mínima adecuada). La arquitectura 300 puede incluir componentes de ajuste de fase 320a-d configurados para ajustar la fase de cada una de las señales correspondientes correspondiente a cada uno de los generadores 310a-d. A continuación, la arquitectura 300 puede dirigir las señales con fase cambiada a una red de conmutación 330. La red de conmutación 340 puede incluir un número adecuado de dispositivos de enrutamiento, incluyendo divisores, combinadores, interruptores electromecánicos, interruptores de sistemas microelectromecánicos (MEMS), interruptores de estado sólido, etc. La red de conmutación 340 puede proporcionar una salida a uno de los dos propulsores MET 350a,b. En algunas implementaciones, sólo puede usarse un propulsor MET, mientras que en otras implementaciones pueden usarse más de dos propulsores MET.

35 Algunos de los generadores 310a-d pueden estar configurados para bloquearse en fase para generar señales de sustancialmente la misma frecuencia y con diferencias de fase por pares sustancialmente consistentes entre la diferencia de fase entre los generadores bloqueados en fase. En algunas implementaciones, los componentes de ajuste de fase 320a-d pueden ser filtros. En otras implementaciones, los componentes de ajuste de fase 320a-d pueden ser líneas de retardo. En cualquier caso, los componentes de ajuste de fase 320a-d pueden ser sintonizables. En algunas implementaciones, un controlador ajusta las fases de los componentes 320a-d para facilitar el bloqueo de fase o para aumentar la potencia de salida de las señales combinadas.

40 La red de conmutación 340 puede dirigir la salida a un único propulsor MET (es decir, acoplar la energía a la cavidad resonante del propulsor MET). En otras implementaciones, la red de conmutación puede dirigir una parte de la salida a un propulsor y otra parte de la salida a otro propulsor. En un sistema de propulsor MET redundante que incluye múltiples generadores de microondas 310a-d y múltiples propulsores MET 350a,b, la red de conmutación 340 puede dirigir un subconjunto de las señales generadas por los generadores 310a-d, a uno o ambos de los propulsores MET 350a,b.

50 La Fig. 3B ilustra un ejemplo de colocación tridimensional de osciladores o generadores de microondas 360a-d en relación con una carga 370, que puede ser la cavidad resonante, por ejemplo (como la cavidad resonante 281 analizada con referencia a la Fig. 2). Los generadores 360a-d están interconectados a través de las guías de transmisión u ondas 380a-d respectivas. Las longitudes de las guías 380a-d pueden ajustarse de tal manera que los generadores 360a-d estén bloqueados en fase y configurados para aumentar la potencia suministrada a la carga 370.

60 La Fig. 4 ilustra una configuración de propulsor MET 400 que no requiere una cavidad resonante. En su lugar, la fuente de microondas 410 suministra energía a través de una guía de ondas 420 a un compartimento de propelente 430 dispuesto a través de la guía de ondas 420. El compartimento de propelente 430 incluye una tobera 432. La energía de microondas suministrada al compartimento de propelente 430 enciende un plasma y calienta el propelente gaseoso que genera empuje al expandirse a través de la tobera 432. Un sistema de alimentación 470 (por ejemplo, el sistema de alimentación 270 de la Fig. 2) puede suministrar energía a la fuente de microondas 410, mientras que un sistema de propelente 490 (por ejemplo, el sistema de propelente 290) puede suministrar el propelente al compartimento de propelente 430. Por tanto, la configuración de propulsor MET 400 puede funcionar dentro del sistema de nave espacial 210.

La Fig. 5 ilustra otra configuración de propulsor MET 500. La fuente de microondas 510 suministra energía a través de una línea de transmisión coaxial 520 a un compartimento de propelente 530 dispuesto entre un conductor central y una protección (un conductor exterior) de una sección de la línea de transmisión coaxial 520. La energía de microondas suministrada al compartimento de propelente 530 enciende un plasma y calienta el propelente gaseoso que genera empuje al expandirse a través de la tobera 532. Un sistema de alimentación 570 (por ejemplo, el sistema de alimentación 270 de la Fig. 2) puede suministrar energía a la fuente de microondas 510, mientras que un sistema de propelente 590 (por ejemplo, el sistema de propelente 290) puede suministrar el propelente al compartimento de propelente 530. Una sección de la línea de transmisión coaxial proximal a la tobera 532 y que incluye el compartimento de propelente 530 puede formar una cavidad de resonancia. En algunas implementaciones, una sección de la línea de transmisión coaxial 520 puede incluir una sección de transformación de impedancia con stubs coaxiales, transformador de impedancia de cuarto de onda, o cualquier otro circuito de correspondencia de impedancia adecuado. El conducto central de la línea de transmisión coaxial 520 dentro del compartimento de propelente 530 puede estar recubierto con un material dieléctrico para protegerlo de la degradación provocada por el plasma. Además, la línea de transmisión coaxial 520 puede incluir una ventana dieléctrica para definir el compartimento de propelente 530 (es decir, separar una parte de la línea de transmisión coaxial de otra parte de la línea de transmisión coaxial en la que está contenido el gas caliente).

Ahora en referencia a una configuración 600 de la Fig. 6A, en algunas implementaciones un propulsor MET de esta divulgación incluye una cavidad resonante 601 (que puede ser similar a la cavidad resonante 281 analizada anteriormente e incluye una ventana dieléctrica 605 que separa la cavidad en dos compartimentos), la frecuencia resonante de la cual puede sintonizar un controlador (por ejemplo, el controlador 240 de la Fig. 2). En particular, para contrarrestar el impacto del plasma generado dentro de la cavidad resonante 601 durante el funcionamiento del propulsor MET en las frecuencias resonantes de la cavidad resonante 601, uno o más imanes 602 ejercen un desplazamiento magnético sobre un inserto de ferrita 604 dispuesto dentro de la cavidad resonante 601. En la implementación de ejemplo de la Fig. 6A, el uno o más imanes 602 son electroimanes que el controlador puede activar y desactivar según sea necesario.

Por ejemplo, el controlador 240 puede activar el electroimán o electroimanes 602 cuando se ioniza por lo menos una parte del propelente dentro de la cavidad resonante 601. Como se analiza con más detalle con referencia a la Fig. 15 a continuación, el propelente que entra en la cavidad resonante 601 en una etapa inicial de funcionamiento del propulsor MET puede calentarse y permanecer unido hasta un cierto tiempo (y, en un tiempo T_3 en la Fig. 15), cuando el propelente comienza a formar plasma y, por consiguiente, comienza a impactar sobre las frecuencias resonantes de la cavidad resonante 601. El controlador 240 puede determinar este tiempo usando sensores de temperatura dispuestos en o cerca de la cavidad resonante 601 o, en otra implementación, determinando la cantidad de tiempo transcurrido desde que comenzó a entrar el propelente en la cavidad resonante a un cierto caudal y usando una tabla de consulta para determinar cuándo debe activar el controlador 240 los electroimanes 602.

En la implementación de la Fig. 6A, el uno o más imanes 602 están dispuestos a lo largo de la pared vertical de la carcasa cilíndrica de la cavidad resonante 601 (con la posición de una tobera 610 definiendo la orientación vertical de la cavidad resonante 601). El inserto o insertos de ferrita 604 correspondientes están dispuestos dentro de la cavidad resonante 601, a lo largo de la pared vertical de la carcasa cilíndrica, de tal manera que la pared vertical de la cavidad resonante 601 separa cada uno de los uno o más imanes 602 del inserto de ferrita 604 correspondiente. Una guía de ondas 620 acopla energía de microondas a la cavidad resonante 601 en la base de la carcasa cilíndrica de la cavidad resonante 601.

Por otro lado, en la configuración 650 de la Fig. 6B, el uno o más imanes 652 están dispuestos fuera de la base de la carcasa cilíndrica de la cavidad resonante 651 (que también puede ser similar a la cavidad resonante 281 analizada anteriormente y puede incluir una ventana dieléctrica 655), en un extremo opuesto al extremo en el que está dispuesta la tobera 660. El inserto de ferrita 654 está dispuesto dentro de la cavidad resonante 651 en la base de la carcasa cilíndrica, de tal manera que la placa en la base de la cavidad resonante 651 separa cada uno de los uno o más imanes 652 del inserto de ferrita 654 correspondiente. Una guía de ondas 670 acopla energía de microondas a la cavidad resonante 651 en una pared vertical de la carcasa cilíndrica de la cavidad resonante 651.

En algunas implementaciones, un propulsor MET implementa una combinación de las técnicas de las Figs. 6A y 6B. Más generalmente, un propulsor MET puede incluir uno o más insertos de ferrita en cualquier localización adecuada dentro de la cavidad resonante y uno o más imanes dispuestos en las localizaciones correspondientes adecuadas fuera de la cavidad resonante. Además, en algunas implementaciones, los imanes pueden ser permanentes (por ejemplo, imanes de tierras raras) accionados mecánicamente para interactuar con los insertos de ferrita.

A continuación, se analizan varias técnicas de ejemplo para acoplar energía de microondas a un propelente en una cavidad resonante con referencia a las Figs. 7A y 7B.

En referencia primero a una configuración 700 de la Fig. 7A, una cavidad resonante 701 incluye una ventana

dieléctrica 705 y está dispuesta dentro de una carcasa cilíndrica, similar a la cavidad resonante 281 analizada anteriormente. Una guía de ondas 720 se apoya en la base de la carcasa cilíndrica, en un extremo opuesto al extremo en el que está dispuesta una tobera 710. La guía de ondas 720 puede tener una sección transversal rectangular, por ejemplo. La guía de ondas 720 acopla la energía electromagnética de una fuente de microondas, como la fuente de microondas 288 de la Fig. 2, en la cavidad resonante 701 a través de una abertura 730. En esta implementación, la abertura 730 tiene forma redonda.

De acuerdo con la configuración 750 de la Fig. 7B, una cavidad resonante 751 también incluye una ventana dieléctrica 755 y está dispuesta dentro de una carcasa cilíndrica, similar a la cavidad resonante 281 analizada anteriormente. Sin embargo, una guía de ondas 770 envuelve por lo menos una parte de la circunferencia de la carcasa cilíndrica. Por tanto, la guía de ondas 770 se apoya en la pared vertical de la carcasa cilíndrica. La guía de ondas 770 incluye una abertura en forma de hendidura estrecha, con la dimensión más larga de la hendidura paralela al eje de la cavidad resonante 751 (es decir, el eje de la carcasa cilíndrica).

En algunas implementaciones, la guía de ondas 770 incluye múltiples aberturas en la sección que colinda con la carcasa cilíndrica de la cavidad resonante 751, para aumentar la eficiencia del acoplamiento. Por ejemplo, la guía de ondas 770 puede incluir dos, tres, cuatro, etc. aberturas con forma similar a la abertura 780, a través de cada una de las cuales la fuente de microondas puede suministrar energía de microondas a la cavidad resonante 751.

En otras implementaciones más, una guía de ondas similar a la guía de ondas 720 o 770 puede definir una tangente a la circunferencia de la cavidad resonante, y acoplar energía electromagnética procedente de una fuente de microondas a la cavidad resonante a través de una única abertura.

En referencia ahora a la Fig. 8A, un ejemplo de cavidad resonante 801 incluye una estructura anular 810 que se extiende hacia la cavidad resonante 801 a lo largo del eje de empuje 803 para soportar o incluir uno o más inyectores 820. En esta implementación, dos inyectores 820A y 820B están separados entre sí 180 grados a lo largo de una circunferencia concéntrica con la circunferencia de la estructura anular. En otra implementación, la estructura anular 810 soporta cuatro inyectores, separados entre sí 60 grados. De forma más general, la estructura anular 810 puede soportar N inyectores, que pueden estar separados entre sí $360/N$ grados (u otra distancia angular adecuada).

En esta implementación la estructura anular 810 no se extiende por encima de una placa superior 830 que soporta una tobera 832. En otras implementaciones la estructura anular 810 puede extenderse por encima de la placa superior 830. Como un ejemplo más particular, la estructura anular 810 puede formar un cono de salida de la tobera 832. En otras implementaciones, la tobera 832 tiene una estructura integral, incluyendo un cono de salida, y se proporciona separada de la estructura anular 810.

En cualquier caso, la estructura anular 810 puede incluir canales que se extienden desde las entradas 822A y 822B respectivas hacia la cavidad 801 para definir los inyectores 820A y 820B, o el canal puede recibir tubos huecos de los inyectores 820A y 820B. Los inyectores 820A y 820B están configurados para crear o mejorar un flujo circunferencial rotatorio del gas caliente en la cavidad 801. Con este fin, la estructura anular 810 puede definir una geometría adecuada para los inyectores 820A y 820B, por ejemplo, curvar los canales de los inyectores 820A y 820B de tal manera que el propelente se introduzca en la cavidad 801 en un ángulo relativo al eje de empuje 803, o proporcionar canales sustancialmente rectos en un ángulo con respecto al eje de empuje 803. De esta manera, los inyectores 820A y 820B imparten momento angular al propelente que se introduce en la cavidad 801, lo que a su vez facilita la creación de un flujo circunferencial rotatorio 840 de gas caliente en la cavidad 801. La estructura anular 810 puede orientar las salidas 824A y 824B de tal manera que los inyectores 824A y 824B impartan momento angular al propelente a lo largo de la misma dirección, por ejemplo, en el sentido de las agujas del reloj como se ilustra en la Fig. 8A o en sentido contrario a las agujas del reloj.

Además, como se ilustra en la Fig. 8A, la estructura anular 810 define la ubicación de las salidas 824A y 824B de los inyectores 820A y 820B, respectivamente. En particular, la estructura anular 810 determina las ubicaciones respectivas de las salidas 824A y 824B en términos de una distancia a lo largo del eje de empuje 803, así como en términos de una distancia radial a lo largo de una perpendicular al eje de empuje 803. Por tanto, la estructura anular 810 puede facilitar la inyección del propelente cerca de la ubicación dentro de la cavidad 801 donde se forma el plasma (en lugar de cerca de la placa superior 830, por ejemplo).

Con referencia continuada a la Fig. 8A, en una implementación de ejemplo la estructura anular 810 incluye una sección 850 con un radio que aumenta con la distancia de alejamiento de la tobera 832. La sección 850 por lo tanto tiene forma de un tronco cónico para mejorar aún más la vorticidad y facilitar la creación de un flujo circunferencial rotatorio de gas caliente.

La Fig. 8B ilustra una cavidad resonante 861 de ejemplo en la que los inyectores 870A y 870B se implementan como capilares. En esta implementación, los capilares no están soportados por una estructura anular, y el punto en el que el propelente se introduce en la cavidad resonante 861 está definido por la forma y el material de los capilares. De manera similar a la implementación de la Fig. 8A, los inyectores 870A y 870B pueden impartir momento angular al

propelente que se introduce en la cavidad 861, lo que a su vez facilita la creación de un flujo circunferencial rotatorio de gas caliente en la cavidad 861.

La Fig. 8C ilustra un ejemplo de cavidad resonante 881 en la que los inyectores 890A son 890B se implementan como capilares dispuestos fuera de una estructura anular 880 que, de manera similar a la estructura anular 810 de la Fig. 8A, se extienden hacia la cavidad resonante 881.

A continuación, las Figs. 9A y 9B ilustran varias geometrías de ejemplo de una cavidad resonante, que puede usarse como la cavidad resonante 281 en el propulsor MET de la Fig. 2, por ejemplo. La cavidad resonante 901 incluye una sección inferior 910, una sección intermedia 912, y una sección superior 914 más próxima a una tobera 920. En esta implementación, la sección inferior 910 y la sección superior 914 tienen un diámetro constante, pero la sección inferior 910 tiene un diámetro más ancho que la sección superior 914. La sección intermedia 912 tiene un diámetro que disminuye a lo largo del eje del cilindro. La sección intermedia 912 tiene un diámetro que disminuye a lo largo del eje del cilindro, de tal manera que la parte de la sección intermedia 912 más cercana a la tobera 920 es más estrecha que la parte de la sección intermedia 912 más alejada de la tobera 920. En esta implementación, el diámetro disminuye linealmente, y la sección intermedia 912 forma un tronco cónico que puede mejorar la vorticidad y facilitar la creación de un flujo circunferencial rotatorio de gas caliente. De manera más general, el diámetro no necesita variar linealmente y puede variar de cualquier manera adecuada (por ejemplo, exponencialmente).

En la implementación de la Fig. 9B, la cavidad resonante 951 incluye una sección inferior 960, una primera sección troncocónica 962, una sección intermedia 964, una segunda sección troncocónica 964, y una sección superior 968 más próxima a una tobera 970. La sección inferior 960 y la sección superior 968 tienen el mismo diámetro constante. La sección intermedia 964 tiene un diámetro constante menor que el diámetro de la sección inferior 960 y de la sección superior 968. El diámetro de la primera sección troncocónica 962 disminuye a lo largo del eje del cilindro, de tal manera que la parte más cercana a la tobera 970 es más estrecha que la parte más alejada de la tobera 970. El diámetro de la segunda sección troncocónica 966 aumenta a lo largo del eje del cilindro, de tal manera que la parte más cercana a la tobera 970 es más ancha que la parte más alejada de la tobera 970. En otras implementaciones de la sección 962 y/o de la sección 966 el diámetro puede variar de manera no lineal. La geometría de la cavidad resonante 951 también puede mejorar la vorticidad y facilitar la creación de un flujo circunferencial rotatorio de gas caliente.

Haciendo referencia ahora a la Fig. 10A, una tobera monolítica 1000 de ejemplo puede disponerse en una placa superior 1002 de una cavidad resonante, como la cavidad resonante de 281 ilustrada en la Fig. 2. Toda la tobera 1000 puede estar hecha del mismo material, como una cerámica, por ejemplo, o metal con recubrimiento cerámico. La tobera 1000 puede incluir una brida 1010 a través de la cual la tobera 1000 se une a la placa superior 1002. La brida 1010 evita que la tobera 1000 sea expulsada debido a la presión dentro de la cavidad resonante.

En la implementación de la Fig. 10B, una tobera monolítica 1050 de ejemplo puede estar dispuesta de manera similar en una placa superior 1052 de una cavidad resonante. Toda la tobera 1050 puede estar hecha del mismo material. En esta implementación, una parte 1060 de la tobera 1060 se extiende dentro de la cavidad resonante para aumentar la intensidad del campo eléctrico que actúa sobre el propelente. La parte que se extiende dentro de la cavidad puede evitar que la tobera 1060 sea expulsada debido a la presión dentro de la cavidad resonante, de manera similar a la brida 1010 de la tobera 1000 analizada anteriormente.

A continuación, la Fig. 11 ilustra una configuración 1100 de ejemplo en la que insertos anulares concéntricos 112 y 114 en una placa superior 1102 rodean una tobera 1110. Aunque la Fig. 11 ilustra dos insertos anulares concéntricos, en otras implementaciones se usa un único inserto anular concéntrico o, por el contrario, se usan más de dos de tales insertos.

La placa superior 1102 puede estar dispuesta en un extremo de una cavidad resonante (por ejemplo, la cavidad resonante 281 analizada anteriormente). La placa superior 1102 puede estar hecha de un determinado material, como acero u otra aleación metálica o metal adecuados, con un primer coeficiente de expansión térmica (CTE) α_1 . El CTE del material de la tobera puede ser α_2 diferente de α_1 . Por ejemplo, la tobera 1110 puede estar hecha de un material cerámico con un CTE inferior al del metal, o la tobera 1110 puede tener un recubrimiento cerámico. Como la temperatura puede no distribuirse uniformemente a través de la placa superior 1102 cuando el plasma se ha formado en la cavidad resonante, con áreas más cercanas a la tobera 1110 calentándose más que las áreas cerca del borde exterior de la placa superior 1102, la placa superior 1102 puede ejercer presión sobre la tobera 1110, lo que con el tiempo puede llevar al deterioro de la tobera 1110. Por ejemplo, la garganta de la tobera 1110 puede volverse más estrecha o irregular.

En algunas implementaciones, el inserto anular concéntrico 1112 está dispuesto entre la tobera 1110 y la placa superior 1102 (directamente adyacente a la placa superior 1102 o adyacente a través de otro u otros insertos anulares concéntricos). El inserto anular concéntrico 1112 tiene un coeficiente de expansión térmica α_3 diferente de α_2 y α_1 . En una implementación de ejemplo, α_3 es menor que α_2 y α_1 . Como resultado, el inserto anular concéntrico 1112 reduce la tensión térmica que ejerce la placa superior 1102 sobre la tobera 1110 y, en particular, sobre la

garganta de la tobera. En otra implementación, el CTE α_3 es menor que α_1 pero igual o mayor que α_3 . En otra implementación más, el inserto anular concéntrico 1112 está hecho de un material elástico para absorber la tensión ejercida por la placa superior 1102.

5 Cuando se usan múltiples insertos anulares concéntricos, los coeficientes térmicos de los insertos anulares concéntricos pueden seleccionarse de tal manera que proporcionen valores entre capas, por ejemplo, el CTE α_4 del inserto anular concéntrico 1114 puede estar entre los CTE α_3 y α_1 del inserto anular concéntrico 1112 y la placa superior 1102, respectivamente.

10 En referencia ahora a las Figs. 12A y 12B, en algunos casos es deseable poder probar toberas de diferentes geometrías y/o composición con una cierta cavidad resonante. Una configuración 1200 ilustra un adaptador 1200 configurado para acoplarse de manera desmontable a una placa superior 1204 (ilustrada en la Fig. 12B), que puede disponerse en un extremo de una cavidad resonante. Por ejemplo, el adaptador 1200 puede incluir una brida 1202 que ejerce una fuerza sobre la placa superior 1204 para evitar que el adaptador 1200 sea expulsado por la presión dentro de la cavidad resonante. El adaptador 1202 soporta una tobera 1210. En algunas situaciones, puede ser más fácil formar un adaptador similar al adaptador 1200 para una tobera deseada que adaptar una tobera directamente a la placa superior 1204.

20 A continuación, la Fig. 13 ilustra un inserto de tobera 1300 de ejemplo que puede usarse para proteger la garganta de una tobera 1302. El inserto de tobera 1300 puede estar hecho de un metal refractario u otro material adecuado que pueda reducir la oxidación de la tobera 1302. En una implementación de ejemplo, el inserto de tobera 1300 está hecho de iridio. En otra implementación de ejemplo, el inserto de tobera 1300 está hecho de niobio. Aunque la Fig. 13 ilustra un inserto de tobera 1300 de una sola capa, en general un inserto de tobera adecuado puede tener cualquier número de capas adecuado (por ejemplo, dos, tres, cuatro).

25 La Fig. 14A es un diagrama de bloques de una configuración de ejemplo 1400 en la que durante la fabricación puede inyectarse una mezcla de recubrimiento 1410 en una cavidad resonante 1402 para depositar un material de recubrimiento sobre la superficie interior de una tobera 1406. En particular, durante la fabricación de la tobera 1406, un controlador (que no necesita estar asociado con una nave espacial) puede proporcionar una señal de control 1420 a una válvula 1422 dispuesta en una línea de fluido entre un depósito presurizado con la mezcla de recubrimiento 1410 y la cavidad resonante 1402. El controlador puede hacer que la mezcla de recubrimiento 1410 se inyecte en la cavidad resonante 1402 a través de una entrada 1403 cuando una fuente de microondas 1420 (que puede ser similar a la fuente de microondas 288, por ejemplo) puede acoplar energía electromagnética generada en la cavidad resonante 1402. La energía produce gas caliente 1422 a partir de la mezcla de recubrimiento 14010 en la cavidad resonante 1402, y la presión en la cavidad resonante 1402 expulsa el gas caliente 1424 a través de la tobera 1406. Cuando se desplaza a través de la garganta de la tobera 1406, el gas caliente recubre la garganta (la superficie interior) de la tobera 1406 con un material de recubrimiento.

40 En varias implementaciones el material de recubrimiento puede ser (o puede incluir) cerámica oxidada, cerámica no oxidada o un metal refractario como el tungsteno. Además, en algunas implementaciones el gas caliente recubre la garganta de la tobera con una película de diamante o una película de zafiro. Con este fin, la mezcla de recubrimiento 210 incluye un agente de recubrimiento, de tal manera que el recubrimiento o la película depositada sobre la garganta de la tobera 1406 es un producto químico del agente de recubrimiento.

45 Después de someterse al procedimiento ilustrado esquemáticamente en la Fig. 14A, la tobera 1406 sola, o junto con la cavidad resonante 1402 puede desplegarse en una nave espacial. En algunas implementaciones, la cavidad resonante 1402 recibe un propelente a través de la misma entrada 1403. Por tanto, una instalación de propulsor que incluye la cavidad resonante 1402 y la tobera 1406 puede funcionar en un primer modo en el que la energía de microondas produce gas caliente para recubrir la tobera 1406, y un segundo modo en el que la energía de microondas produce gas caliente a partir del propelente para generar empuje, cuando la nave espacial se despliega en el espacio.

50 La Fig. 14B es un diagrama de bloques de una configuración de ejemplo 1430 en la que puede inyectarse en la cavidad resonante 1402 en un determinado modo de funcionamiento del propulsor un aditivo 1412 para depositar un material de recubrimiento sobre la superficie interior de la tobera 1406. En particular, puede acoplarse la misma cavidad resonante 1402 o una similar con la entrada 1403 a una línea de fluido 1440 a través de la cual el controlador de la nave espacial (por ejemplo, el controlador 240 de la Fig. 2) puede hacer selectivamente que solo se inyecte el propelente 1414 en la cavidad resonante 1402, o una mezcla del propelente 1414 y un aditivo 1412. Con este fin, el controlador puede manejar las válvulas 1442 y 1444. De manera similar a la mezcla de recubrimiento 1410 analizada anteriormente, en varias implementaciones el aditivo 1412 puede ser (o puede incluir) cerámica de óxido, cerámica sin óxido, un metal refractario como tungsteno, un agente de recubrimiento que forma una película de diamante o una película de zafiro, etc. En un modo de funcionamiento, la energía de microondas de la fuente de microondas 1420 produce gas caliente 1426 a partir del propelente 1414 y el aditivo 1412, y la presión en la cavidad resonante 1402 expulsa el gas caliente 1426 a través de la tobera 1406, recubriendo de este modo la garganta de la tobera 1406 con un material de recubrimiento incluido en el aditivo 1412. En otro modo de funcionamiento, el gas caliente se genera

únicamente a partir del propelente 1414.

La Fig. 14C es un diagrama de bloques de otra configuración 1460 de ejemplo en el que una mezcla de recubrimiento para depositar un material de recubrimiento sobre la superficie interior de una tobera puede inyectarse en una cavidad resonante junto con el propelente. En esta implementación una cavidad resonante 1404 incluye dos entradas 1407 y 1409 para recibir un propelente 1414 o una "mezcla de rejuvenecimiento" 1416, respectivamente. La mezcla de rejuvenecimiento 1416 puede ser similar al aditivo 1412, o incluir agentes químicos adicionales adecuados para proteger la tobera 1406 de la oxidación, erosión, etc. El controlador puede manejar las válvulas 1462 y 1462 para suministrar el propelente 1414, la mezcla de rejuvenecimiento 1416, o ambos a la cavidad resonante 1404.

Finalmente, un diagrama 1500 de la Fig. 15 representa una curva 1504 que representa la potencia de salida de un generador de microondas, así como una curva 1502 que representa la velocidad a la que se inyecta un propelente en una cavidad resonante, trazada en una línea de tiempo compartida, de acuerdo con la cual puede funcionar un propulsor MET de la presente divulgación (por ejemplo, el sistema propulsor MET 280). Hablando de manera general, el diagrama 1500 ilustra una etapa de ignición 1510, durante la cual el propulsor funciona en modo de ignición, una etapa intermedia 1512, durante la cual el propulsor aumenta la potencia y el flujo de propelente, y una etapa de propulsión 1514, durante la cual el propulsor funciona en modo de propulsión.

Durante la etapa 1510, un controlador del propulsor hace que el propelente comience a fluir hacia la cavidad resonante a una primera velocidad, relativamente baja y relativamente constante. Como se ilustra en la Fig. 15, el controlador, maneja la fuente de microondas en el modo de baja velocidad hasta el momento T_3 , en el cual el propulsor pasa de la etapa 1510 a la etapa 1512. En el momento T_1 , posteriormente a la activación del flujo del propelente, el controlador activa la fuente de potencia y comienza a suministrar la potencia electromagnética a la cavidad resonante. El controlador aumenta la potencia hasta el momento T_2 (posterior al momento T_1 y anterior al momento T_3).

En el momento T_2 , el controlador determina (basándose en las entradas del sensor o usando una tabla de consulta, por ejemplo) que el propelente se está acercando al estado en el que por lo menos una parte del propelente está ionizado. En esta implementación el controlador comienza a aumentar la salida de potencia más gradualmente hasta el momento T_4 . A continuación, en el momento T_3 , el controlador determina que por lo menos una parte del propelente se ioniza en la cavidad resonante y comienza a aumentar el caudal. El controlador también puede aumentar la potencia, comenzando en un momento posterior T_4 .

El controlador puede dejar de aumentar la potencia y el caudal en los momentos T_5 y T_6 , respectivamente. El controlador entonces hace que el propulsor opere en el modo de propulsión, en el cual tanto la potencia como el caudal están a un nivel relativamente alto y relativamente constante. En algunas implementaciones, el controlador puede además variar el caudal del propelente en la etapa de propulsión 1514 de acuerdo con el empuje deseado, es decir, el gráfico 1502 puede "estabilizarse" en diferentes niveles.

En los cohetes electrotrmicos de microondas (MET), el gas propelente se calienta a alta temperatura en un pequeño volumen mediante una descarga eléctrica procedente de un campo de microondas intensamente enfocado. El gas a alta temperatura se concentra en la garganta de una tobera del propulsor donde el gas caliente se extrae y se acelera a gran velocidad, produciendo de este modo un empuje eficaz. El gas caliente se concentra por acción del remolino del propelente gaseoso en la región exterior a la descarga eléctrica. Es un principio general que las fuerzas centrífugas que actúan sobre una columna rotatoria de gas concentrarán los gases más calientes y menos densos a lo largo del eje de rotación, mientras que los gases más fríos y densos se alejarán del eje de rotación. El sistema y método actual describe la colocación de inyectores de flujo de gas que rodean la tobera del propulsor y la región de descarga.

Estas y otras características y ventajas del presente sistema y método serán evidentes para los expertos en la técnica a partir de la siguiente descripción detallada, tomada junto con los dibujos acompañantes, en los que números de referencia similares se refieren a partes similares.

La Fig. 16 ilustra ciertos detalles de un propulsor de ejemplo (por ejemplo, propulsor 280) en el contexto de la inyección de propelente. En referencia a la Fig. 16, una fuente potente de energía de microondas 1601 (por ejemplo, la fuente de microondas 288), como un magnetrón, suministra energía de microondas a través de una estructura de transición coaxial 1602 (o cualquier estructura de acoplamiento adecuada, por ejemplo, la estructura 288) a un resonador de microondas hueco 1603 (como la cavidad resonante 281). Una antena 1604 en el extremo de la estructura coaxial 1602 hace que la energía de microondas irradie hacia el resonador 1603. El resonador 1603 es resonante a la frecuencia de la energía de microondas entrante, lo que provoca un campo de microondas de onda estacionaria intenso para llenar el resonador.

Una ventana dieléctrica hermética a la presión 1605 (por ejemplo, la ventana 284) divide el resonador 1603 en dos compartimentos que pueden presurizarse independientemente. La ventana dieléctrica 1605 es sustancialmente transparente a los campos de microondas y no altera sustancialmente el patrón de onda estacionaria dentro del resonador 1603. Múltiples conexiones de alimentación de gas 1607a y 1607b pueden permitir que las dos mitades de

compartimento se presuricen por separado con gases apropiados. Las presiones en las dos mitades del compartimento pueden monitorizarse independientemente mediante sensores de presión 1610 y 1611.

Debido a la intensa energía de microondas presente cerca del extremo del resonador, se desarrolla una descarga eléctrica localizada 1606 en un gas propelente inyectado a través de la alimentación 1607a. Se hace que el gas propelente rote (en un flujo circunferencial), como se ha analizado anteriormente. La radiación de microondas puede calentar un pequeño volumen del gas a alta temperatura. La presión del gas inyectado de manera continua fuerza el flujo de gas rotatorio calentado hacia la garganta de la tobera del propulsor 1613. El gas sale luego a través de la tobera del propulsor 1613 donde es acelerado para convertirse en una corriente de alta velocidad 1612 que produce el empuje del cohete. La tobera del propulsor 1613 puede estar provista además de medios, por ejemplo, una conexión roscada, para permitir que se ajuste más o menos sobresaliendo hacia el resonador 1603.

En una realización, la placa del extremo superior del resonador 1603 incluye dos partes (1614 y 1615) para permitir que los canales de flujo de gas sean mecanizados dentro del interior de la placa superior ensamblada. La mitad inferior 1614 de la placa de extremo superior incluye inyectores de gas 1609a,b y una mitad inferior de un canal de distribución de gas circunferencial 1608. La mitad superior 1615 de la placa de extremo, puede incluir la conexión de alimentación de gas 1607a acoplada de manera fluida a la mitad superior del canal de distribución de gas circunferencial 1608. Los inyectores de gas 1609a,b pueden dirigir el gas propelente, como vapor de agua, tangencialmente (es decir, sustancialmente perpendicular a la dirección radial del resonador 1603) hacia el resonador 1603 para producir el flujo de gas rotatorio.

En la realización ilustrada, los inyectores de gas 1609a,b pueden colocarse a una distancia radial sustancialmente óptima de la tobera 1613 para enfocar mejor la descarga eléctrica 1606 hacia la garganta de la tobera 1613. En general, la posición radial óptima (distancia desde la tobera 1613) puede depender de los detalles operativos del cohete, como la presión de funcionamiento, el caudal másico y el tipo de gas utilizado.

En referencia a la Fig. 17, se indican esquemáticamente los campos de ondas estacionarias dentro del resonador 1603. Los campos eléctricos 1716 están representados por flechas curvadas sólidas. Los campos magnéticos 1717 están representados por flechas curvadas discontinuas. El resonador 1603 puede construirse en un tamaño que soporte un modo de onda estacionaria TM₀₁₁. El resonador 1603 puede construirse en un tamaño que coincida con la longitud de onda de la fuente de microondas 1601. Este modo de onda estacionaria se elige porque concentra campos eléctricos 1716 en el centro de cada extremo del resonador. Los campos eléctricos concentrados de alta intensidad 1716 proporcionan el mecanismo para producir la descarga eléctrica localizada 1606 en el gas propelente.

En referencia a las Figs. 18 y 19, se muestran en sección transversal la mitad inferior 1614 y la mitad superior 1615 de la placa de extremo superior. En la realización ilustrada, los inyectores de remolino 1609a-d están situados cerca de la tobera del propulsor 1613. Los inyectores 1609a-d se conectan de manera fluida con el canal de distribución de gas 1608 a través de canales conectores angulados 1919. Los canales conectores 1919 y los múltiples inyectores de gas 1609a-d pueden estar angulados en un dirección circunferencial para inducir un flujo de gas circunferencialmente rotatorio. Los inyectores 1609a-d y los canales conectores asociados 1919 pueden estar en ángulo a lo largo de la dirección axial hacia el plano de la mitad inferior 1614 hasta que emergen en la superficie inferior de la placa de extremo superior. De esta manera, el gas en rotación puede inyectarse cerca de la placa de extremo del resonador 1603 y también cerca de la descarga eléctrica 1606.

La tobera 1613, como se ha analizado anteriormente, puede estar hecha de un material refractario como cerámica o metal de tungsteno. La vista de la tobera 1613 en las Figs. 18 y 19 es mirando a lo largo del eje de la tobera 1613 desde el interior del resonador 1603.

En la Fig. 18, el gas de propulsión se introduce en la mitad superior 1615 de la placa de extremo superior a través de la conexión de alimentación de gas 1607a. El gas fluye a través de un canal de flujo de gas 1808 y la mitad superior del canal de distribución de gas circunferencial 1608. La mitad superior 1615 de la placa de extremo superior puede dirigir el gas a cualquier número de inyectores de gas situados en la mitad inferior 1614.

La Fig. 20 ilustra otra realización de un propulsor MET. En esta realización, una ventana dieléctrica estanca a la presión 2005 está dispuesta en la parte inferior del resonador 1603, dejando un único compartimento presurizado dentro del resonador 1603. En el extremo superior del resonador 1603, la placa del extremo superior se fabrica a partir de una única placa 2014. En esta realización, los inyectores de gas 2009 están dispuestos directamente en la tobera 2013 muy cerca de una garganta 2020.

La Fig. 21 es una vista en extremo de la realización ilustrada en la Fig. 20. La Fig. 21 ilustra detalles de la colocación de los inyectores de gas 2009a-d dispuestos en la tobera 2013 a medida que rodean la garganta de la tobera 2020.

El siguiente análisis, apoyado por las Figs. 22-28, aborda una configuración de propulsor en la cual una

cámara con propelente gaseoso se somete a rotación para confinar gas más caliente cerca del centro axial de la cámara. Esta configuración es aplicable a los propulsores analizados anteriormente.

5 Los propulsores o cohetes pueden construirse con dos características de ejemplo importantes: i) una cámara resistente a la presión contiene un gas propelente caliente a alta presión, ii) el gas propelente caliente presurizado pasa luego de la cámara a la garganta de una tobera. Una configuración convergente-divergente de la tobera (tobera de expansión) puede extraer el gas que fluye desde la cámara y acelerar el gas a una velocidad sustancialmente alta, produciendo de este modo un empuje eficiente.

10 Cuando se produce gas caliente por combustión de combustible y oxidante, la cámara resistente a la presión se denomina normalmente cámara de combustión, y el gas propelente consiste en una mezcla de productos de combustión gaseosos. Cuando el gas propelente se calienta por medios distintos de la combustión (por ejemplo, como en los propulsores MET o los modos de propulsor analizados anteriormente), como el calentamiento eléctrico, el calentamiento óptico u otros medios de calentamiento por energía dirigida, entonces la cámara resistente a la presión
15 puede denominarse cámara de propulsión.

La utilidad de un sistema de cohetes se incrementa mediante la conversión eficiente de la energía térmica de entrada, ya sea por medios químicos o eléctricos, en empuje producido. Puede ser ventajoso minimizar las pérdidas de energía térmica reduciendo el flujo de calor térmico fuera del gas propelente y a través de las paredes de la cámara de propulsión y las paredes o la tobera de expansión. En particular, los posibles problemas de pérdida de calor pueden agravarse cuando se reduce el tamaño de los propulsores de cohetes. Las cámaras de propulsión más pequeñas tienen más área superficial por volumen total que las cámaras más grandes, lo que lleva directamente a una reducción de la eficiencia térmica, a igualdad de otros factores.

25 Posibles métodos de mitigación de la pérdida de calor prevén el uso de materiales resistentes al calor o refractarios en las paredes de la cámara de propulsión y la tobera. Los materiales refractarios permiten que las superficies funcionen a altas temperaturas, proporcionando por tanto una refrigeración mínima donde están en contacto con el gas caliente contenido por las paredes de la cámara o la tobera. A continuación, las paredes calientes se aíslan aún más circunferencialmente a lo largo para contener las altas temperaturas superficiales y para minimizar
30 el flujo de calor a otras estructuras de soporte mediante procesos de conducción o radiación.

El método y el sistema analizados a continuación proporcionan contención del calor, reduciendo o eliminando la necesidad de materiales refractarios en la cámara de propulsión. Proporcionan además paredes de la cámara de propulsión naturalmente más frías que conducen menos calor lejos de los gases calientes contenidos. Las técnicas descritas permiten además reducir la pérdida de calor a través de las paredes de la tobera, mejorando de este modo la eficiencia térmica. Las técnicas pueden proporcionar además un enfoque y contención eficientes de los gases más calientes en y a través de la parte central de la garganta de la tobera, reduciendo de este modo la erosión de la tobera y prolongando la vida útil del propulsor.

40 El presente método emplea la rotación física de toda la cámara de propulsión y la tobera (es decir, el montaje de propulsión). El eje de rotación puede ser colineal con el eje de simetría del montaje de propulsión y estar alineado a lo largo de la línea central de la garganta de la tobera. En un ejemplo, para un montaje de propulsión de 5 cm de diámetro, la velocidad de rotación puede ser de 1800 rpm. Son posibles muchos otros tamaños y velocidades de rotación, como será evidente para los expertos en la técnica.

45 La rotación del montaje de propulsión hace que los gases calientes contenidos también roten debido a la fricción con las paredes de la cámara. Después de un período de tiempo (por ejemplo, de unos pocos segundos) necesario para alcanzar las condiciones de estado estacionario, los gases contenidos en contacto con las paredes de la cámara pueden igualar la velocidad de rotación de las paredes de la cámara. Posteriormente, puede haber poco movimiento de cizallamiento apreciable entre las paredes de la cámara y los movimientos de los gases contenidos. En la configuración de rotación, las fuerzas centrífugas actúan sobre los gases contenidos. Los gases más fríos y más pesados son forzados a alejarse del eje de rotación, mientras que los gases más ligeros y calientes son forzados a acercarse al eje de rotación. Los gases más fríos y más calientes se separan por efecto de la flotabilidad. Para las dimensiones del montaje de propulsión mencionado anteriormente, las fuerzas de aceleración que actúan sobre el
50 gas en las paredes de la cámara pueden superar 90 veces la gravedad terrestre.

En un ejemplo, el gas de propulsión es vapor de agua, y el calor es suministrado por un arco eléctrico. Una parte del volumen del montaje de propulsión puede estar ocupada por agua líquida. El volumen restante puede estar ocupado por vapor de agua gaseoso. Al rotar, una película gruesa de agua líquida se mantiene firmemente
60 (posiblemente, en flujo laminar) contra las paredes de la cámara sin fuerzas de fricción o cizallamiento entre el agua líquida y las paredes de la cámara. La ausencia de movimiento relativo sustancial entre el agua líquida y las paredes de la cámara puede ayudar a reducir las pérdidas de energía mecánica y a estabilizar la distribución de la masa inercial del agua líquida, mejorando de este modo la capacidad de control de la nave espacial. El interior de la cámara está ocupado por vapor de agua. Puede descargarse un arco eléctrico de alto voltaje entre dos electrodos dispuestos dentro
65 de la cámara. Los electrodos pueden estar separados unos pocos centímetros y alineados a lo largo del eje de rotación.

El arco eléctrico puede calentar un pequeño volumen de vapor de agua a altas temperaturas. Las fuerzas de flotación de los gases en rotación pueden hacer que el arco eléctrico se concentre ajustadamente a lo largo del eje de rotación. Cuando se sustituye una tobera de cohete eléctricamente conductora por uno de los dos electrodos, el arco de vapor de agua a alta temperatura puede enfocarse directamente en la garganta de la tobera. Al mismo tiempo, la temperatura de las paredes de la cámara no puede superar la temperatura del agua en ebullición.

El presente método puede aplicarse tanto a sistemas de cohetes o propulsores químicos como eléctricos (por ejemplo, propulsor MET) de varios tamaños, dimensiones y proporciones, y varios gases propelentes; como hidracina, amoníaco, argón, metano, propano y dióxido de carbono.

Estas y otras características y ventajas del presente sistema serán evidentes para los expertos en la técnica a partir de la siguiente descripción detallada, tomada junto con los dibujos acompañantes, en los que números de referencia similares se refieren a partes similares.

La Fig. 22 ilustra una configuración de ejemplo de una parte de un sistema de propulsión para calentar propelente con un arco eléctrico. Una cámara cilíndrica 2201 está cerrada en cada extremo con placas de extremo metálicas 2202 y 3. La cámara 2201 puede estar llena de gas (por ejemplo, aire a presión atmosférica). Los contactos eléctricos deslizantes 2204 y 2205 pueden proporcionar conexiones eléctricas para una fuente de alta tensión 2206. Las placas de extremo 2202 y 2203 pueden soportar electrodos conductores 2207 y 2208 respectivamente. Los electrodos 2207 y 2208 pueden estar colocados a lo largo del eje central de simetría de la cámara 2201. El alto voltaje hace que un arco eléctrico 2209 golpee entre los electrodos 2207 y 2208. Debido a los efectos de flotación en gravedad, el arco eléctrico 2209 puede elevarse debido al calentamiento y tener poca estabilidad, moviéndose cuando es sacudido por las corrientes de aire. Una fuente de alta tensión 2206 de ejemplo puede configurarse para suministrar en el arco eléctrico 2209 hasta 15 kV de voltaje alterno de 60 HZ a 450 vatios.

La Fig. 23 ilustra la cámara 2201 junto con las placas de los extremos 2202 y 2203 puestas en movimiento rotacional alrededor de un eje de simetría 2310, mostrado como una línea discontinua. La dirección de rotación se indica mediante una flecha curvada 2311. Las velocidades de rotación moderadas (por ejemplo, 100-1000 rpm) pueden producir aceleraciones centrífugas dentro de la cámara 2201 que exceden sustancialmente la aceleración debida a la gravedad terrestre. Los efectos de flotabilidad pueden hacer que el aire denso más frío sea forzado a alejarse del eje de rotación mientras que el aire más caliente menos denso puede concentrarse a lo largo del eje de rotación. El arco eléctrico caliente 2209 puede, en consecuencia, enfocarse estrechamente a lo largo del eje de rotación.

En la Fig. 24, se ilustra una configuración del sistema de ejemplo para rotar la cámara 2201 y adaptar la cámara 2201 para propulsión. El motor 2414 y el árbol 2416 impulsan el movimiento de rotación de la placa de extremo 2203 y la cámara 2201. El arco eléctrico 2209 se forma entre el electrodo 2208 y la garganta de entrada de una tobera metálica 2412. La placa de extremo 2202 está soportada por el eje hueco 2417 y el cojinete de apoyo 2415. El eje hueco 2417 permite que el gas de alta velocidad 2418 salga de la tobera 2412 y produzca empuje.

La Fig. 25 ilustra un sistema de ejemplo para añadir calor a la rotación de la cámara 2201 con el propósito de producir propelente de vapor a partir de un líquido. La cámara 2201 puede llenarse parcialmente con agua 2519. La pared exterior de la cámara 2201 recibe calor 2520 de la combustión (por ejemplo, de un combustible sólido) o de cualquier fuente de calor adecuada 2521. La adición de calor 2520 puede provocar la ebullición del agua 2519, y el vapor de agua puede servir como propelente gaseoso. El alto voltaje de la fuente de voltaje 2206 puede hacer que se forme el arco eléctrico 2209 entre el electrodo 2208 y la tobera 2412. El arco eléctrico 2209 en el vapor de agua puede estar fuertemente enfocado directamente en la garganta de la tobera 2412.

La Fig. 26 ilustra una configuración para emplear propulsores rotatorios en una nave espacial. En las operaciones espaciales, es ventajoso controlar el momento angular vectorial total de una nave espacial a un valor lo más cercano posible a cero neto. Cualquier momento angular distinto de cero puede hacer que la nave espacial rote. En el ejemplo ilustrado, dos propulsores rotatorios similares 2622 y 2623 se hacen rotar simultáneamente a una velocidad similar pero en direcciones opuestas por motores eléctricos contrarrotatorios 2624 y 2625. Mediante la contrarrotación de los propulsores, puede controlarse (por ejemplo, ajustarse sustancialmente a cero) la contribución del momento angular de los propulsores. Ligeros desequilibrios de masa entre los dos propulsores pueden ser compensados con precisión controlando la velocidad diferencial de los motores de accionamiento 2624 y 2625 a través de cables eléctricos de accionamiento 2631. Alternativamente, los dos propulsores 2622 y 2623 pueden ser operados intencionalmente a diferentes velocidades de rotación durante cortos periodos de tiempo para rotar intencionalmente la nave espacial a una nueva orientación.

La Fig. 27 ilustra un sistema para controlar las fugas de agua de los propulsores rotatorios (por ejemplo, los propulsores 2622, 2623). Los propulsores contrarrotatorios 2622 y 2623 están provistos de una estructura de soporte articulada 2728 y tapas de los extremos 2726 y 2727. Las tapas de los extremos 2726 y 2727 incluyen material de superficie conforme que puede cerrarse contra los puertos de escape de los propulsores 2622 y 2623 para evitar fugas de agua. Las tapas de los extremos 2726 y 2727 pueden abrirse o cerrarse por orden eléctrica del accionador 2730 a

través de los cables eléctricos de accionamiento 2731. Las tapas de los extremos 2726 y 2727 están provistas además de cojinetes 2732 y 2733 que permiten la rotación libre de las tapas de los extremos 2726 y 2727 en la posición cerrada. Los dos propulsores 2622 y 2623 pueden funcionar a diferentes velocidades de rotación con las tapas de los extremos 26 y 27 en posición abierta o cerrada.

5

La Fig. 28 ilustra el sistema ilustrado en la Fig. 27, pero con las tapas de los extremos 2726 y 2727 en la posición cerrada. Los cojinetes 2732 y 2733 permiten la rotación libre de los propulsores 2622 y 2623 y las tapas de los extremos 2726 y 2727 en la posición cerrada.

10

REIVINDICACIONES

1. Un sistema propulsor para su uso en una nave espacial, el sistema propulsor comprendiendo:
- 5 una fuente de microondas;
una cavidad resonante (801) acoplada a la fuente de microondas, en donde la fuente de microondas está configurada para generar un campo de onda estacionaria en la cavidad resonante;
una tobera (832) situada en un extremo de la cavidad resonante;
por lo menos un inyector (820A) configurado para inyectar propelente en la cavidad resonante para crear un flujo
10 circunferencial de rotación; y
una estructura anular (810) que se extiende hacia la cavidad resonante para soportar el por lo menos un inyector, en donde la estructura anular determina una ubicación de una salida (824A) de cada uno de dichos por lo menos un inyector en términos de una distancia a lo largo de un eje de empuje (803) y en términos de una distancia radial a lo largo de una perpendicular al eje de empuje; y
15 en donde el campo de ondas estacionarias eleva la temperatura del propelente inyectado para proporcionar empuje mediante un gas caliente que sale de la cavidad resonante a través de la tobera.
2. El sistema propulsor de la reivindicación 1, en donde el por lo menos un inyector (820A) incluye un canal dentro de la estructura anular (810), y en donde por lo menos una parte del canal no es paralela al eje de empuje para inyectar el propelente en la cavidad resonante (801) en un ángulo relativo al eje de empuje (803).
3. El sistema propulsor de la reivindicación 1, en donde el por lo menos un inyector (820A) incluye un capilar configurado para suministrar el propelente a la cavidad resonante (801).
- 25 4. El sistema propulsor de la reivindicación 1, en donde la estructura anular (810) está hecha de un material dieléctrico.
5. El sistema propulsor de la reivindicación 1, en donde la estructura anular (810) rodea la tobera (832).
6. El sistema propulsor de cualquiera de las reivindicaciones anteriores, que comprende una pluralidad de inyectores espaciados igualmente a lo largo de una circunferencia alrededor de la tobera (801).
- 30 7. El sistema propulsor de cualquiera de las reivindicaciones anteriores, en donde la cavidad resonante (801) es cilíndrica.
- 35 8. El sistema propulsor de la reivindicación 7, en donde la estructura anular (810) tiene un diámetro interior variable que disminuye a lo largo de una dirección de empuje, para por lo menos una parte de una altura de la estructura anular medida a lo largo del eje de empuje (803).
9. Un sistema propulsor para su uso en una nave espacial, el sistema propulsor comprendiendo:
- 40 una fuente de microondas (1601);
una cavidad resonante (1603) acoplada a la fuente de microondas, en donde la fuente de microondas está configurada para generar un campo de onda estacionaria en la cavidad resonante;
una tobera (2013) provista en un extremo de la cavidad resonante; y
45 por lo menos un inyector (2009) configurado para inyectar propelente en la cavidad resonante para crear un flujo circunferencial rotatorio, en donde el por lo menos un inyector está dispuesto en la tobera, en donde la tobera está incluida en una placa de extremo superior de la cavidad resonante, y en donde el campo de onda estacionaria eleva una temperatura del propelente inyectado para proporcionar empuje mediante un gas caliente que sale de la cavidad resonante a través de la tobera.
- 50 10. Un sistema propulsor para su uso en una nave espacial, el sistema de propulsión comprendiendo:
- una fuente de microondas (1601);
una cavidad resonante (1603) acoplada a la fuente de microondas, en donde la fuente de microondas está configurada para generar un campo de onda estacionaria en la cavidad resonante;
55 una tobera (1613) provista en un extremo de la cavidad resonante; y
por lo menos un inyector (1609a) configurado para inyectar propelente en la cavidad resonante para crear un flujo circunferencial rotatorio, en donde la cavidad resonante incluye una placa de extremo superior, en donde la placa de extremo superior incluye la tobera y el por lo menos un inyector,
60 en donde el por lo menos un inyector está colocado a una distancia radial de la tobera, y en donde el campo de onda estacionaria eleva la temperatura del propelente inyectado para proporcionar empuje por medio de un gas caliente que sale de la cavidad resonante a través de la tobera.
- 65 11. El sistema propulsor de la reivindicación 10, en donde la placa de extremo superior es un montaje de una primera

parte (1614) y una segunda parte (1615), y en donde el montaje incluye canales de flujo de gas mecanizados (1608) dentro de un interior del montaje.

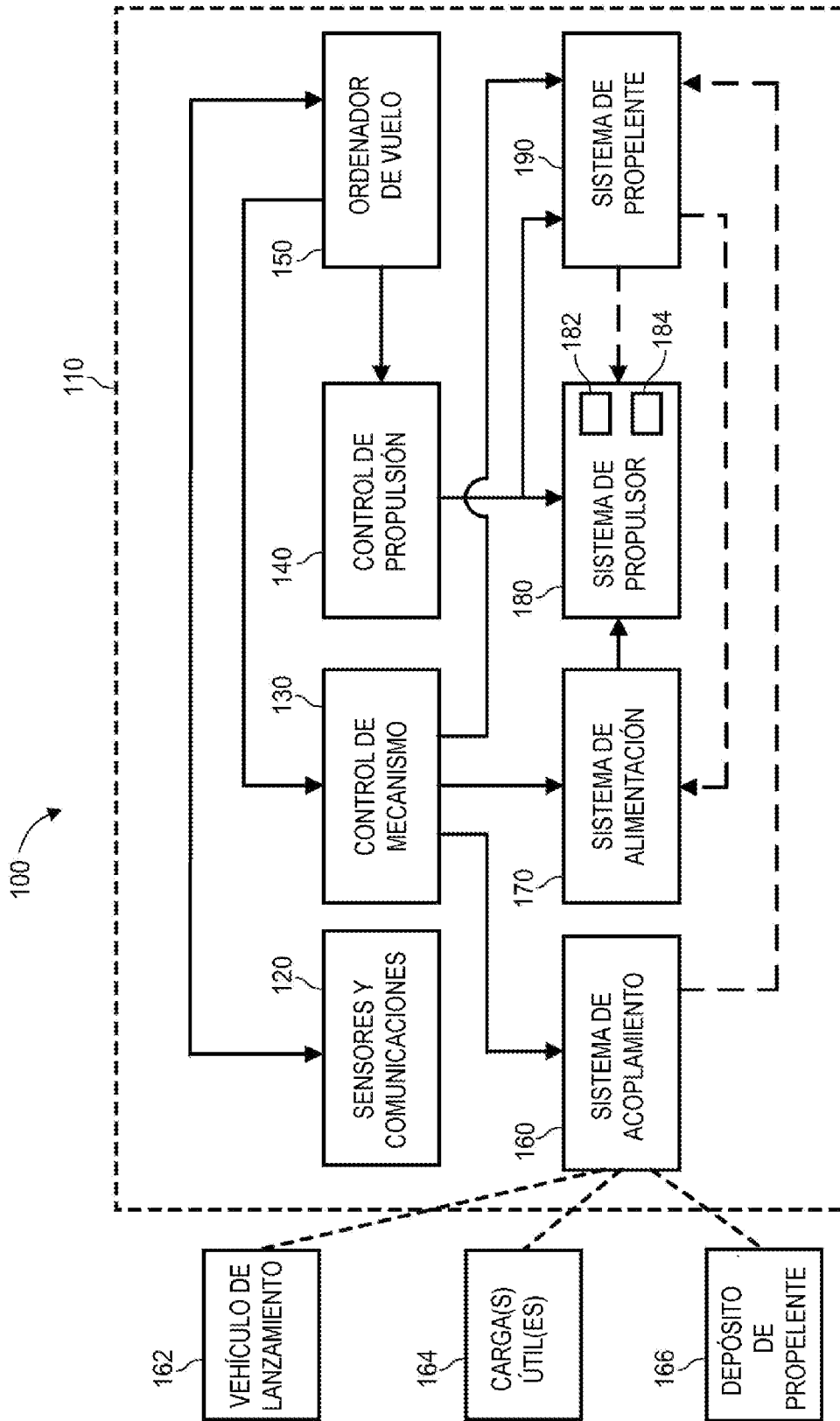


FIG. 1

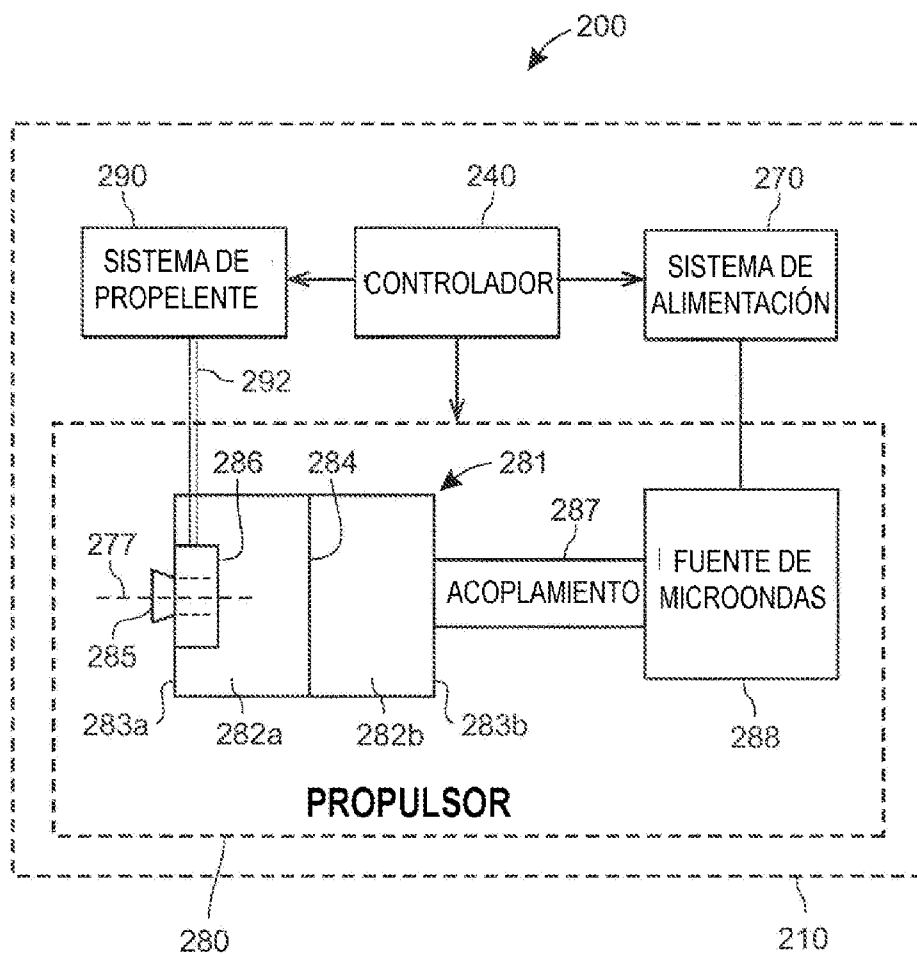


FIG. 2

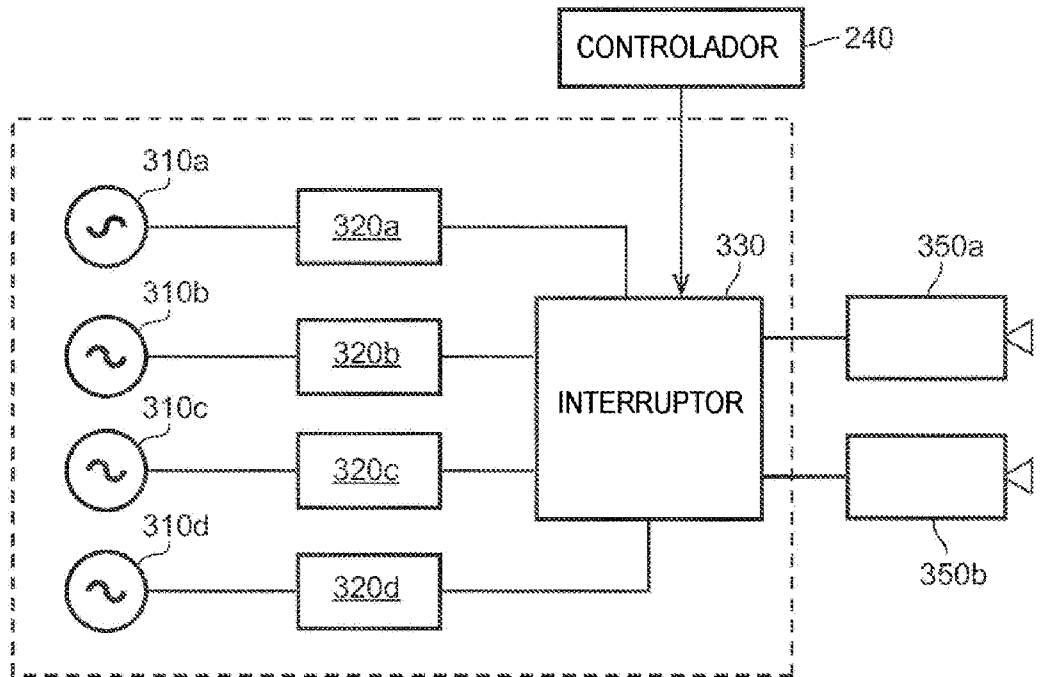


FIG. 3A

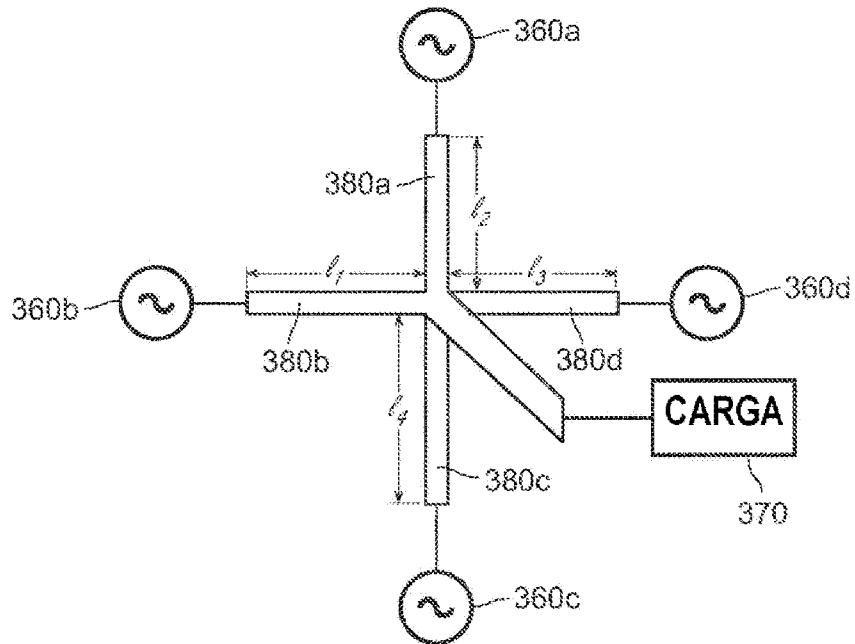


FIG. 3B

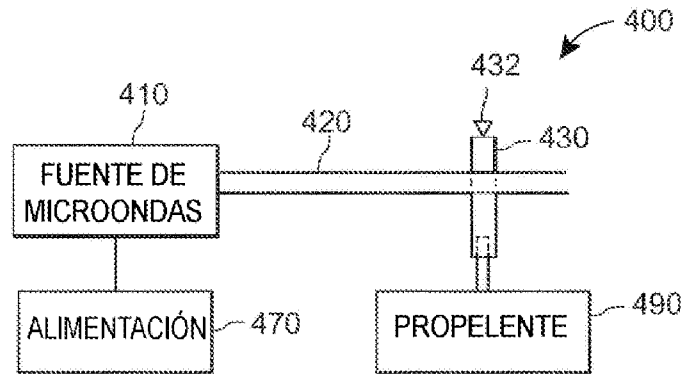


FIG. 4

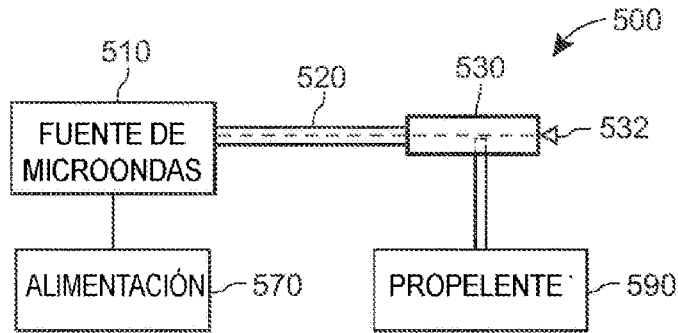


FIG. 5

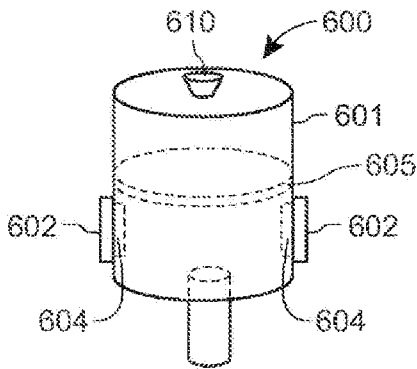


FIG. 6A

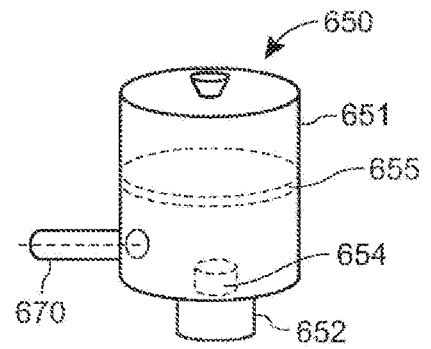


FIG. 6B

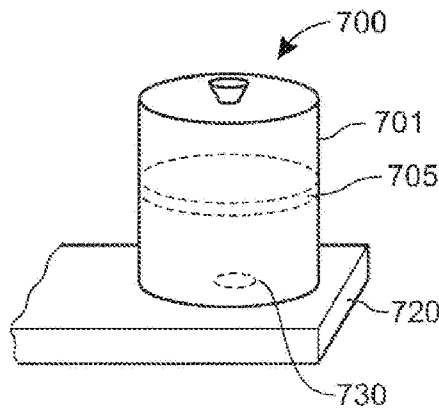


FIG. 7A

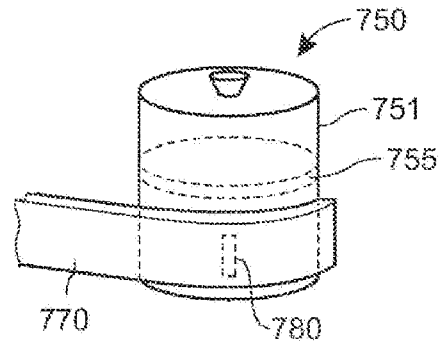


FIG. 7B

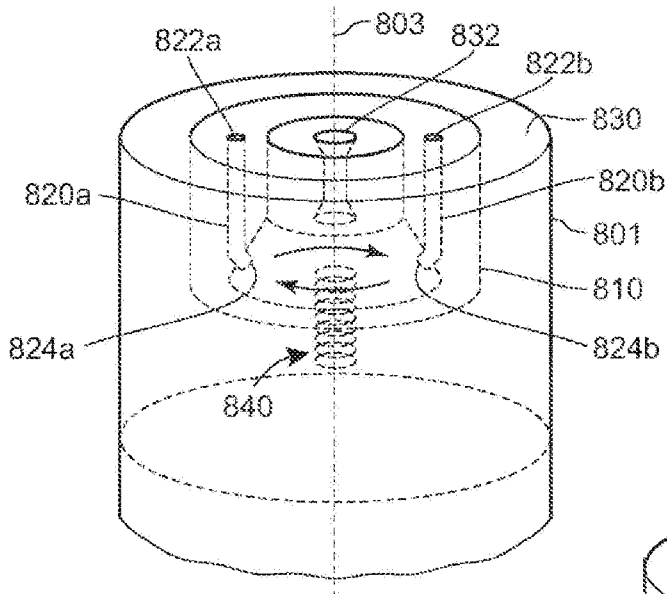


FIG. 8A

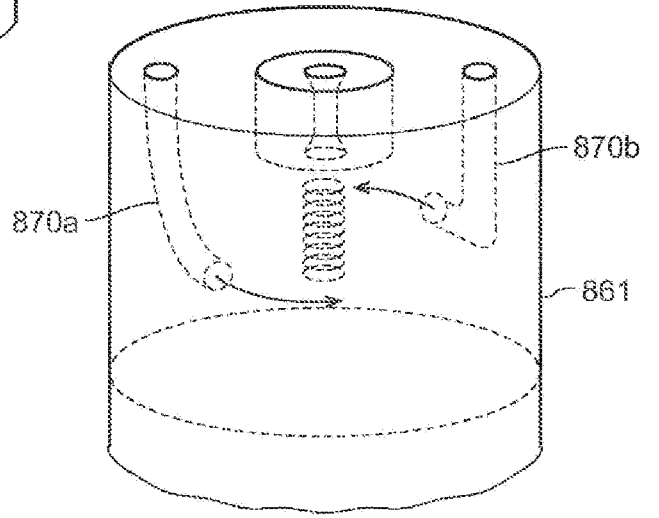


FIG. 8B

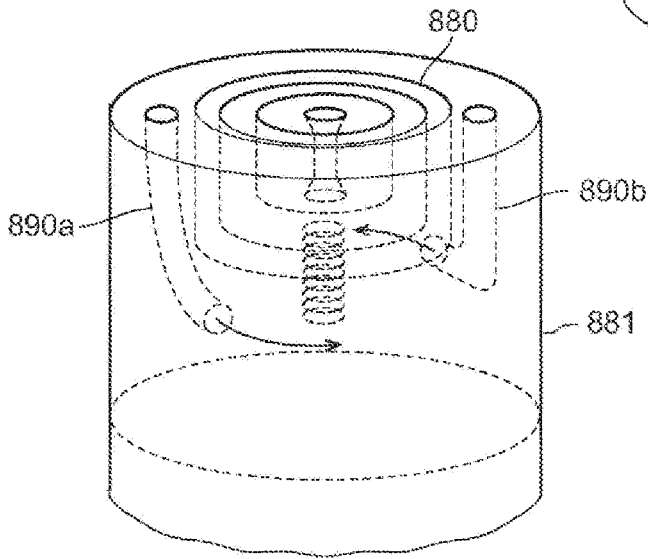


FIG. 8C

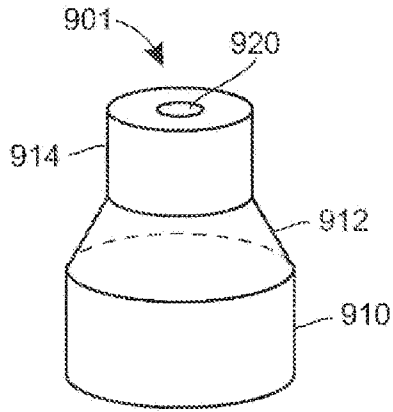


FIG. 9A

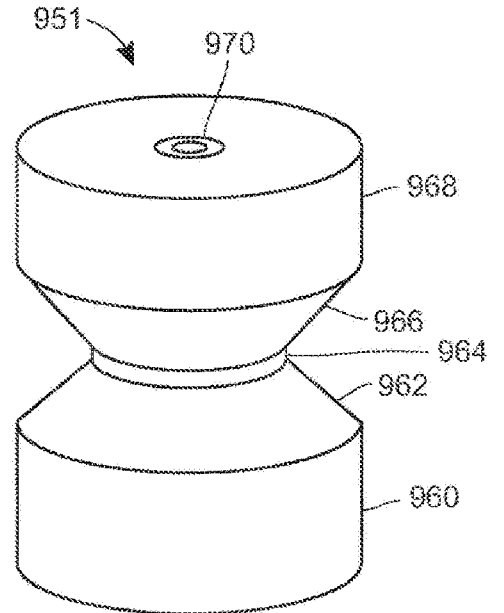


FIG. 9B

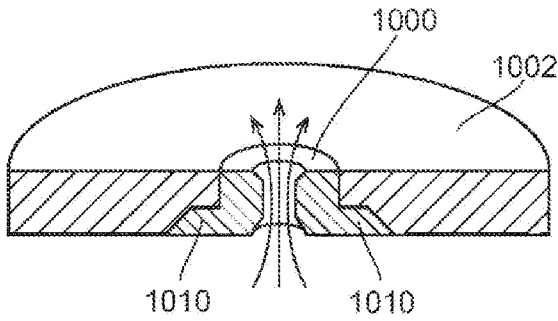


FIG. 10A

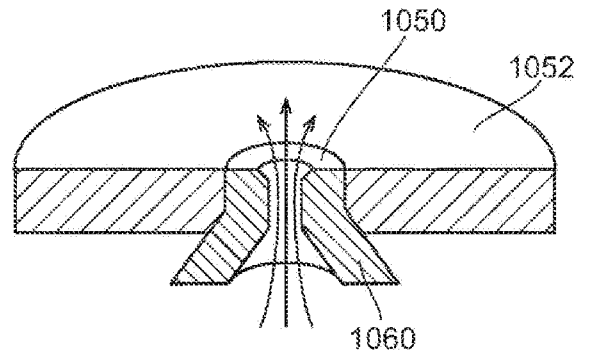


FIG. 10B

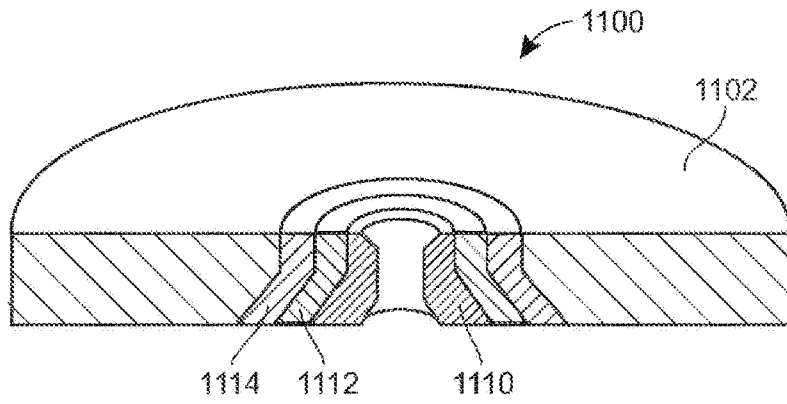


FIG. 11

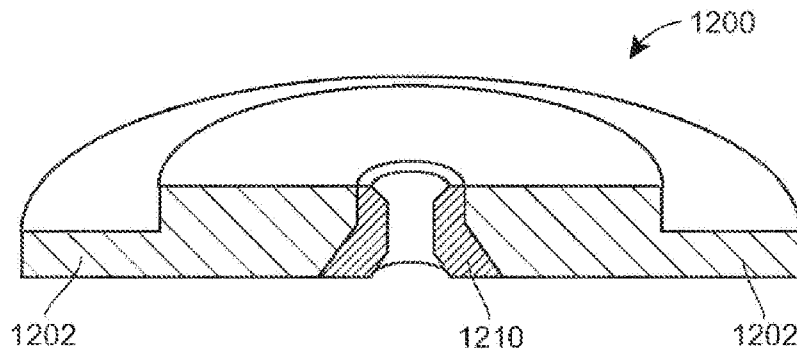


FIG. 12A

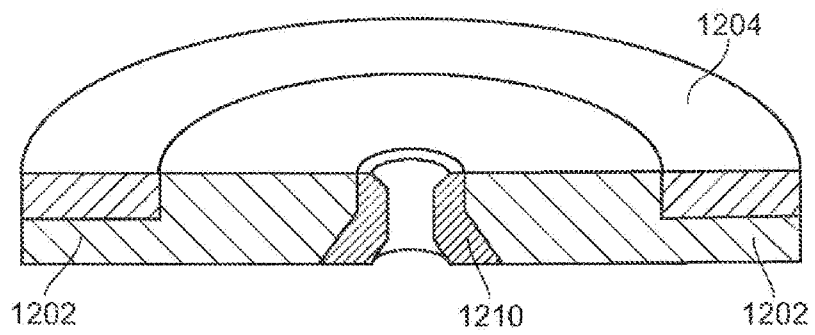


FIG. 12B

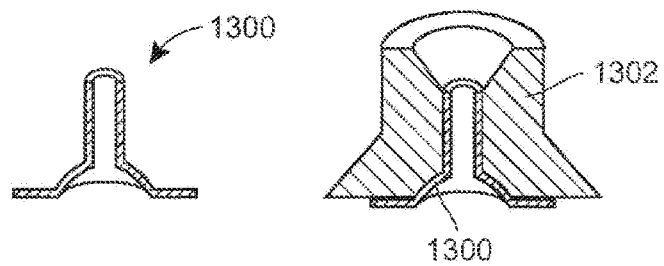


FIG. 13

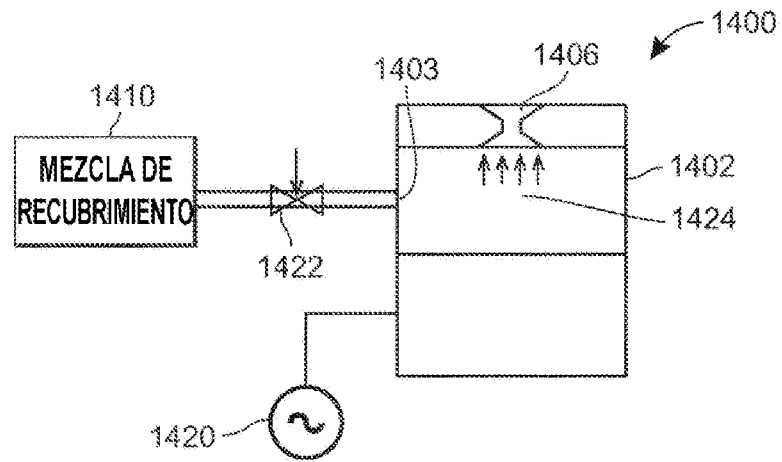


FIG. 14A

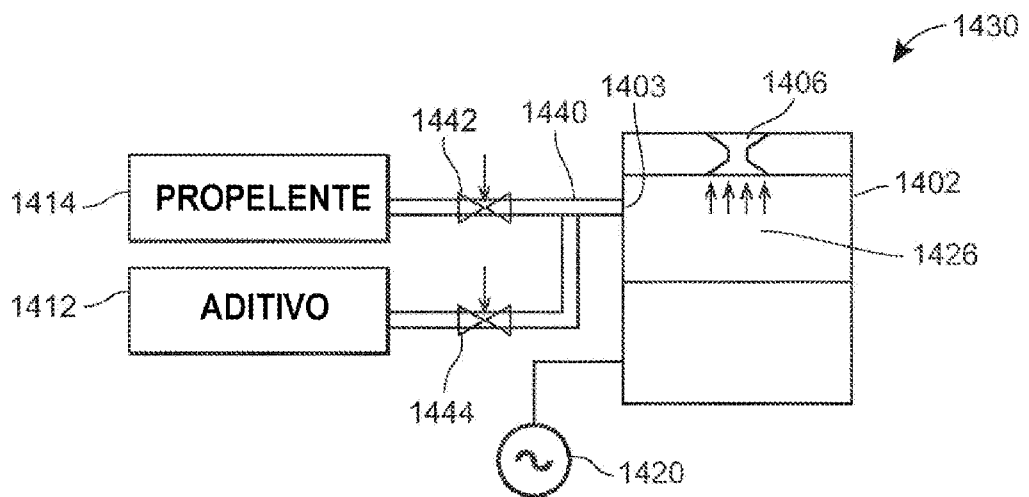


FIG. 14B

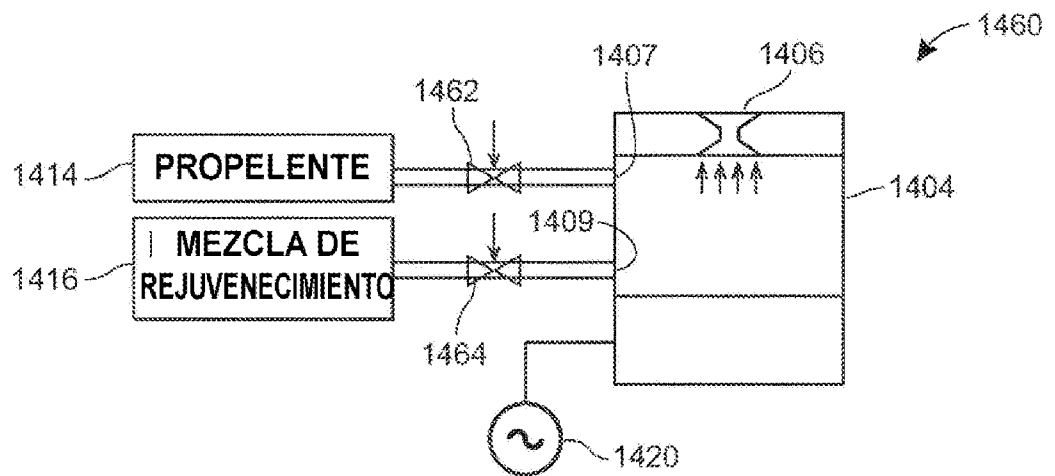


FIG. 14C

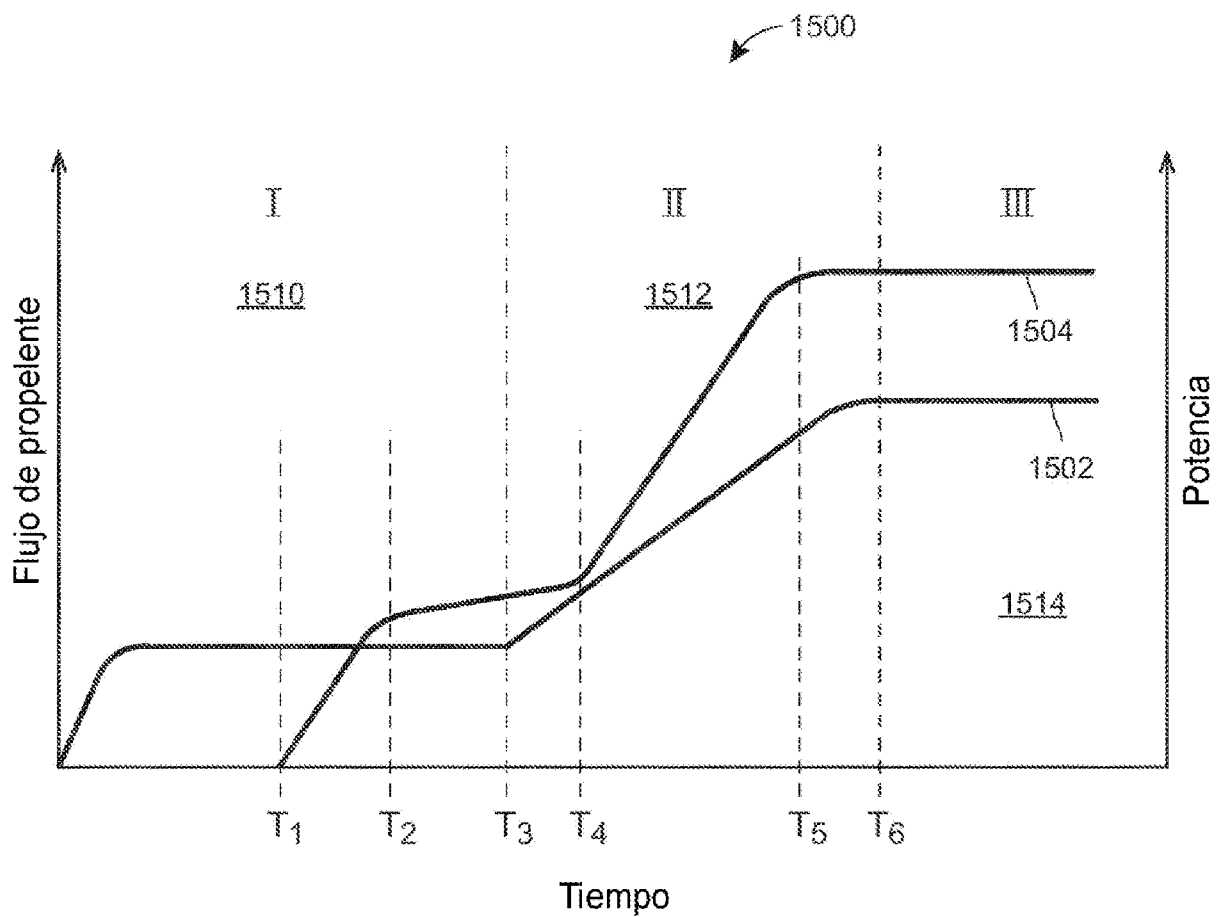


FIG. 15

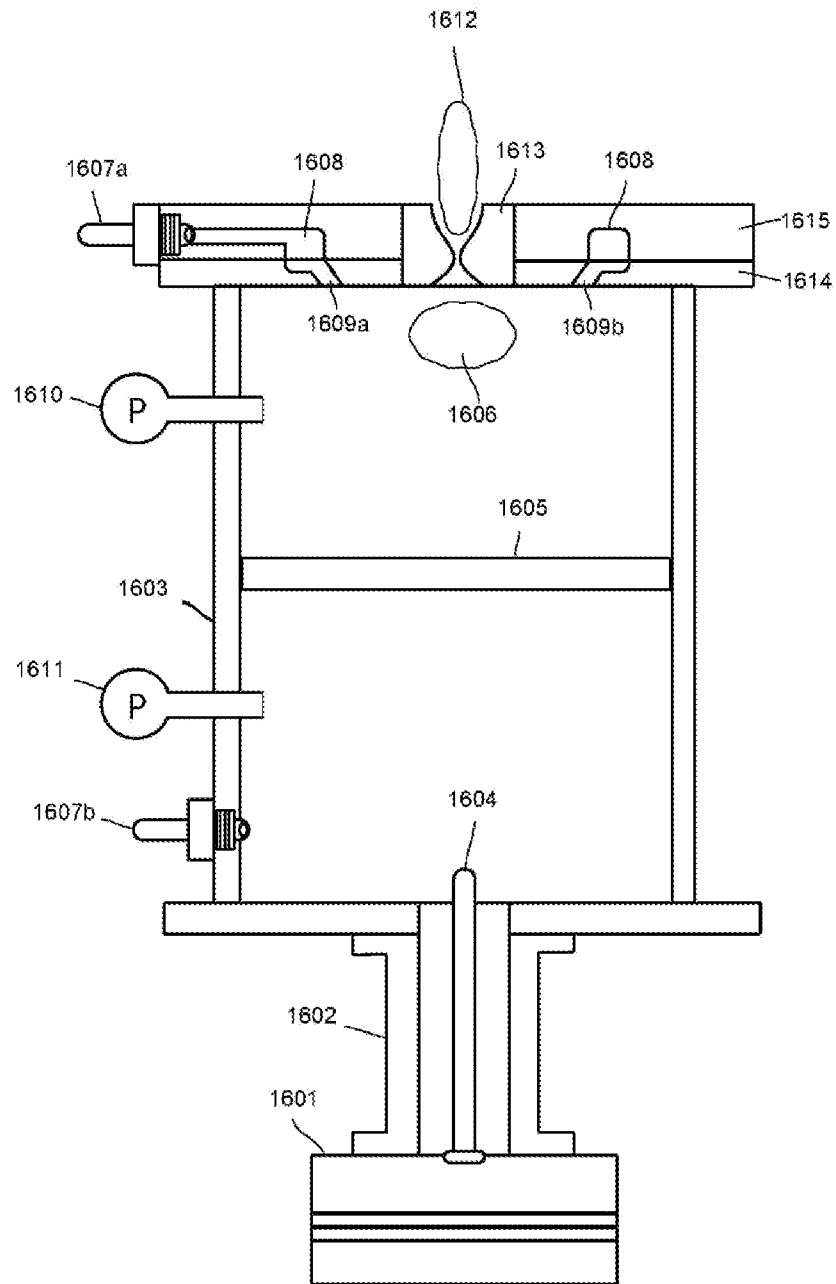


FIG. 16

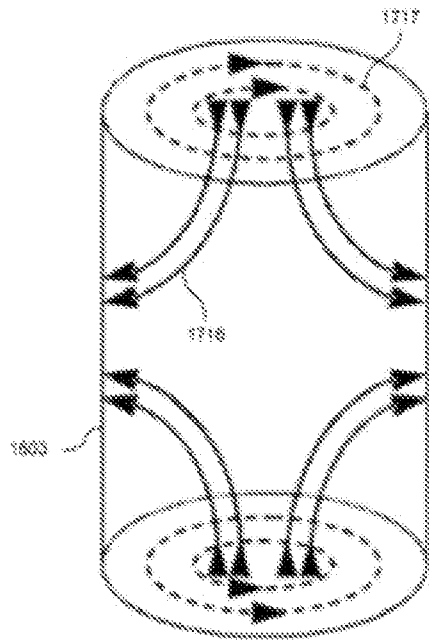


FIG. 17

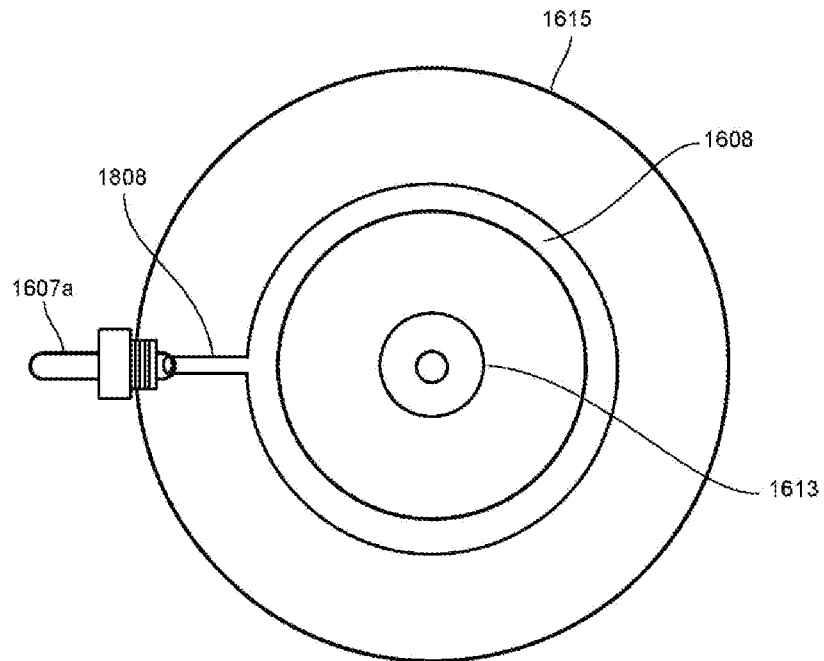


FIG. 18

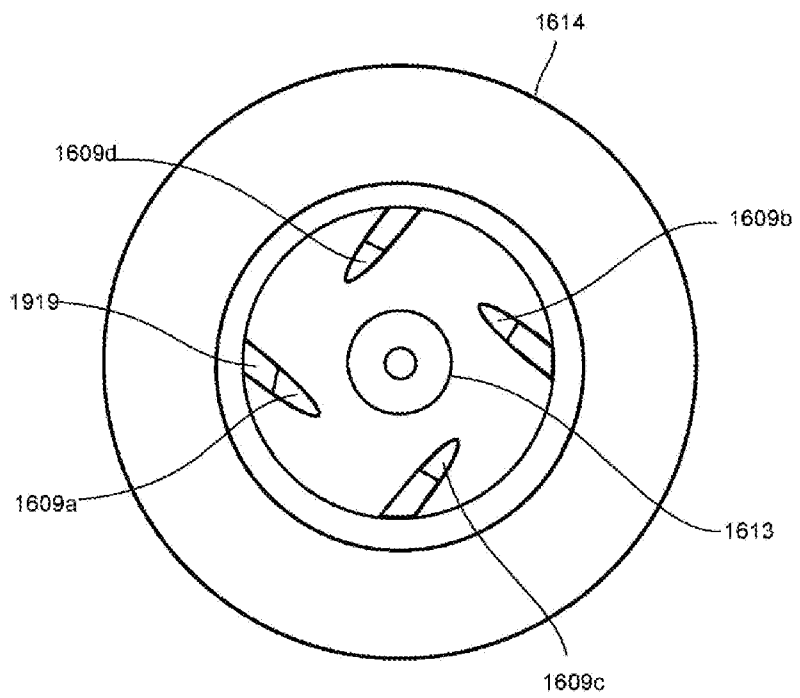


FIG. 19

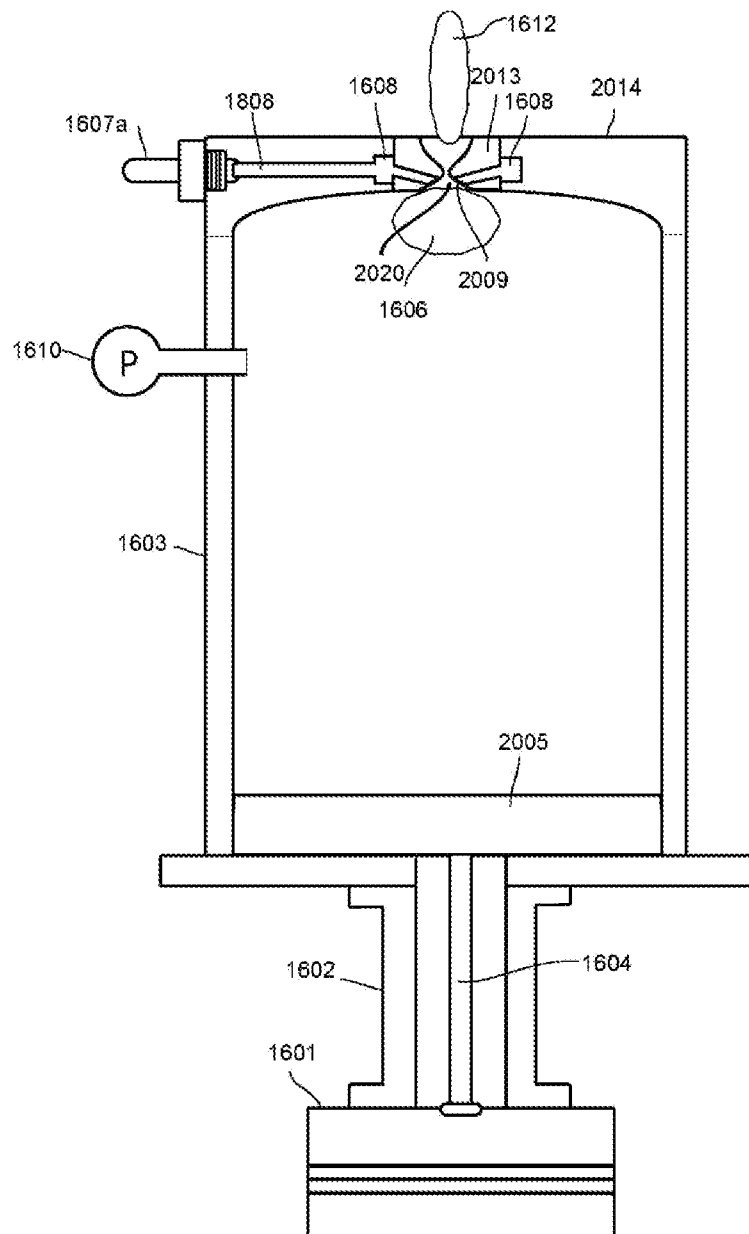


FIG. 20

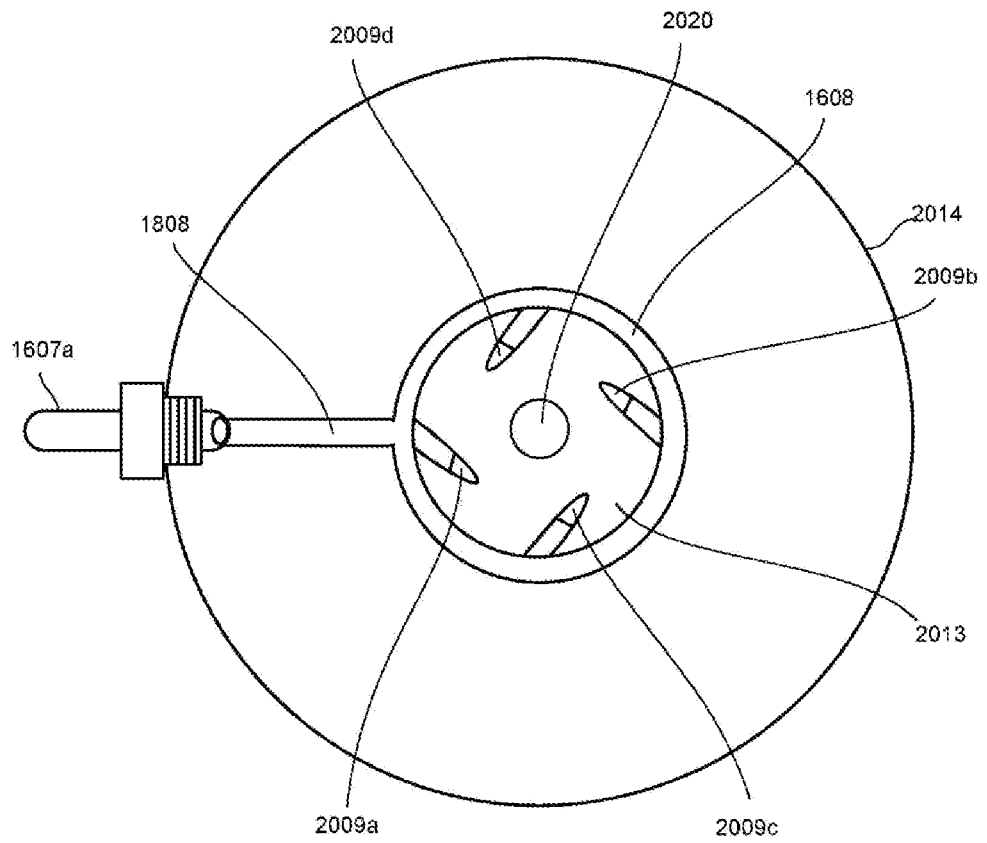


FIG. 21

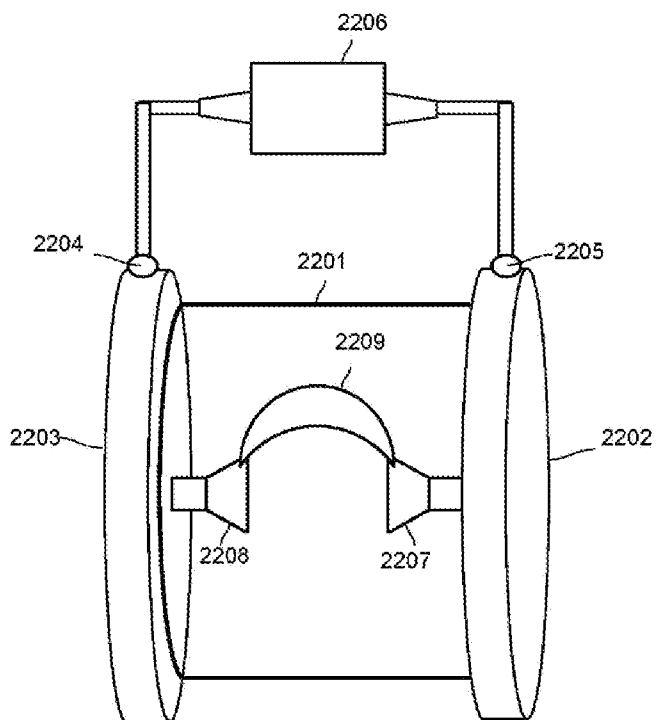


FIG. 22

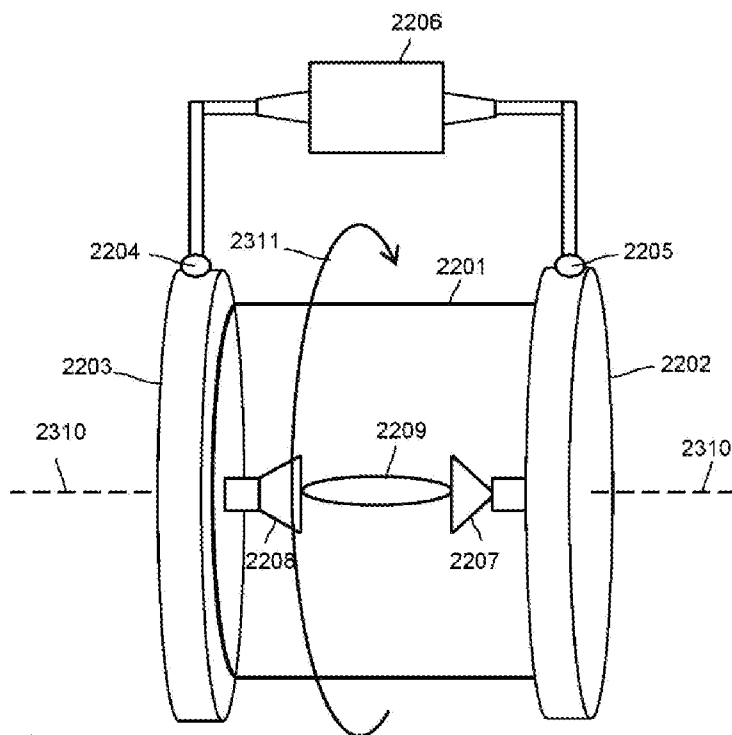


FIG. 23

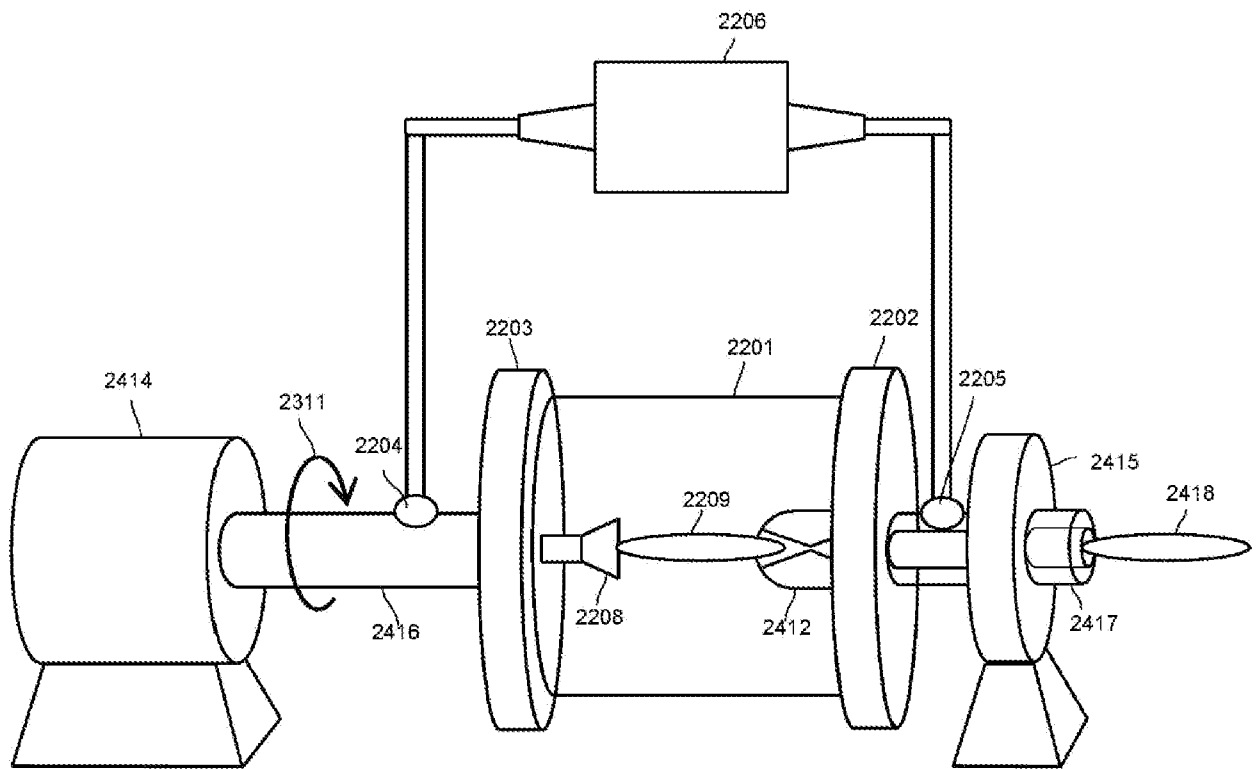


FIG. 24

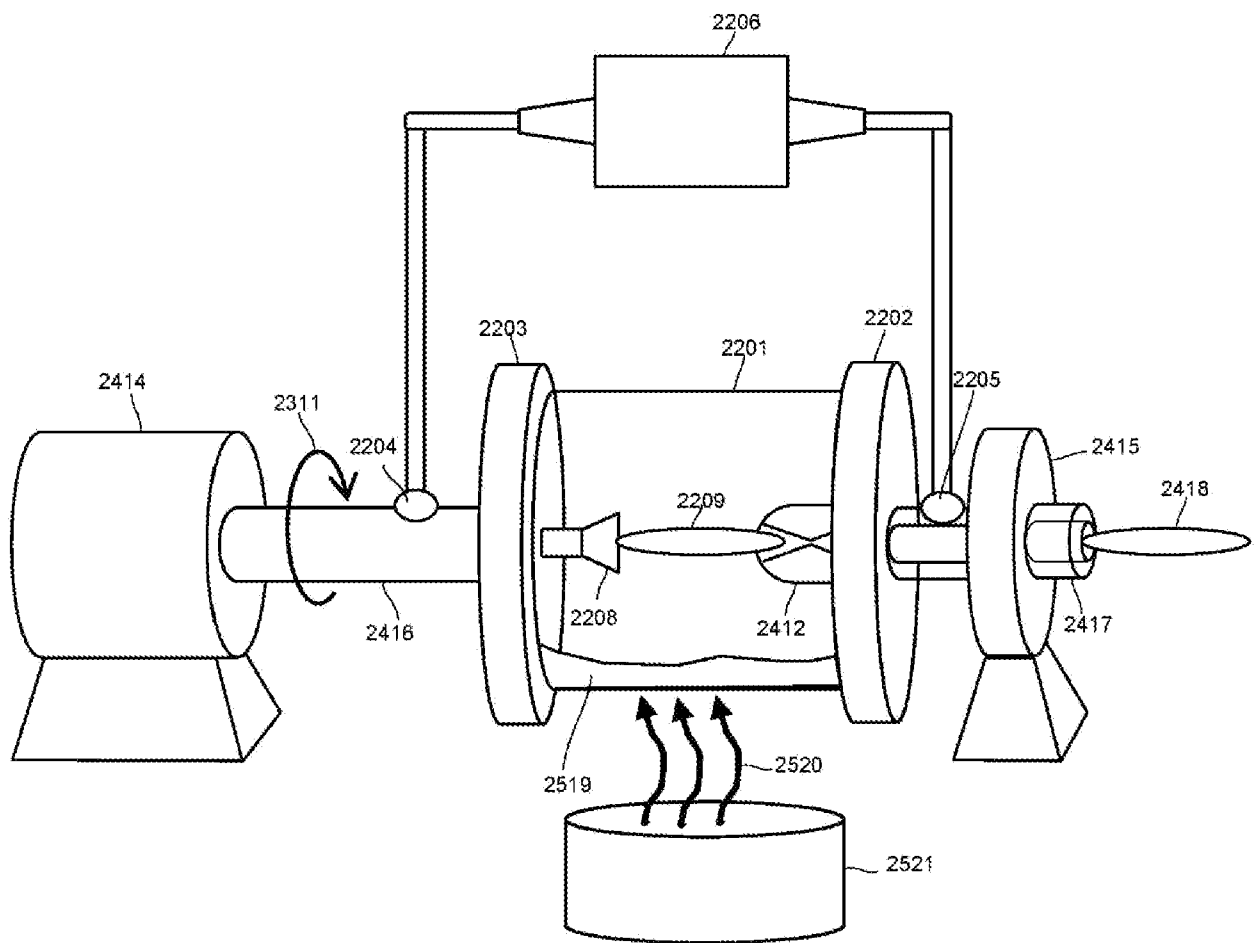


FIG. 25

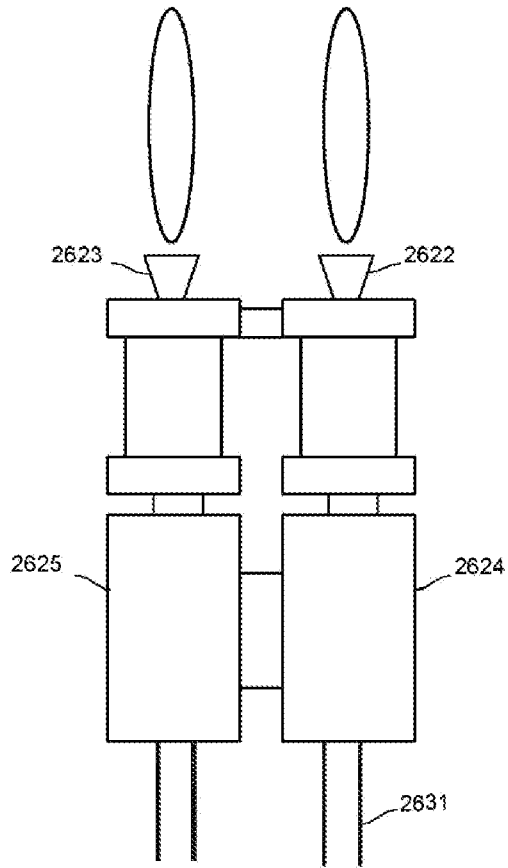


FIG. 26

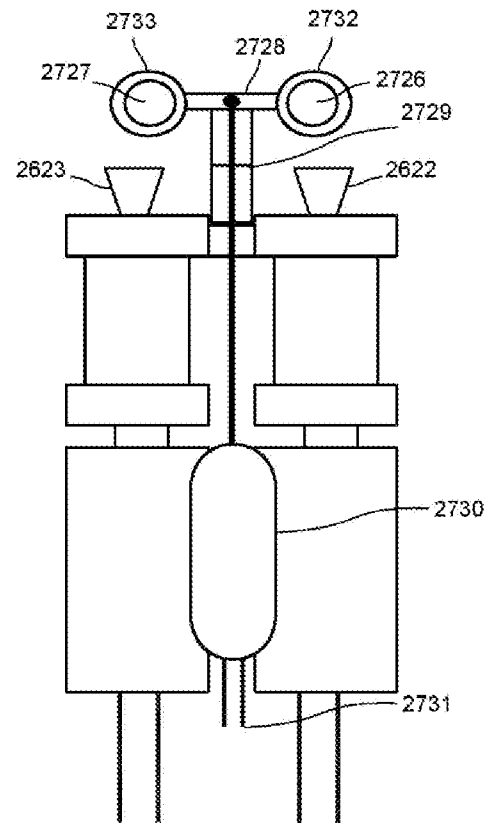


FIG. 27

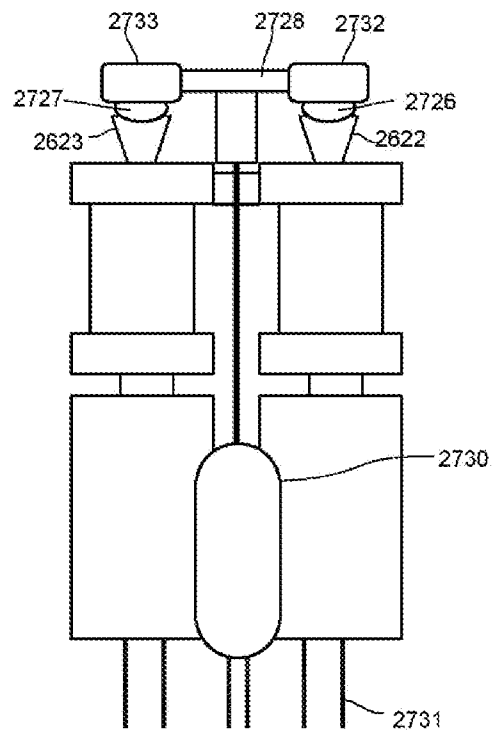


FIG. 28