

19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **3 017 607**

51 Int. Cl.:

F02K 9/44 (2006.01)

F02K 9/52 (2006.01)

F02K 9/56 (2006.01)

F02K 9/96 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **04.08.2021** **E 21189573 (5)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **26.02.2025** **EP 3951157**

54 Título: **Motor de cohete y sus componentes**

30 Prioridad:

06.08.2020 US 202063061959 P

45 Fecha de publicación y mención en BOPI de la
traducción de la patente:
13.05.2025

73 Titular/es:

DAWN AEROSPACE LIMITED (100.00%)
James Powell 14 Birmingham Drive Middleton
Christchurch 8024, NZ

72 Inventor/es:

POWELL, STEFAN JOHANNES;
KNOP, TOBIAS RENÉ;
POWELL, JAMES ROBERT;
WERNER, ROBERT MARK y
WINK, JEROEN

74 Agente/Representante:

ELZABURU, S.L.P

ES 3 017 607 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

Motor de cohete y sus componentes

Campo

La presente invención se refiere a un motor de cohete y sus componentes.

5 Antecedentes

Los motores de cohetes pueden requerir un sistema de alimentación del motor que proporcione un caudal másico de propelente. Los sistemas de alimentación del motor de cohete pueden usar sistemas de alimentación activos con bombas o sistemas de purga para proporcionar un caudal másico especificado de propelente. Los sistemas de alimentación activa pueden ser complejos y caros.

10 El documento US4782660A describe un inyector para su uso con un sistema de alimentación de motor de cohete. El propelente se suministra al inyector a una sola presión regulada utilizando sistemas alimentados por bomba o presurización de gas. El inyector incluye un pivote accionado. No hay descripción de un estrangulador sónico aguas arriba del inyector.

15 El documento EP0791742A describe un sistema de alimentación de propelente para un chorro de arco de baja energía. Las válvulas controlables activamente controlan activamente el flujo de propelente líquido hacia un generador de gas y controlan activamente el flujo del propelente gaseoso resultante fuera del generador de gas. Se incluye una serie de estranguladores sónicos en el sistema de alimentación. No hay descripción de un inyector en el sistema de alimentación.

20 El documento US4424679A describe un motor de cohete híbrido. El oxidante se suministra aguas arriba de una válvula de solenoide a una presión regulada. Una línea de derivación en paralelo con la válvula de solenoide incluye un estrangulador sónico. No hay descripción de un inyector aguas abajo de la línea de derivación.

El documento US3094838 describe un sistema de control de empuje. El sistema de control de empuje incluye un intercambiador de calor y un conducto aguas arriba de un venturi. El venturi alimenta combustible a una turbina y una válvula de control. No hay descripción de un inyector aguas abajo del venturi.

25 El documento US3453827A describe un sistema de estrangulamiento comprendiendo: una cámara de combustión, medios para inyectar propelente en dicha cámara de combustión, medios para suministrar propelente a dicho medio de inyección bajo presión, medios para variar el caudal de dicho propelente a dicho medio de inyección y medios para suministrar un fluido inerte con respecto a dicho propelente bajo presión, dicho fluido adaptado para inyectarse en dicho propelente aguas abajo de dicho medio de variación de caudal de propelente, por lo que dicho fluido presurizado
30 mantiene una caída de presión mínima predeterminada a través de dicho medio de inyección a caudales bajos de propelente.

Compendio

Se proporciona un sistema de alimentación de motor de cohete según la reivindicación 1.

En algunas configuraciones, el gas suministrado desde el suministro de gas puede ser autopresurizado.

35 En algunas configuraciones, el gas suministrado desde el suministro de gas puede ser la fase de vapor de un gas licuado.

En algunas configuraciones, el gas suministrado desde el suministro de gas puede tener una presión de al menos 5 bar de -10 °C a 35 °C.

En algunas configuraciones, el estrangulador sónico puede definir un orificio cilíndrico.

40 En algunas configuraciones, el orificio cilíndrico puede tener un diámetro de 50 a 10000 micras.

En algunas configuraciones, el orificio cilíndrico puede tener una relación longitud: diámetro de 1 a 10.

En algunas configuraciones, el estrangulador sónico puede proporcionar un caudal másico de 0,1-1 kilogramo/segundo.

45 En algunas configuraciones, el sistema de alimentación del motor de cohete puede incluir un combustor aguas abajo del inyector.

En algunas configuraciones, el sistema de alimentación del motor de cohete puede incluir un circuito de enfriamiento regenerativo.

En algunas configuraciones, el sistema de alimentación del motor de cohete puede incluir una segunda línea de alimentación que suministra un gas desde un segundo suministro; un segundo estrangulador sónico proporcionado en la segunda línea de alimentación, el segundo estrangulador sónico está configurado para regular pasivamente el caudal másico de gas que pasa a través del mismo; en donde el inyector está configurado para aislar al menos sustancialmente la segunda línea de alimentación aguas arriba de un combustor aguas abajo.

En algunas configuraciones, la primera línea de alimentación puede ser una rama de combustible y la segunda línea de alimentación puede ser una rama de oxidante.

En algunas configuraciones, el sistema de alimentación del motor de cohete puede proporcionar una relación oxidante: combustible entre 0,5 y 20.

Breve descripción de los dibujos

Los dibujos adjuntos que se incorporan y forman parte de la memoria descriptiva, ilustran ejemplos de la invención y, junto con la descripción general de la invención dada anteriormente y la descripción detallada de los ejemplos dada a continuación, sirven para explicar los principios de la invención, donde:

La Figura 1 es un diagrama de bloques de una nave espacial;

La Figura 2 representa un sistema de alimentación de motor de cohete según un ejemplo;

La Figura 3 representa un estrangulador sónico que define un orificio de flujo sónico según un ejemplo;

La Figura 4 representa un sistema de alimentación de motor de cohete según un ejemplo adicional;

La Figura 5 representa un sistema de alimentación de motor de cohete según otro ejemplo adicional;

La Figura 6(a) representa un ejemplo de un inyector; y

La Figura 6(b) representa una vista en sección transversal de un ejemplo de inyector.

Descripción detallada

La Figura 1 representa un diagrama de bloques de un ejemplo de una nave espacial, tal como un satélite. La nave 10 espacial incluye una fuente 11 de energía. La fuente 11 de energía almacena energía potencial y se utiliza para alimentar diversos componentes de la nave 10 espacial. La fuente 11 de energía puede recargarse a través de un suministro de energía, tal como un colector 12 solar.

La nave 10 espacial incluye un transceptor 13 y un controlador 14 central. La nave 10 espacial puede comunicarse con otras entidades u objetos en la Tierra o en el espacio a través del transceptor 13. Las instrucciones pueden ser recibidas por el transceptor 13 e interpretadas por el controlador 14 central, que a continuación puede accionar o instruir a otros componentes de la nave 10 espacial para que realicen varias operaciones. La nave 10 espacial también puede incluir una carga 15 útil, que variará dependiendo de la aplicación de la nave 10 espacial.

La nave 10 espacial también incluye un módulo 16 de motor de cohete. El módulo 16 de motor de cohete se utiliza para impulsar la nave 10 espacial y se puede utilizar para ajustar la órbita o la actitud de la nave 10 espacial. El módulo 16 de motor de cohete incluye al menos un sistema 17 de alimentación de motor de cohete.

La Figura 2 representa un ejemplo de un sistema 100 de alimentación de motor de cohete de una nave espacial. El sistema 100 de alimentación de motor de cohete se usa para alimentar propelente a un motor de cohete. El sistema 100 de alimentación incluye al menos un suministro 105 de gas que contiene un gas. El gas puede ser un propulsor gaseoso.

El suministro 105 de gas está en comunicación fluida con una línea 110 de alimentación que suministra gas desde el suministro 105 de gas. Se puede proporcionar una válvula 115 dentro de la línea 110 de alimentación para controlar el flujo de gas desde el suministro 105 de gas.

Dentro de la línea 110 de alimentación se proporciona un estrangulador 120 sónico. El estrangulador 120 sónico define un orificio de flujo sónico y está configurado (por ejemplo, dimensionado y/o conformado) para regular pasivamente el caudal másico del gas que pasa a través del estrangulador 120 sónico.

También se proporciona un inyector 125 dentro de la línea 110 de alimentación, aguas abajo del estrangulador 120 sónico. El inyector 125 está aguas arriba de un combustor 130 y define uno o más orificios (no visibles en la Figura 2) que están configurados para aislar al menos sustancialmente la sección aguas arriba de la línea 110 de alimentación del combustor 130 aguas abajo. A continuación, se proporcionan ejemplos del inyector 125 con mayor detalle. El combustor puede incluir una cámara 135 de combustión y una boquilla 140. El aislamiento sustancial de la sección aguas arriba de la línea 110 de alimentación del combustor 130 evita que las oscilaciones de presión u ondas de choque se propaguen hacia arriba de la línea 110 de alimentación, que de otro modo afectaría el rendimiento del

sistema 100 de alimentación del motor de cohete.

El suministro 105 de gas contiene un propulsor. En los ejemplos donde el motor de cohete alimentado por el sistema 100 de alimentación del motor de cohete consume bipropelentes, el propelente dentro del suministro 105 de gas puede ser un combustible o puede ser un oxidante. En estos ejemplos, el sistema 100 de alimentación de motor de cohete también puede incluir una segunda rama con un segundo suministro de gas y una segunda línea de alimentación. A continuación, se describen con más detalle ejemplos de estos. En otros ejemplos, el motor de cohete alimentado por el sistema 100 de alimentación de motor de cohete puede consumir un único propulsor, en cuyo caso el suministro 105 de gas contiene un monopropulsor.

El propelente almacenado dentro del suministro 105 de gas puede ser un gas licuado y puede tener una parte de fase líquida y una parte de fase de vapor dentro del suministro 105 de gas. En algunos ejemplos, la parte de fase de vapor del propelente contenido dentro del suministro 105 de gas puede suministrarse a la línea 110 de alimentación cuando la válvula 115 está abierta, mientras que la parte de fase líquida del propelente permanece en el suministro 105 de gas.

El gas suministrado por el suministro 105 de gas a la línea 110 de alimentación puede autopresurizarse. En estos ejemplos, el gas puede suministrarse desde el suministro 105 de gas a la línea 110 de alimentación sin el uso de sistemas o bombas de purga, y puede suministrarse a la línea de alimentación principalmente a través de la presión de vapor de la parte de fase de vapor del propelente dentro del suministro 105 de gas.

La presión de vapor de la parte de fase de vapor del propulsor dentro del suministro 105 de gas puede caer temporalmente a medida que la parte de fase de vapor se suministra a la línea 110 de alimentación. Esta caída en la presión de vapor puede hacer que la parte de fase líquida del propulsor dentro del suministro 105 de gas hierva y reponga la parte de fase de vapor del propulsor dentro del suministro 105 de gas. De esta manera, la parte de fase de vapor del propelente dentro del suministro 105 de gas puede reemplazarse o reponerse a lo largo del tiempo a medida que se suministra gas a la línea 110 de alimentación.

El gas suministrado por el suministro 105 de gas a la línea 110 de alimentación pasa a través del estrangulador 120 sónico. El estrangulador 120 sónico define un orificio de flujo sónico y está configurado (por ejemplo, dimensionado y/o conformado) para regular pasivamente el caudal másico del gas que pasa a través del estrangulador 120 sónico. El estrangulador 120 sónico está configurado para establecer al menos sustancialmente condiciones de flujo estrangulado o de flujo sónico a través del orificio de flujo sónico definido por el estrangulador 120 sónico. En algunos ejemplos, el estrangulador 120 sónico también puede integrarse con una válvula 115.

El flujo sónico (o flujo estrangulado) es un fenómeno que puede ocurrir cuando un fluido compresible, como un gas, pasa a través de un orificio. La velocidad de un gas que pasa a través de un orificio en general aumenta a medida que el gas pasa a través del lado aguas arriba de mayor presión del orificio hasta el lado aguas abajo de menor presión del orificio. A medida que la velocidad del gas que sale del lado de baja presión aguas abajo del orificio se acerca a la velocidad del sonido, el flujo se vuelve "sónico" o "estrangulado". La velocidad del gas que sale del orificio está determinada, al menos parcialmente, por las temperaturas del gas aguas arriba y aguas abajo, las presiones del gas aguas arriba y aguas abajo, y las características inherentes al gas (como la relación de calor específica del gas).

Cuando se logran las condiciones de flujo sónico, el caudal másico que pasa a través del orificio está determinado (o "estrangulado") por las condiciones en el lado aguas arriba de mayor presión del orificio y está desacoplado de las condiciones en el lado aguas abajo de menor presión del orificio. Siempre que se mantengan las condiciones de flujo sónico a través del orificio, las fluctuaciones de presión o las perturbaciones aguas abajo del orificio no afectarán sustancialmente el caudal másico que pasa a través del orificio.

Además, las condiciones de flujo sónico pueden establecerse sustancialmente (pero posiblemente no completamente) a través de un orificio. En estas situaciones, la velocidad del gas que sale del orificio es lo suficientemente cercana a Mach 1 para que la velocidad de flujo másico que pasa a través del orificio se determine sustancialmente por las condiciones aguas arriba, pero puede depender muy débilmente de las condiciones aguas abajo (por ejemplo, disminuir la presión aguas abajo puede aumentar muy débilmente la velocidad de flujo másico que pasa a través del orificio).

El estrangulador 120 sónico proporcionado en la línea 110 de alimentación define un orificio de flujo sónico y está configurado (por ejemplo, dimensionado y/o conformado) para establecer sustancial o completamente las condiciones de flujo sónico o flujo estrangulado a medida que el gas en la línea 110 de alimentación pasa a través del estrangulador 120 sónico. Cuando el flujo sónico o el flujo estrangulado se establece al menos sustancialmente a través del estrangulador 120 sónico, la velocidad de flujo másico del gas que pasa a través del estrangulador 120 sónico está sustancialmente determinada por las condiciones aguas arriba del estrangulador 120 sónico y está sustancialmente desacoplada de las condiciones aguas abajo del estrangulador 120 sónico.

Si se establece un flujo sónico parcial o completo o un flujo estrangulado a través del estrangulador 120 sónico depende al menos parcialmente de la diferencia de presión entre el gas aguas arriba del estrangulador 120 sónico y el gas aguas abajo del estrangulador 120 sónico. La presión aguas abajo del estrangulador 120 sónico puede variar durante el funcionamiento del motor del cohete, mientras que la presión aguas arriba del estrangulador 120 sónico

está determinada principalmente por la presión del gas suministrado por el suministro 105 de gas dentro de la línea 110 de alimentación. En los ejemplos donde el gas suministrado por el suministro 105 de gas es una parte de fase de vapor autopresurizada de propelente, la presión de vapor de la parte de fase de vapor debe ser lo suficientemente alta como para establecer al menos parcialmente condiciones de flujo sónico o flujo estrangulado a través del estrangulador 120 sónico.

Aunque la diferencia de presión exacta requerida para lograr el flujo sónico a través del estrangulador 120 sónico depende de varios factores, incluido el tipo específico de gas y cómo se configura el estrangulador 120 sónico (por ejemplo, dimensionado y/o conformado), el solicitante ha encontrado que una caída de presión del 40% es típicamente suficiente para garantizar que el flujo sónico se establezca al menos sustancialmente a través del estrangulador 120 sónico.

En los ejemplos donde el gas suministrado por el suministro 105 de gas es una parte de fase de vapor autopresurizada del propulsor, la presión de vapor depende de la temperatura del propulsor dentro del suministro 105 de gas según la curva de presión de vapor del propulsor. La temperatura del propelente o gas dentro del suministro 105 de gas puede variar durante el funcionamiento del sistema 100 de alimentación de motor de cohete. Por ejemplo, la temperatura puede aumentar debido a la conducción de calor desde el combustor 130 aguas abajo al suministro 105 de gas.

Por el contrario, el proceso de la parte de fase líquida del propulsor que hierve parcialmente y repone la parte de fase de vapor del propulsor puede extraer calor del suministro 105 de gas, disminuyendo así su temperatura. Por lo tanto, las diferentes temperaturas de funcionamiento del gas suministrado por el suministro 105 de gas deben tenerse en cuenta al seleccionar un propulsor adecuado para usar con el sistema 100 de alimentación del motor de cohete.

Con este fin, el solicitante ha descubierto que los propulsores con presiones de vapor de al menos 5 bar en todo el intervalo de temperaturas de funcionamiento son los más adecuados para su uso como propulsores autopresurizantes para establecer al menos parcialmente condiciones de flujo sónico o flujo estrangulado a través del estrangulador 120 sónico. El intervalo de temperaturas de funcionamiento del propulsor autopresurizado varía típicamente de -10 °C a 35 °C.

Como ejemplo no limitante, el propeno se puede utilizar como un combustible gaseoso autopresurizado dentro del suministro 105 de gas. El propeno tiene una presión de vapor de aproximadamente 12 bar a temperatura ambiente y tiene una presión lo suficientemente alta en un amplio intervalo de temperaturas de funcionamiento para establecer al menos parcialmente las condiciones de flujo sónico o flujo estrangulado a través del estrangulador 120 sónico. Como un ejemplo no limitativo adicional, el óxido nítrico se puede utilizar como un oxidante gaseoso autopresurizado dentro del suministro 105 de gas. El óxido nítrico tiene una presión de vapor de aproximadamente 52 bar a temperatura ambiente, que es lo suficientemente alta en un gran intervalo de temperaturas de funcionamiento para establecer al menos parcialmente condiciones de flujo sónico o flujo estrangulado a través del estrangulador 120 sónico.

Otros combustibles gaseosos autopresurizados adecuados también pueden incluir metano, etano, eteno, propano e hidracina. Sin embargo, cualquier combustible gaseoso que tenga una presión de vapor de al menos 5 bar en todo el intervalo de temperaturas de funcionamiento puede ser más adecuado para su uso como un propulsor autopresurizado en el sistema 100 de alimentación del motor del cohete. De manera similar, los oxidantes adecuados incluyen tetróxido de nitrógeno y oxígeno licuado, pero cualquier oxidante gaseoso que tenga una presión de vapor de al menos 5 bar en todo el intervalo de temperaturas de funcionamiento puede ser más adecuado para su uso como un propulsor autopresurizado en el sistema 100 de alimentación de motor de cohete.

Los propulsores autopresurizados con presiones de vapor de menos de 5 bar en todo el intervalo de temperaturas de funcionamiento también pueden ser compatibles con la presente invención, pero el uso de estos propulsores puede dar como resultado bajas presiones aguas abajo en el motor de cohete y puede afectar negativamente al rendimiento del motor de cohete. Como resultado, en general es ventajoso y preferible usar propelentes con presiones de vapor de al menos 5 bar, pero esto no es una limitación estricta.

De manera similar, si un propulsor potencial solo tiene una presión de vapor de al menos 5 bar en un intervalo de temperaturas más estrecho, el suministro 105 de gas puede incluir un regulador de temperatura para garantizar que la temperatura del propulsor permanezca dentro de un intervalo aceptable. Por ejemplo, el suministro 105 de gas puede incluir un calentador o enfriador activo que garantice que la temperatura del gas dentro del suministro 105 de gas permanezca dentro de un intervalo especificado. De manera alternativa, el regulador de temperatura del suministro 105 de gas puede permitir que la temperatura del gas dentro del suministro 105 de gas caiga por debajo de un cierto punto cuando el motor de cohete alimentado por el sistema 100 de alimentación del motor de cohete no está operativo, pero puede calentar el gas dentro del suministro 105 de gas a una temperatura/presión aceptable antes de encender el motor de cohete.

La Figura 3 representa un ejemplo de un estrangulador 200 sónico proporcionado en una línea de alimentación. Este estrangulador 200 sónico incluye un cuerpo 205 que define un orificio 210 de flujo sónico. El estrangulador 200 sónico está dispuesto en una parte de una línea de alimentación indicada por las paredes 225 de la línea de alimentación. En este ejemplo no limitativo, el cuerpo 205 del estrangulador 200 sónico es una placa o disco situado dentro de la línea de alimentación y el orificio 210 de flujo sónico se define aproximadamente en el centro del cuerpo 205. Sin embargo,

la invención no está limitada a este respecto, y el cuerpo 205 que define el orificio 210 de flujo sónico puede variar dependiendo de la aplicación del sistema de alimentación del motor de cohete.

Por ejemplo, el cuerpo 205 del estrangulador 200 sónico que define el orificio 210 sónico puede ser una o más protuberancias que se originan en las paredes 225 de la línea de alimentación. Estas protuberancias pueden estar formadas integralmente con las paredes 225 o pueden estar unidas o acopladas a las paredes 225 de alguna otra manera. En otros ejemplos, una parte de una pared 225 de la línea de alimentación puede definir el orificio 210 de flujo sónico, es decir, el orificio 210 de flujo sónico puede pasar a través de una de las paredes 225 y puede ser tangencial u ortogonal al eje longitudinal de la línea de alimentación. En incluso otros ejemplos, el diámetro de la línea de alimentación (o la distancia entre las paredes 225 de la línea de alimentación) puede estrecharse en un cierto punto, y este paso estrecho puede definir el orificio 210 de flujo sónico. El lector entenderá que el cuerpo 205 del estrangulador 200 sónico que define el orificio 210 de flujo sónico puede variar dependiendo de la aplicación del sistema de alimentación del motor de cohete, siempre que el cuerpo 205 del estrangulador 200 sónico defina el orificio 210 de flujo sónico de tal manera que el orificio 210 de flujo sónico se proporcione en la línea 200 de alimentación del sistema de alimentación del motor de cohete.

Además, aunque el ejemplo no limitante representado en la Figura 3 muestra un único orificio 210 de flujo sónico definido por el cuerpo 205 del estrangulador 200 sónico, la invención no está limitada a este respecto. Uno o más cuerpos 205 pueden definir una pluralidad de orificios 210 de flujo sónico dependiendo de la aplicación del sistema de alimentación del motor de cohete.

El cuerpo 205 que define el orificio 210 de flujo sónico está formado al menos sustancialmente de un material que es compatible (por ejemplo, sustancialmente no reactivo) con el gas utilizado junto con el orificio 210 de flujo sónico. Esto abarca típicamente una amplia gama de materiales que pueden incluir, por ejemplo, acero inoxidable, inconel, aluminio, acero (incluido el acero al carbono), titanio, niobio o cualquier aleación de estos.

El orificio 210 de flujo sónico tiene una forma y dimensiones que pueden determinar sustancialmente la velocidad de flujo másico de un gas (para un tipo de gas dado y condiciones aguas arriba) y, por lo tanto, pueden depender de (o configurarse para) la aplicación del orificio 210 de flujo sónico y el sistema general de alimentación del motor del cohete.

En el ejemplo no taxativo representado en la Figura 3, la forma del orificio 210 de flujo sónico es sustancialmente cilíndrica y tiene un diámetro 220 asociado. Sin embargo, otros ejemplos del orificio 210 de flujo sónico pueden tener formas sustancialmente elípticas (que tienen ejes mayor y menor en lugar de diámetros) o formas completamente no circulares, dependiendo de la aplicación del estrangulador 200 sónico y el sistema general de alimentación del motor del cohete. En algunos ejemplos con orificios 210 de flujo sónico cilíndricos, el diámetro 220 del orificio 210 de flujo sónico puede estar entre 50 micrones y 10,000 micrones.

El orificio 210 de flujo sónico también tiene una longitud 215 que se extiende a través del cuerpo 205 del estrangulador 200 sónico. En algunos ejemplos, el diámetro 220 (o dimensión equivalente para orificios no circulares) puede ser sustancialmente constante a lo largo de la longitud 215 del orificio 210 de flujo sónico. En otros ejemplos, el diámetro 220 (o dimensión equivalente para orificios no circulares) puede variar a lo largo de la longitud 215 del orificio 210 de flujo sónico. La longitud 215 también se puede expresar en términos de una relación de la longitud 215 al diámetro 220 del orificio 210 de flujo sónico. En algunos ejemplos, el orificio 210 de flujo sónico puede tener una relación de longitud 215 a diámetro 220 dentro del intervalo de 1 a 10. En ejemplos particulares que tienen un diámetro 220 cilíndrico constante, la relación longitud:diámetro puede ser de aproximadamente 5.

La forma y las dimensiones del orificio 210 de flujo sónico también pueden depender de la aplicación del estrangulador 200 sónico dentro del sistema de alimentación del motor de cohete. Las dimensiones y/o la forma del orificio 210 de flujo sónico pueden determinar al menos parcialmente, si no significativamente, el flujo sónico o las condiciones de flujo estrangulado para un propulsor dado. Por ejemplo, la magnitud de la caída de presión a través del orificio 210 de flujo sónico para establecer un flujo sónico sustancial o un flujo estrangulado puede determinarse por las dimensiones y/o la forma del orificio 210 de flujo sónico. La configuración (por ejemplo, dimensiones, tamaño y/o forma) del orificio 210 de flujo sónico, por lo tanto, puede depender del tipo de gas utilizado dentro del sistema de alimentación del motor de cohete.

De manera similar, el caudal másico dictado por el estrangulador 200 sónico puede determinarse al menos parcialmente, si no sustancialmente, por las dimensiones y/o la forma del orificio 210 de flujo sónico, para un gas aguas arriba dado que tiene una temperatura y presión dadas. La selección de las dimensiones y/o la forma apropiadas del orificio 210 de flujo sónico dependerá de la aplicación del estrangulador 200 sónico.

Como ejemplo no limitativo, el estrangulador 200 sónico puede proporcionarse en el sistema de alimentación de un motor de cohete de un satélite. El estrangulador 200 puede configurarse (por ejemplo, dimensionarse y/o conformarse) para proporcionar un caudal másico sustancialmente constante dentro de los intervalos de aproximadamente 0,1 kg/segundo a 1 kg/segundo para un gas dado, que puede ser un propulsor gaseoso autopresurizado tal como propeno u óxido nitroso.

A la inversa, el estrangulador 200 sónico se puede usar para proporcionar un flujo másico sustancialmente constante de un combustible tal como propeno o un oxidante tal como óxido nítrico, pero en el sistema de alimentación de un motor de cohete de un cohete de tamaño completo. En estos ejemplos, el caudal másico de gas será correspondientemente mayor dado el motor de cohete más grande.

5 Cuando las condiciones de flujo sónico o de flujo estrangulado se establecen al menos sustancialmente a través del orificio 210 de flujo sónico, el caudal másico que pasa a través del estrangulador 200 sónico está determinado al menos sustancialmente por las condiciones del gas aguas arriba (por ejemplo, la temperatura del gas y la presión del gas) y es sustancialmente independiente de las condiciones del gas aguas abajo del estrangulador 200 sónico. Por lo tanto, el estrangulador 200 sónico regula pasivamente el caudal de masa que sale del suministro de gas para proporcionar un caudal másico predecible y sustancialmente constante para un conjunto dado de condiciones de gas
10 aguas arriba, desacoplando efectivamente el caudal másico de los cambios o fluctuaciones en las condiciones de gas aguas abajo del estrangulador 200 sónico. En los ejemplos donde el sistema de alimentación del motor de cohete se utiliza para alimentar un motor de cohete bipropelente, esto permite que el sistema de alimentación del motor de cohete proporcione una relación predecible y sustancialmente constante de oxidante a combustible dentro del combustor, que
15 puede ser importante para mantener una alta eficiencia del motor y beneficioso para la longevidad del combustor. Esto también significa que el motor del cohete puede comportarse de manera más predecible por norma general.

El estrangulador sónico del presente sistema de alimentación de motor de cohete regula pasivamente el caudal másico de gas que pasa a través del sistema sin necesidad de piezas móviles o controles de retroalimentación de bucle cerrado. Esto puede reducir la complejidad general del sistema de alimentación del motor del cohete, que de otro
20 modo puede depender de bombas aguas arriba o sistemas de purga para ajustar de forma reactiva el caudal másico de gas o propelente que pasa a través del sistema de alimentación. La reducción de la complejidad del sistema de alimentación del motor del cohete también puede aumentar su confiabilidad y longevidad, ya que puede ser menos propenso a fallas y puede reducir los costos de producción y fabricación. Además, obviar la necesidad de bombas aguas arriba o sistemas de purga también puede reducir el peso y el volumen total del sistema de alimentación del
25 motor del cohete, que es una consideración importante para las naves espaciales.

El desacoplamiento del caudal másico de gas que pasa a través del estrangulador sónico de las condiciones aguas abajo también permite utilizar sistemas de enfriamiento regenerativo eficientes con el combustor del motor de cohete. Los sistemas de alimentación de motores de cohetes sin regulación activa o pasiva del flujo másico deben desacoplar la temperatura del gas que fluye hacia el inyector de la temperatura del motor para garantizar un caudal másico
30 constante independientemente del estado operativo del propulsor/combustor. Esto excluye el uso de propelentes en un ciclo de enfriamiento regenerativo y necesita otras técnicas para enfriar el combustor, tales como enfriamiento de película o enfriamiento ablativo. Sin embargo, estas técnicas pueden sufrir desventajas como un impulso específico más bajo o una vida útil reducida del propulsor.

En comparación, la regulación pasiva del caudal másico lograda por la presente invención significa que un caudal másico sustancialmente constante abandona el suministro de gas y alcanza el combustor, independientemente de la temperatura o presión del gas que fluye hacia el inyector (siempre que el flujo sónico se establezca al menos sustancialmente a través del estrangulador sónico). Esto significa que el gas que fluye a través del sistema de alimentación de gas se puede utilizar para enfriar de forma regenerativa el combustor antes de pasar a través del inyector aguas abajo, sin cambiar la tasa de masa que fluye a través del estrangulador sónico aguas arriba.

40 La Figura 4 representa un ejemplo de un sistema de alimentación de motor de cohete con un circuito de enfriamiento regenerativo. El sistema 300 de alimentación del motor de cohete incluye un suministro 305 de gas conectado a una línea 310 de alimentación. Una válvula 315 puede estar situada dentro de la línea 310 de alimentación y se usa para controlar el flujo de gas desde el suministro 305 de gas. Un estrangulador 320 sónico está situado aguas abajo de la válvula 315 de gas en la línea 310 de alimentación y está configurado (por ejemplo, dimensionado y/o conformado)
45 para regular pasivamente la velocidad de flujo másico del gas que pasa a través de él estableciendo un flujo sónico a través del estrangulador 320 sónico.

Se proporciona un circuito 322 de enfriamiento regenerativo aguas abajo del estrangulador 320 sónico. El circuito 322 de enfriamiento regenerativo está en contacto térmico con un combustor 330 que incluye una o más de una cámara 335 de combustión, una boquilla 340 y/o un inyector 325. El gas suministrado por el suministro 305 de gas pasa a
50 través de la línea 310 de alimentación y el estrangulador 320 sónico antes de entrar en el circuito 322 de enfriamiento regenerativo. El calor generado por la combustión del propelente en el combustor 330 se transfiere al circuito 322 de enfriamiento regenerativo debido al contacto térmico entre los componentes y, en consecuencia, al gas que pasa a través del circuito 322 de enfriamiento regenerativo.

En consecuencia, el gas pasa a través del circuito 322 de enfriamiento regenerativo y a través del uno o más orificios definidos por el inyector 325 antes de ser quemado en la cámara 335 de combustión y expulsado por la boquilla 340. El uno o más orificios definidos por el inyector 325 están configurados para aislar al menos sustancialmente la línea 310 de alimentación aguas arriba del combustor 330.

Incluir el circuito 322 de enfriamiento regenerativo en el sistema 300 de alimentación de motor de cohete puede permitir que el combustor 330 proporcione una mayor cantidad de empuje de lo que sería posible de otro modo sin el uso de un sistema de enfriamiento, ya que es capaz de quemar más propelente por unidad de tiempo mientras permanece a una temperatura de funcionamiento segura. Adicional o alternativamente, el uso de un circuito 322 de enfriamiento regenerativo puede aumentar la longevidad del combustor 330, particularmente cuando se compara con procedimientos de enfriamiento alternativos, no regenerativos.

Aunque la temperatura del gas dentro del circuito 322 de enfriamiento regenerativo aumenta a medida que el calor se transfiere desde el combustor 330, la velocidad de flujo másico del gas suministrado por el suministro 305 de gas y que pasa a través del estrangulador 320 sónico aguas arriba es sustancialmente constante para las condiciones de gas aguas arriba dadas, siempre que el flujo sónico permanezca al menos sustancialmente establecido a través del estrangulador 320 sónico. Por lo tanto, el caudal másico de gas que entra en los uno o más orificios definidos por el inyector 325 también es sustancialmente constante, lo que significa que el combustor continúa comportándose de una manera predecible. Además, la relación de combustible oxidante que llega al combustor 330 también puede ser sustancialmente constante, lo que puede ser importante para la eficiencia y el rendimiento del combustor 330.

En algunos ejemplos, el circuito 322 de enfriamiento regenerativo consiste en una pluralidad de tubos helicoidales impresos en 3D en el combustor 330. El diámetro interno de uno o más de los tubos helicoidales puede variar a lo largo de la longitud del tubo, de modo que la velocidad del gas que fluye dentro del tubo varía según lo requieran los requisitos de enfriamiento locales. En otros ejemplos, el circuito 322 de enfriamiento regenerativo puede consistir en diseños más tradicionales o puede fabricarse usando técnicas más tradicionales. El diseño general del circuito 322 de enfriamiento regenerativo puede depender de la aplicación del sistema 300 de alimentación de motor de cohete y su motor de cohete asociado.

También se puede utilizar más de un sistema de alimentación de motor de cohete de la presente invención dentro de un solo motor de cohete. Por ejemplo, un único motor de cohete bipropelente puede tener una rama de combustible (por ejemplo, un primer sistema de alimentación de motor de cohete que alimenta combustible al motor de cohete) y una rama de oxidante (por ejemplo, un segundo sistema de alimentación de motor de cohete que alimenta oxidante al motor de cohete). Estas ramas o sistemas de alimentación de motor de cohete pueden ser completamente independientes entre sí o pueden tener componentes que son compartidos o comunes a ambas ramas/sistemas de alimentación de motor de cohete. Por ejemplo, la rama de combustible y la rama de oxidante de un sistema de alimentación de motor de cohete de bi-propulsor compartirán típicamente un inyector común aguas arriba del combustor, aunque cada propulsor fluirá típicamente a través de diferentes orificios definidos por el inyector.

De manera similar, se pueden usar múltiples ramas de combustible y/o múltiples ramas de oxidante para alimentar un solo motor de cohete. Por ejemplo, algunos ejemplos del sistema de alimentación del motor de cohete pueden incluir múltiples suministros de gas combustible/oxidante con líneas de alimentación dedicadas o suministros de gas individuales con múltiples líneas de alimentación. El número y la configuración de las ramas de combustible y las ramas de oxidante pueden variar dependiendo del sistema de alimentación del motor del cohete y de los requisitos o la configuración de la nave espacial.

En la Figura 5, se muestra un posible ejemplo de un sistema de alimentación de motor de cohete con una rama de combustible y una rama de oxidante. El sistema 400 de alimentación de motor de cohete incluye un primer suministro 405 de gas y un segundo suministro 406 de gas. Cada suministro de gas puede contener respectivamente un combustible y un oxidante. Estos pueden ser gases licuados autopresurizados con mezclas de partes de fase líquida y partes de fase de vapor dentro de cada suministro de gas.

Los dos suministros 405 y 406 de gas están conectados respectivamente a una primera línea 410 de alimentación y una segunda línea 411 de alimentación. Se puede proporcionar una primera válvula 415 dentro de la primera línea 410 de alimentación, mientras que se puede proporcionar una segunda válvula 416 dentro de la segunda línea 411 de alimentación. Un primer estrangulador 420 sónico se proporciona en la primera línea 410 de alimentación, mientras que un segundo estrangulador 421 sónico se proporciona dentro de la segunda línea 411 de alimentación. Cada estrangulador 420 y 421 sónico está configurado (por ejemplo, dimensionado y/o conformado) para regular pasivamente la velocidad de flujo másico del gas que pasa a través de él.

La primera línea 410 de alimentación y/o la segunda línea 411 de alimentación también pueden incluir un circuito de enfriamiento regenerativo. En el ejemplo no taxativo que se muestra en la Figura 5, se proporciona un circuito 422 de enfriamiento regenerativo en la primera línea 410 de alimentación, aguas abajo del primer estrangulador 420 sónico. En otros ejemplos, ambas líneas 410 y 411 de alimentación pueden incluir uno o más circuitos de enfriamiento regenerativo. En otros ejemplos adicionales, ninguna de las líneas 410 o 411 de alimentación puede incluir un circuito de enfriamiento regenerativo, y los circuitos de enfriamiento regenerativo pueden estar completamente ausentes del sistema 400 de alimentación del motor de cohete. Si se incluye un circuito de enfriamiento regenerativo en el sistema 400 de alimentación del motor de cohete y dónde puede depender de la aplicación del sistema de alimentación del motor de cohete.

En el ejemplo no limitante que se muestra en la Figura 5, se proporciona un inyector 425 aguas abajo del circuito 422 de enfriamiento regenerativo de la primera línea 410 de alimentación y aguas abajo del segundo estrangulador 421 sónico de la segunda línea 411 de alimentación. También se proporciona un combustor 430 aguas abajo del inyector 425 e incluye una cámara 335 de combustión y una boquilla 440. El inyector 425 define uno o más orificios (explicados con mayor detalle a continuación) utilizados para introducir propulsores en el combustor 430. El uno o más orificios están configurados para aislar sustancialmente la sección aguas arriba de la primera línea 410 de alimentación del combustor 430 aguas abajo y para aislar sustancialmente la sección aguas arriba de la segunda línea 411 de alimentación del combustor 430 aguas abajo (por ejemplo, de las fluctuaciones de presión). En otras palabras, los orificios definidos por el inyector 425 están configurados para desacoplar al menos sustancialmente la presión dentro de la cámara 435 de combustión de la presión de alimentación del propulsor. El combustible y el oxidante suministrados por el primer y segundo suministro 405 y 406 de gas respectivamente pasan a través del (de los) orificio(s) definido (s) por el inyector 425 antes de mezclarse y encenderse en la cámara 435 de combustión. Luego, la mezcla quemada se expulsa de la boquilla 440, produciendo empuje e impulsando la nave espacial.

La eficiencia y el rendimiento del motor, tal como la cantidad de empuje generado por el motor por unidad de propelente quemado, puede depender al menos parcialmente de cómo el combustible y el oxidante se mezclan y queman dentro de la cámara 435 de combustión. Con este fin, el (los) orificio(s) definidos por el inyector 425 también pueden configurarse para garantizar una mezcla adecuada del combustible gaseoso y el oxidante gaseoso suministrados respectivamente por el primer suministro 405 de gas a través de la primera línea 410 de alimentación y por el segundo suministro 406 de gas a través de la segunda línea 411 de alimentación. Los orificios definidos por el inyector 425 también pueden determinar al menos parcialmente la velocidad de inyección de combustible gaseoso y oxidante gaseoso en la cámara 435 de combustión.

En algunos ejemplos, el inyector 425 puede incluir una placa de inyección que se alimenta mediante la primera línea 410 de alimentación aguas arriba y la segunda línea 411 de alimentación aguas arriba. La placa de inyección puede definir un primer orificio (o pluralidad de orificios) utilizado para inyectar un primer tipo de propulsor (por ejemplo, combustible) suministrado por el primer suministro 405 de gas en la cámara 435 de combustión, y puede definir un segundo orificio (o pluralidad de orificios) utilizado para inyectar un segundo tipo de propulsor (por ejemplo, oxidante) suministrado por el segundo suministro 406 de gas en la cámara 435 de combustión. El primer y segundo orificio (u orificios) pueden aislar al menos sustancialmente sus respectivas líneas de alimentación aguas arriba del combustor 430 aguas abajo al lograr una caída de presión suficiente a través de cada orificio.

La Figura 6(a) representa un ejemplo no limitante de un inyector. El inyector 500 incluye una placa 510 de inyección que define una primera pluralidad de orificios (una parte de los cuales se indica con 520) y una segunda pluralidad de orificios (una parte de los cuales se indica con 530). El combustible suministrado por una primera línea de alimentación se inyecta en el combustor a través de la primera pluralidad de orificios 520, mientras que el oxidante suministrado por una segunda línea de alimentación se inyecta en el combustor a través de la segunda pluralidad de orificios 530.

La Figura 6(b) representa una vista en sección transversal del inyector de ejemplo a través de la sección A-A. En este ejemplo, la placa 510 de inyección define una primera pluralidad de colectores 525 y una segunda pluralidad de colectores 535. El combustible suministrado por una primera línea de alimentación aguas arriba (no ilustrada) al inyector pasa a través de la primera pluralidad de colectores 525, mientras que el oxidante alimentado a través de una segunda línea de alimentación aguas arriba (no ilustrada) al inyector pasa a través de la segunda pluralidad de colectores 535. Cada colector 525 de combustible está en comunicación fluida con una pluralidad de orificios 520 utilizados para inyectar combustible en la cámara de combustión (indicada en general por 550), mientras que cada colector 535 de oxidante está en comunicación fluida con los orificios 530 utilizados para inyectar oxidante en la cámara 550 de combustión. Los orificios 520 de combustible están configurados para aislar la primera línea de alimentación corriente arriba del combustor, mientras que los orificios 530 del oxidante están configurados para aislar la segunda línea de alimentación corriente arriba del combustor. Esto se puede lograr asegurando una caída de presión suficiente a través de cada orificio respectivo.

En algunos ejemplos, los orificios 520 de combustible y/o los orificios 530 de oxidante pueden ser orificios sónicos en sí mismos, aunque esto puede requerir altas presiones de gas dentro de los colectores 525 y 535 de combustible y oxidante. En la mayoría de los casos, el flujo sónico a través de los orificios 520 de combustible y/u orificios 530 de oxidante no será necesario para aislar sustancialmente cada línea de alimentación respectiva del combustor aguas abajo.

El ejemplo particular no limitante del inyector representado en la Figura 6(b) es un inyector de impacto triplete diferente. En este ejemplo, el combustible que se inyecta a través de los orificios 520 de combustible definidos por la placa 510 de inyección incide sobre el oxidante inyectado a través de los orificios 530 de oxidante definidos por la placa 510 de inyección en varios puntos de impacto: se ilustra un punto 560 de impacto. Sin embargo, el inyector del sistema de alimentación del motor cohete no se limita a este diseño particular, y se podrían usar muchas otras variaciones con el sistema de alimentación del motor cohete dependiendo de su aplicación. Por ejemplo, otros inyectores pueden ser coaxiales y pueden ser, por ejemplo, un inyector de pivote, un inyector coaxial de corte, un inyector coaxial de cuerpo central o un inyector tricoaxial de corte.

En otros ejemplos más, el inyector puede ser un inyector incidente de un diseño diferente (que incluye inyectores incidentes similares y diferentes, inyectores incidentes de doblete, etc.), un inyector de cabezal de ducha o cualquier cosa con un orificio definido. En otros ejemplos adicionales, el inyector podría ser un inyector poroso, y los orificios utilizados para inyectar oxidante y/o combustible se pueden definir por los medios porosos del inyector.

- 5 El diseño del inyector puede depender de su aplicación y otros factores que incluyen (por ejemplo) el tamaño del motor, los tipos de propelentes utilizados en el sistema de alimentación del motor de cohete, la velocidad de inyección requerida de los propelentes y las tasas requeridas de masas de propelente que fluyen hacia el combustor.

La eficiencia y el rendimiento del motor de cohete también pueden depender de la relación de oxidante a combustible que se quema dentro de la cámara de combustión. Con referencia a la Figura 5, la relación de oxidante:combustible que alcanza la cámara 435 de combustión está determinada al menos parcialmente por los estranguladores 420 y 421 sónicos primero y segundo, ya que los estranguladores 420 y 421 sónicos primero y segundo regulan pasivamente el caudal másico de combustible y oxidante dentro de las líneas 410 y 411 de alimentación primera y segunda. Por lo tanto, los estranguladores 420 y 421 sónicos primero y segundo pueden configurarse para proporcionar una relación objetivo de oxidante:combustible a la cámara 435 de combustión y/o una relación dentro de un intervalo preferido. Por ejemplo, la forma y/o las dimensiones y/o el tamaño de los estranguladores 420 y 421 sónicos primero y segundo (y los orificios de flujo sónico definidos por los mismos) pueden elegirse para suministrar una relación objetivo de oxidante:combustible que fluye hacia la cámara 435 de combustión.

La relación ideal de oxidante:combustible dependerá normalmente de los propulsores específicos utilizados con el motor. El primer y segundo estranguladores 420 y 421 sónicos se configurarán típicamente (por ejemplo, dimensionados y/o conformados) para proporcionar una relación de oxidante:combustible del orden de 0,5:1 a 20:1, dependiendo de las aplicaciones del motor y los propulsores utilizados con el sistema de alimentación del motor de cohete. En los ejemplos donde se utilizan óxido nítrico y propano respectivamente como oxidante y combustible, la relación ideal es de aproximadamente 8:1 oxidante:combustible.

El caudal másico real del oxidante gaseoso o el combustible que pasa a través de cada estrangulador 420 y 421 sónico depende no solo de cómo se configura cada estrangulador sónico (u orificio sónico definido por el mismo) (por ejemplo, dimensionado y/o conformado), sino también del tipo de gas y las condiciones del gas aguas arriba, tales como la temperatura y la presión. En los ejemplos donde los propulsores gaseosos suministrados por los suministros 405 y 406 de gas son partes en fase de vapor de gases licuados autopresurizados, la presión y la temperatura de cada propulsor gaseoso están relacionadas por la curva de presión de vapor del propulsor. Por norma general, para un estrangulador sónico con una configuración dada, el caudal másico de un propulsor gaseoso a 35 °C puede ser el 100% de un caudal másico relativo, mientras que el caudal másico del mismo propulsor gaseoso a -10 °C puede ser el 35% del caudal másico relativo.

En algunos ejemplos, los propulsores pueden seleccionarse según sus curvas de presión de vapor de manera que la relación de la velocidad de flujo másico a través del estrangulador 420 sónico de la rama de oxidante respecto a la velocidad de flujo másico a través del estrangulador 421 sónico de la rama de combustible no cambie sustancialmente en el intervalo de temperaturas de funcionamiento del sistema 400 de alimentación de motor de cohete. Este concepto se explicará con más detalle a continuación.

Para un propulsor autopresurizado dado, la tasa de masa que fluye a través de un estrangulador sónico (u orificio de flujo sónico definido por un estrangulador sónico) tiene una dependencia aproximadamente lineal de la temperatura del propulsor aguas arriba. Además, la temperatura del propelente aguas arriba está relacionada con la temperatura del vapor de propelente por la curva de presión de vapor del propelente.

Si el sistema de alimentación de motor de cohete está configurado para proporcionar oxidante y combustible al combustor en una relación conocida a una temperatura de propulsor específica, la relación de oxidante:combustible suministrado por el sistema de alimentación de motor de cohete a una temperatura de propulsor dada puede aproximarse considerando la relación de la presión de cada propulsor a esa temperatura dada, debido a la relación aproximadamente lineal entre el caudal másico y la presión de propulsor aguas arriba.

En aras de la claridad, supongamos que $m_o(T)$ es la velocidad de flujo másico del oxidante a la temperatura T (medida en grados Celsius) que pasa a través de un estrangulador sónico proporcionado en una rama del oxidante, y $m_f(T)$ es la velocidad de flujo másico del combustible a la temperatura T que pasa a través de un estrangulador sónico proporcionado en una rama del combustible. Además, deje que la presión del oxidante a la temperatura T se indique como $P_o(T)$, y del mismo modo deje que la presión del combustible a la temperatura T se indique como $P_f(T)$ - estas relaciones describen las curvas de presión de vapor para el oxidante y el combustible, respectivamente.

Debido a que la tasa de masa de propelente que fluye a través de cada estrangulador sónico depende aproximadamente de forma lineal de la presión del propelente, podemos decir que:

$$\dot{m}_O(T) \propto P_O(T)$$

$$\dot{m}_F(T) \propto P_F(T)$$

- 5 Esto significa que la relación de los caudales másicos de un propulsor a dos temperaturas diferentes, T_1 y T_2 , es aproximadamente igual a la relación de las presiones del propulsor a esas dos temperaturas. Más explícitamente:

$$\frac{\dot{m}_O(T_1)}{\dot{m}_O(T_2)} \approx \frac{P_O(T_1)}{P_O(T_2)}$$

$$\frac{\dot{m}_F(T_1)}{\dot{m}_F(T_2)} \approx \frac{P_F(T_1)}{P_F(T_2)}$$

- 10 De ello se deduce que si las presiones de vapor de oxidante/combustible y la relación de los caudales másicos de oxidante:combustible se conocen para una temperatura específica T_1 , la relación de los caudales másicos de oxidante:combustible se puede determinar para una temperatura diferente T_2 considerando las presiones del oxidante/combustible en T_2 .

- 15 Como ilustración no taxativa de este concepto, un sistema de alimentación de motor de cohete puede usar vapor de propano autopresurizado como combustible y vapor de óxido nítrico autopresurizado como oxidante. El estrangulador sónico de la rama de oxidante y el estrangulador sónico de la rama de combustible pueden configurarse cada uno (por ejemplo, dimensionarse y/o conformarse) de manera que cuando ambos propulsores están a 0°C , la velocidad de flujo másico del oxidante y la velocidad de flujo másico del combustible se suministran al combustor a una relación 8:1 de oxidante:combustible (o, en otras palabras, $\dot{m}_O(0^\circ): \dot{m}_F(0^\circ)$ es 8:1). El vapor de propano tiene una presión aproximada de 5,84 bar a 0°C según su curva de presión de vapor (es decir, $P_F(0^\circ) = 5,84$ bar), mientras que el vapor de óxido nítrico tiene una presión aproximada de 31,22 bar a 0°C según su curva de presión de vapor (es decir, $P_O(0^\circ) = 31,22$ bar).

- 20 Si la temperatura de cada propulsor aumenta a 20°C , la presión del vapor de propano aumentará a aproximadamente 10,17 bar ($P_F(20^\circ) = 10,17$ bar) mientras que la presión del vapor de óxido nítrico aumentará a aproximadamente 50,53 bar ($P_O(20^\circ) = 50,53$ bar) según la curva de vapor de presión de cada propulsor, y los nuevos caudales másicos aumentarán correspondientemente:

$$\frac{\dot{m}_O(20^\circ\text{C})}{\dot{m}_O(0^\circ\text{C})} \approx \frac{50,53}{31,22} \Rightarrow \dot{m}_O(20^\circ\text{C}) \approx 1,619 \cdot \dot{m}_O(0^\circ\text{C})$$

$$\frac{\dot{m}_F(20^\circ\text{C})}{\dot{m}_F(0^\circ\text{C})} \approx \frac{10,17}{5,84} \Rightarrow \dot{m}_F(20^\circ\text{C}) \approx 1,741 \cdot \dot{m}_F(0^\circ\text{C})$$

- 25 A continuación, se puede calcular la nueva relación de caudales másicos de oxidante:combustible:

$$\frac{\dot{m}_O(20^\circ\text{C})}{\dot{m}_F(20^\circ\text{C})} \approx \frac{1,619 \cdot \dot{m}_O(0^\circ\text{C})}{1,741 \cdot \dot{m}_F(0^\circ\text{C})} = \frac{1,619}{1,741} \cdot \left(\frac{8}{1}\right) = 0,93 \cdot \left(\frac{8}{1}\right)$$

En este ejemplo particular, la nueva relación de caudales másicos de oxidante:combustible a 20°C es de aproximadamente 7,44:1, una disminución de aproximadamente el 7% con respecto a la relación de 8:1 a 0°C .

Este ejemplo particular demuestra cómo los caudales máscicos absolutos de cada propulsor pueden variar en el intervalo de temperaturas de funcionamiento mientras se mantiene una relación oxidante:combustible relativamente estable. Sin embargo, también se pueden usar propelentes distintos de propeno u óxido nítrico para lograr resultados similares, y la invención no está limitada a este respecto. Además, la elección de una relación oxidante: combustible de 8:1 a 0 °C es, en última instancia, arbitraria y dependerá de los propulsores utilizados con el sistema de alimentación del motor del cohete y sus requisitos.

Además, el ejemplo anterior se aproxima a una relación lineal entre el caudal máscico y la temperatura/presión del propulsor. Debe observarse que esta es una aproximación a un primer orden y que los valores de presión/temperatura proporcionados anteriormente no son exactos. Este ejemplo simplemente ilustra el principio de cómo se puede proporcionar una relación objetivo de oxidante:combustible (con alguna variación aceptable) por el sistema de alimentación del motor del cohete. Se espera completamente que pueda haber algún componente no lineal en la relación entre el caudal máscico y la presión, y la presente invención no está vinculada a la suposición de que la relación mencionada anteriormente sea completamente lineal.

El grado en que se permite que la relación de los caudales máscicos del oxidante:combustible varíe o se desvíe de un cierto valor depende en última instancia de la aplicación y los requisitos del sistema de alimentación del motor del cohete. Algunas aplicaciones del sistema de alimentación del motor de cohete pueden requerir que la relación de los caudales máscicos de oxidante:combustible se mantenga dentro de un intervalo de valores comparativamente estrecho, y la configuración o los parámetros de funcionamiento del sistema de alimentación del motor de cohete pueden variar por consiguiente. Por ejemplo, al sistema de alimentación del motor de cohete solo se le puede permitir operar dentro de un intervalo correspondientemente estrecho de temperaturas del propulsor para preservar sustancialmente la relación ideal entre los caudales máscicos de oxidante y combustible. En otras aplicaciones, la relación exacta de caudales máscicos de oxidante:combustible puede ser de menor importancia y el intervalo de temperaturas de funcionamiento aceptables de cada propulsor, o la elección de los propelentes en sí, también puede variar por consiguiente.

El ejemplo dado anteriormente también supone que la temperatura de ambos propulsores cambia más o menos concomitantemente. Esto puede ser una aproximación razonable en algunos ejemplos, ya que las temperaturas de los suministros de gas del sistema de alimentación del motor del cohete pueden variar más o menos de la misma manera. Por ejemplo, aunque la velocidad de flujo máscico del oxidante que abandona el suministro 405 de gas oxidante a menudo es mayor que la velocidad de flujo máscico del combustible que abandona el suministro 406 de gas combustible (para relaciones oxidante:combustible > 1), la masa total de propelente contenido dentro del suministro 405 de gas oxidante puede ser comparativamente mayor. Debido a que un sistema de alimentación de motor de cohete a menudo está diseñado para expulsar (como en consumir/agotar completamente) ambos propulsores al mismo tiempo (por lo que el sistema de alimentación de motor de cohete no se queda con un excedente de solo un propulsor), la relación de masa que sale de cada suministro de gas a la masa total contenida dentro de ese suministro de gas puede ser sustancialmente la misma para cada suministro de gas del sistema de alimentación de motor de cohete. Esto puede significar que los efectos de la temperatura de, por ejemplo, el enfriamiento por evaporación de cada gas debido a la ebullición del propelente en fase líquida al propelente en fase de vapor afectará la temperatura de los suministros de gas del sistema de alimentación del motor del cohete de más o menos la misma manera.

En algunos ejemplos, puede ser deseable introducir medidas adicionales para tratar de mantener la temperatura de ambos suministros de gas más o menos igual. Con este fin, el primer y el segundo suministro 405 y 406 de gas pueden estar en contacto térmico entre sí. Por ejemplo, el primer y segundo suministro 405 y 406 de gas pueden compartir un mamparo y pueden tener uno o más componentes metálicos (por ejemplo, paredes laterales) en común. Si surge una discrepancia en las temperaturas de suministro de gas, el contacto térmico entre los suministros 405 y 406 de gas primero y segundo significará que los dos suministros de gas tienden naturalmente hacia el equilibrio térmico. El primer y segundo suministro 405 y 406 de gas también pueden estar en contacto térmico con el cuerpo de la nave espacial (por ejemplo, satélite), lo que puede igualar cualquier discrepancia térmica más rápidamente debido a la mayor masa térmica.

En algunos ejemplos, las temperaturas de los suministros 405 y 406 de gas primero y segundo se pueden monitorear y controlar activamente. Como ejemplo no limitativo, cada suministro de gas puede tener un termómetro o sensor de temperatura y un elemento de calentamiento. El sensor de temperatura asociado con cada suministro de gas puede interactuar con un controlador que controla el elemento de calentamiento respectivo para mantener los suministros de gas a la misma temperatura.

En otros ejemplos, el sistema de alimentación del motor de cohete puede configurarse para proporcionar una relación particular de oxidante:combustible mediante el control activo de la temperatura de uno o más de los suministros de gas. Como ejemplo no limitativo, un controlador central en la nave espacial puede incluir una tabla de búsqueda almacenada en forma de memoria. La tabla de consulta puede contener la curva de presión de vapor de uno o más de los suministros de gas a bordo. Cada suministro de gas puede incluir un termómetro o sensor de temperatura y un elemento de calentamiento y/o enfriamiento en comunicación con el controlador. El controlador puede monitorear y controlar activamente la temperatura de los uno o más suministros de gas con referencia a la curva de presión de vapor de los uno o más suministros de gas almacenados en la memoria del controlador. La temperatura de cada suministro de gas se puede controlar de forma independiente y puede diferir para que el sistema de alimentación del

motor de cohete entregue la relación oxidante:combustible especificada al combustor.

- 5 En aún otros ejemplos o aplicaciones del sistema de alimentación de motor de cohete donde la relación oxidante:combustible suministrada al combustor no es crítica, se puede permitir que las temperaturas de los uno o más suministros de gas varíen. En algunas aplicaciones, puede no ser práctico mantener una temperatura similar entre uno o más suministros de gas del sistema de alimentación del motor de cohete sin alguna forma de control activo. Por ejemplo, el sistema de alimentación del motor del cohete podría usarse a bordo de un satélite en órbita. Un lado del satélite puede estar más o menos constantemente iluminado por el sol, mientras que el otro lado del satélite puede estar más o menos constantemente a la sombra. Si uno de los suministros de gas está contenido dentro del lado iluminado mientras que otro suministro de gas está contenido dentro del lado sombreado, puede existir un gradiente de temperatura entre los dos suministros de gas, incluso si están en contacto térmico entre sí. Si la relación oxidante:combustible suministrada por el sistema de alimentación del motor cohete al combustor es importante, se puede emplear un sistema de control activo (como se describió anteriormente). De lo contrario, se puede permitir que las temperaturas de los suministros de gas varíen.
- 10
- 15 En aun otros ejemplos, el motor del sistema de alimentación del motor de cohete puede restringirse a realizar pequeñas quemaduras con pequeños caudales de propelente. En estos ejemplos, la velocidad de flujo másico del propelente que sale de cada suministro de gas puede ser lo suficientemente pequeña como para causar condiciones de suministro de gas casi estáticas, lo que significa que la presión y la temperatura del propelente dentro de cada suministro de gas no cambian apreciablemente durante el funcionamiento del combustor. De manera similar, el combustor del motor puede no quemar una cantidad lo suficientemente grande de propelente en cualquier momento para aumentar apreciablemente la temperatura de cualquier suministro de gas a través de la conducción. De manera alternativa, la pequeña disminución de temperatura a través de la expansión del propelente gaseoso fuera de cada suministro de gas puede compensarse con un pequeño aumento de temperatura a través de la conducción de calor a través del combustor, logrando así condiciones de gas aguas arriba sustancialmente cuasiestáticas (por ejemplo, temperatura y presión del gas).
- 20
- 25 Aunque la presente invención se ha ilustrado mediante la descripción de los ejemplos de esta, y aunque los ejemplos se han descrito en detalle, no es intención del Solicitante restringir o limitar en modo alguno el alcance de las reivindicaciones anexas a dicho detalle.

REIVINDICACIONES

1. Un sistema (100; 300; 400) de alimentación de motor de cohete comprendiendo:
una línea (110; 310; 410; 411) de alimentación que suministra un gas desde un suministro (105; 305; 405; 406) de gas; y
- 5 un inyector (125; 325; 425; 500) proporcionado en la línea (110; 310; 410; 411) de alimentación, en donde el inyector (125; 325; 425; 500) está configurado para aislar al menos sustancialmente la línea (110; 310; 410; 411) de alimentación aguas arriba de un combustor (130; 330; 430; 550) aguas abajo;
caracterizado por que
- 10 se proporciona un estrangulador (120; 200; 320; 420; 421) sónico en la línea (110; 310; 410; 411) de alimentación, estando configurado el estrangulador (120; 200; 320; 420; 421) sónico para regular pasivamente el caudal másico de gas que pasa a través del mismo;
en donde el inyector (125; 325; 425; 500) está aguas abajo del estrangulador (120; 200; 320; 420; 421) sónico;
en donde el gas suministrado desde el suministro (105; 305; 405; 406) de gas es propeno, propano, metano, etano, eteno, hidracina, óxido nitroso, tetróxido de nitrógeno u oxígeno.
- 15 2. El sistema (100; 300; 400) de alimentación del motor de cohete de la reivindicación 1, en donde el gas suministrado desde el suministro (105; 305; 405; 406) de gas está autopresurizado.
3. El sistema (100; 300; 400) de alimentación de motor de cohete de la reivindicación 1 o la reivindicación 2, en donde el gas suministrado desde el suministro (105; 305; 405; 406) de gas es la fase de vapor de un gas licuado.
4. El sistema (100; 300; 400) de alimentación de motor de cohete de una cualquiera de las reivindicaciones 1 a 3, en
20 donde el gas suministrado desde el suministro de gas tiene una presión de al menos 5 bar de -10 °C a 35 °C.
5. El sistema (100; 300; 400) de alimentación de motor de cohete de una cualquiera de las reivindicaciones 1 a 4, en donde el estrangulador (120; 200; 320; 420; 421) sónico define un orificio (210) cilíndrico.
6. El sistema (100; 300; 400) de alimentación de motor de cohete de la reivindicación 5, en donde el orificio (210) cilíndrico definido por el estrangulador (120; 200; 320; 420; 421) sónico tiene un diámetro de 50 a 10000 micras.
- 25 7. El sistema (100; 300; 400) de alimentación de motor de cohete de la reivindicación 5 o la reivindicación 6, en donde el orificio (210) cilíndrico definido por el estrangulador (120; 200; 320; 420; 421) sónico tiene una relación longitud:diámetro de 1 a 10.
8. El sistema (100; 300; 400) de alimentación de motor de cohete de una cualquiera de las reivindicaciones 1 a 7, en donde el estrangulador (120; 200; 320; 420; 421) sónico está configurado para proporcionar un caudal másico de 0,1
30 - 1 kilogramo/segundo.
9. El sistema (100; 300; 400) de alimentación de motor de cohete de una cualquiera de las reivindicaciones 1 a 8, en donde el sistema (100; 300; 400) de alimentación de motor de cohete incluye un combustor (130; 330; 430; 550) aguas abajo del inyector (125; 325; 425; 500).
10. El sistema (100; 300; 400) de alimentación de motor de cohete de una cualquiera de las reivindicaciones 1 a 9, en
35 donde el sistema (100; 300; 400) de alimentación de motor de cohete incluye un circuito (322; 422) de enfriamiento regenerativo.
11. El sistema (100; 300; 400) de alimentación de motor de cohete de una cualquiera de las reivindicaciones 1 a 10, en donde el sistema (100; 300; 400) de alimentación de motor de cohete incluye además:
una segunda línea (110; 310; 410; 411) de alimentación que suministra un gas desde un segundo suministro (105;
40 305; 405; 406) de gas;
un segundo estrangulador (120; 200; 320; 420; 421) sónico proporcionado en la segunda línea (110; 310; 410; 411) de alimentación, estando configurado el segundo estrangulador (120; 200; 320; 420; 421) sónico para regular pasivamente el caudal másico de gas que pasa a través de este; y
- 45 en donde el inyector (125; 325; 425; 500) está configurado para aislar al menos sustancialmente la segunda línea (110; 310; 410; 411) de alimentación aguas arriba de un combustor (130; 330; 430; 550) aguas abajo.

12. El sistema (100; 300; 400) de alimentación de motor de cohete de la reivindicación 11, en donde la primera línea (110; 310; 410; 411) de alimentación es una rama de combustible y la segunda línea (110; 310; 410; 411) de alimentación es una rama de oxidante.

5 13. El sistema (100; 300; 400) de alimentación del motor de cohete de la reivindicación 11 o la reivindicación 12, en donde el sistema (100; 300; 400) de alimentación del motor de cohete está configurado para proporcionar una relación oxidante:combustible entre 0,5 y 20.

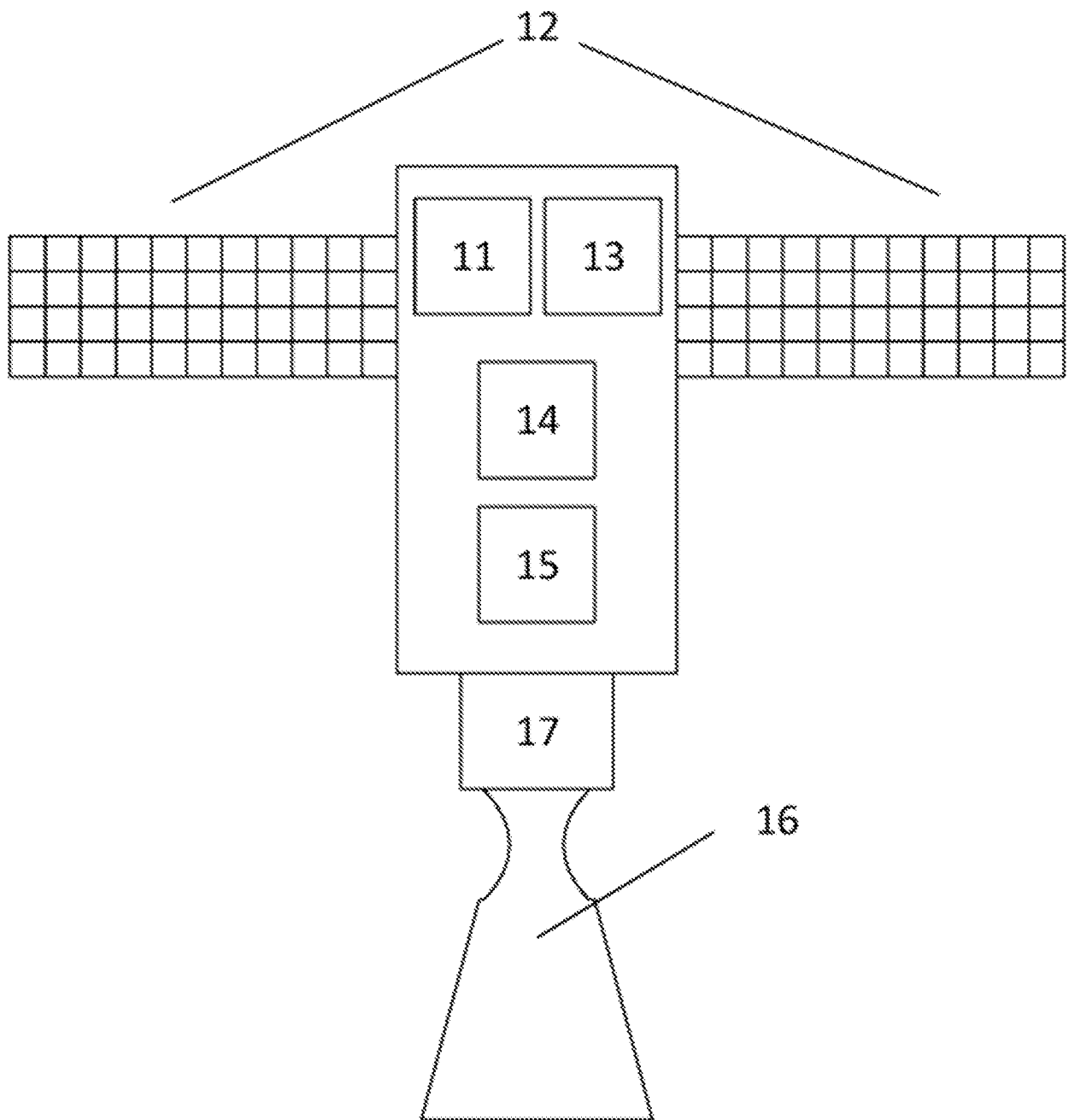


Figura 1

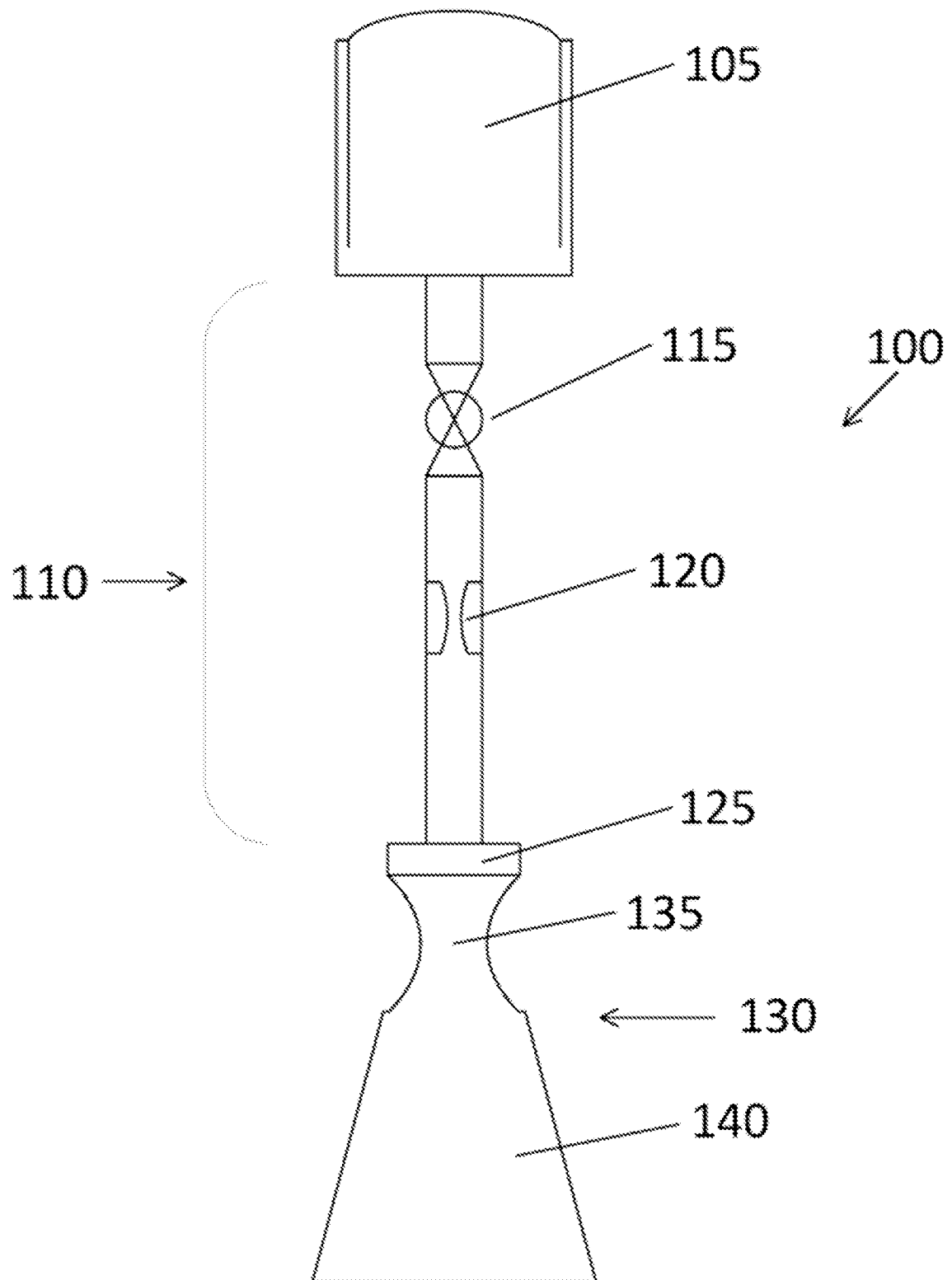


Figura 2

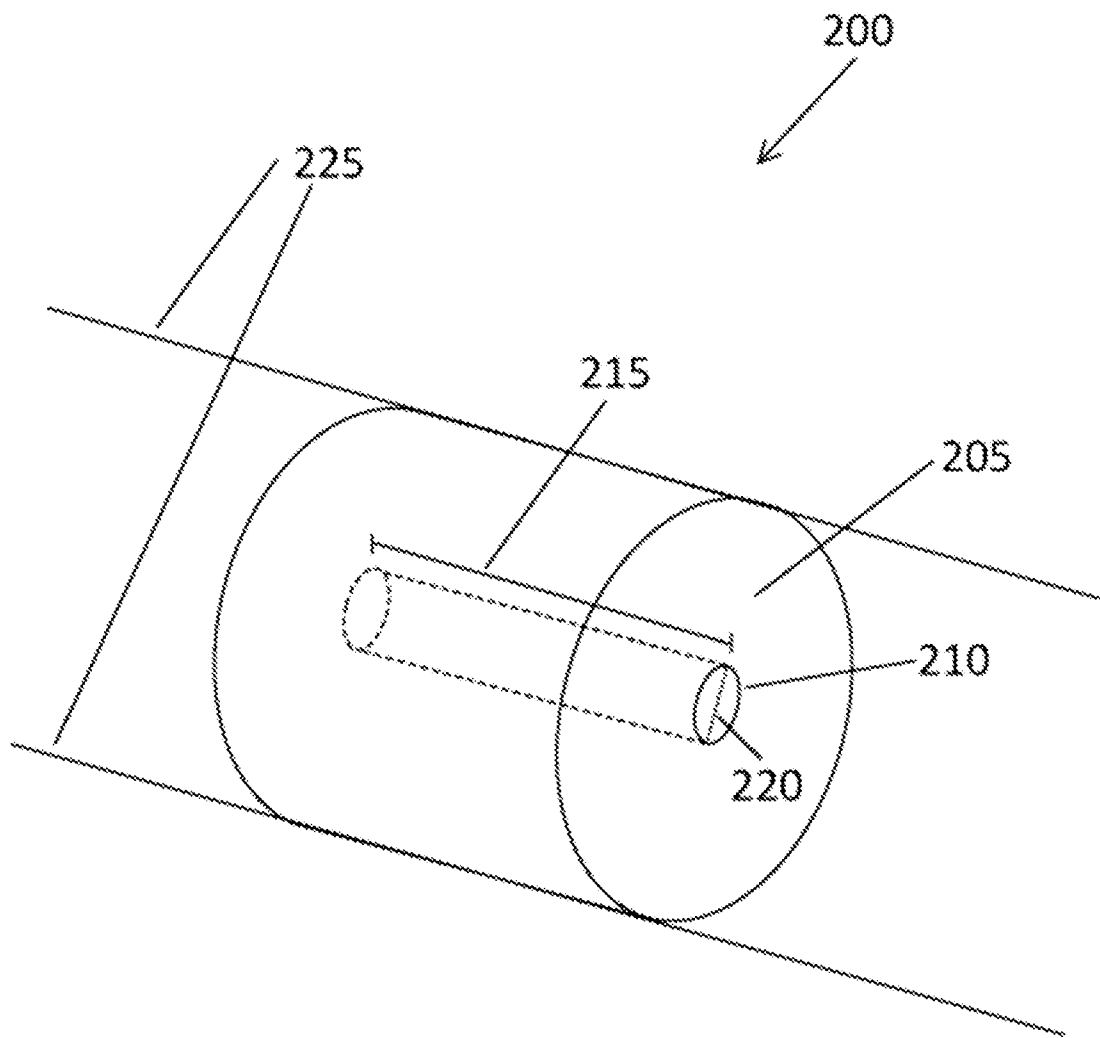


Figura 3

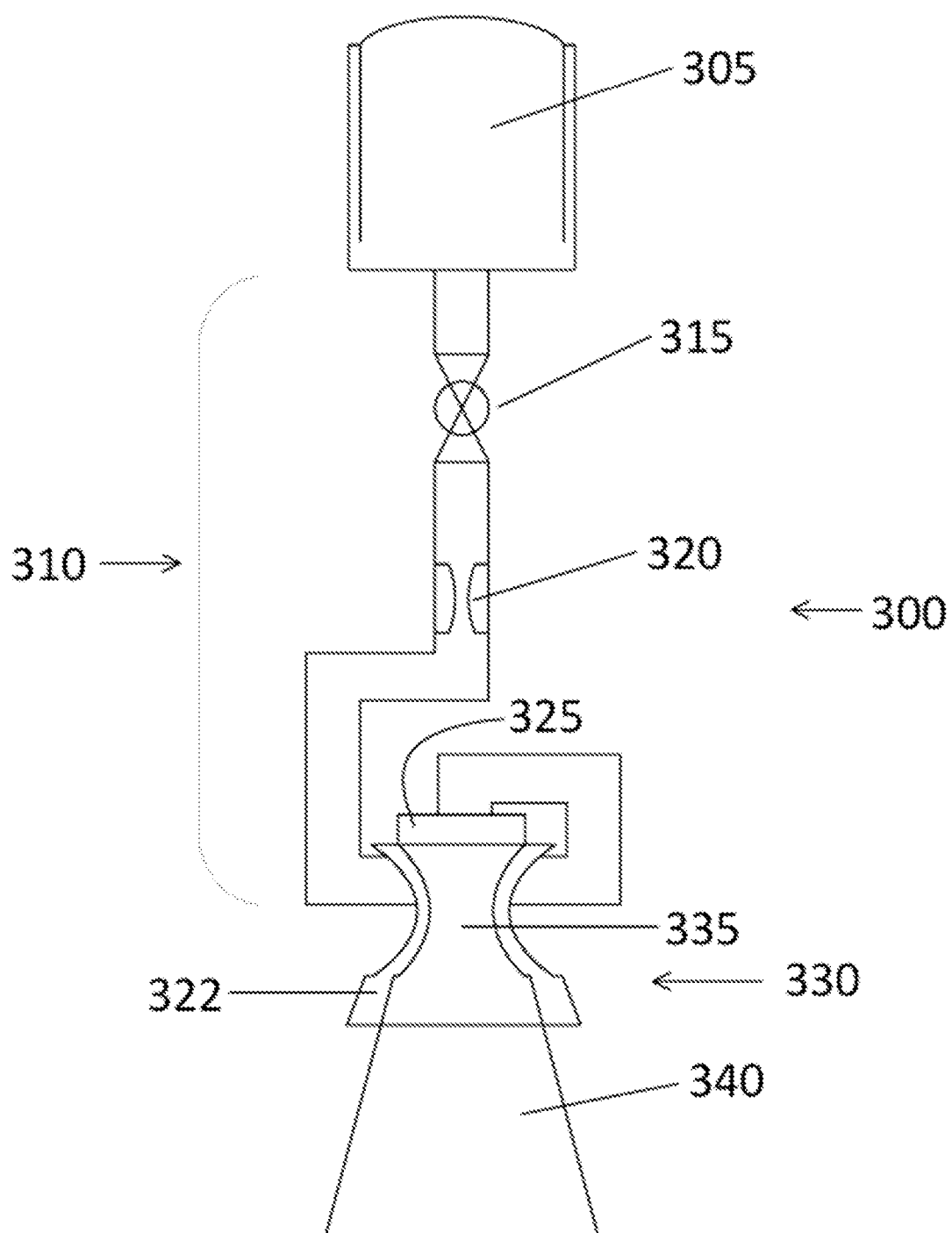


Figura 4

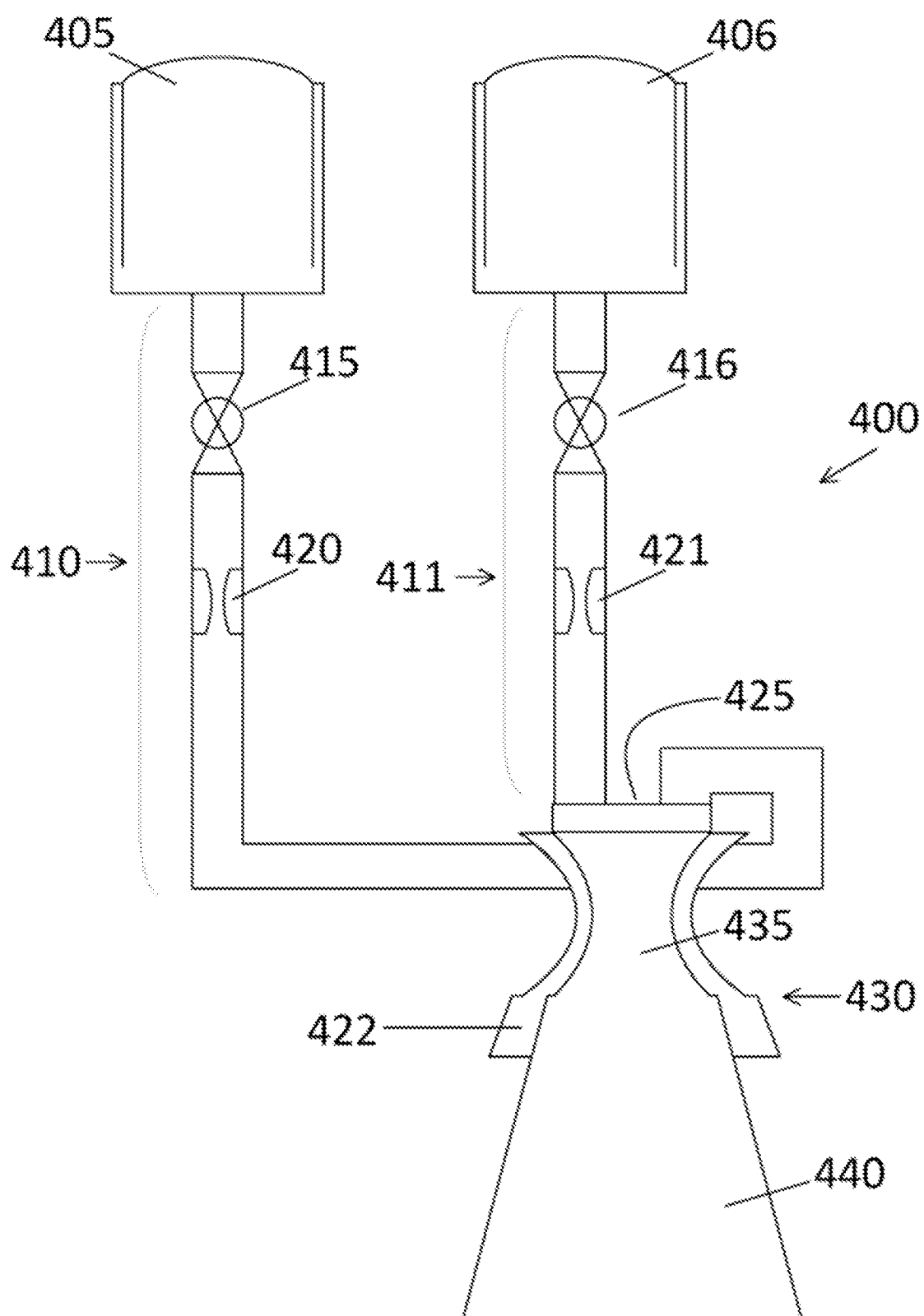


Figura 5

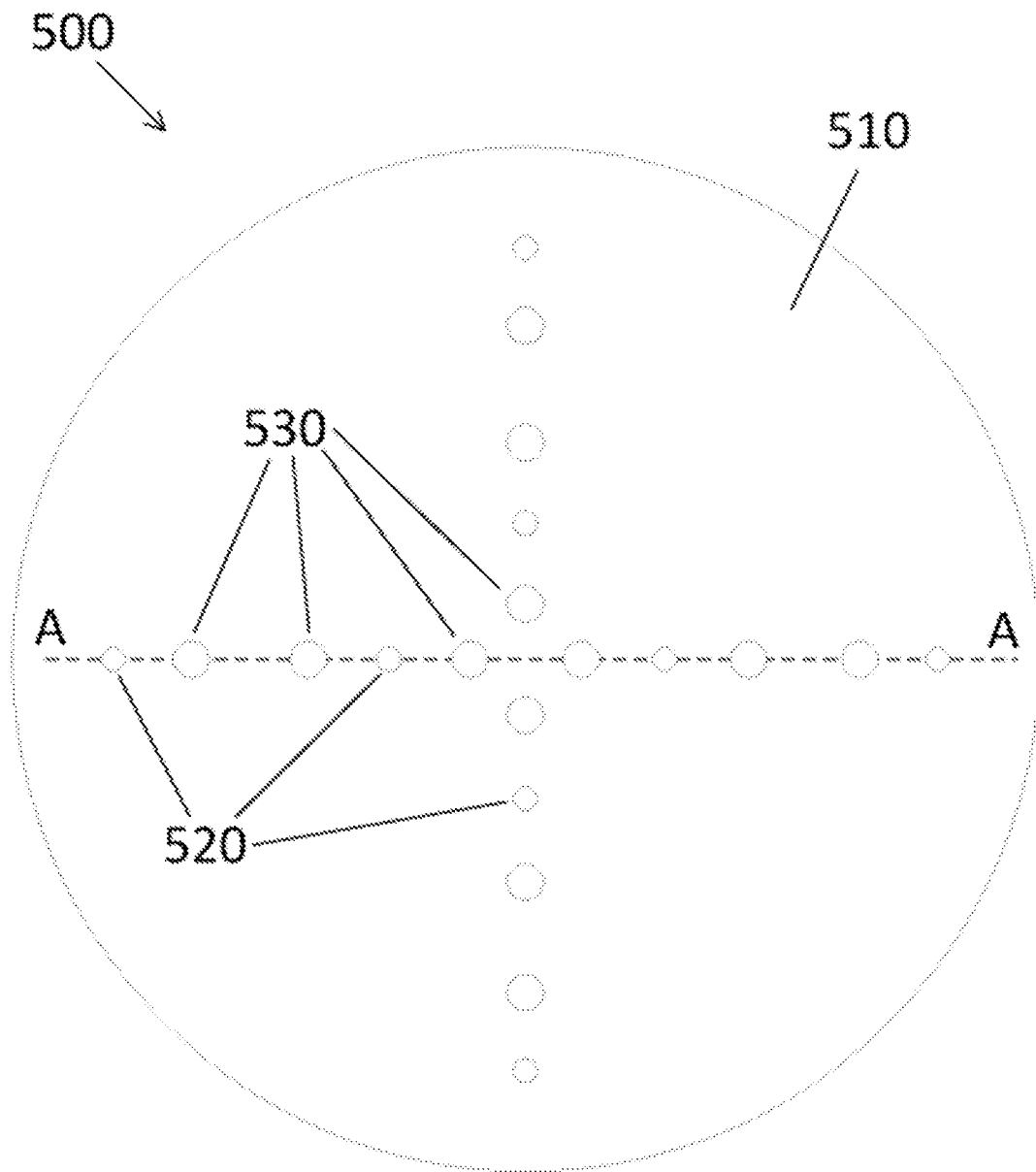


Figura 6(a)

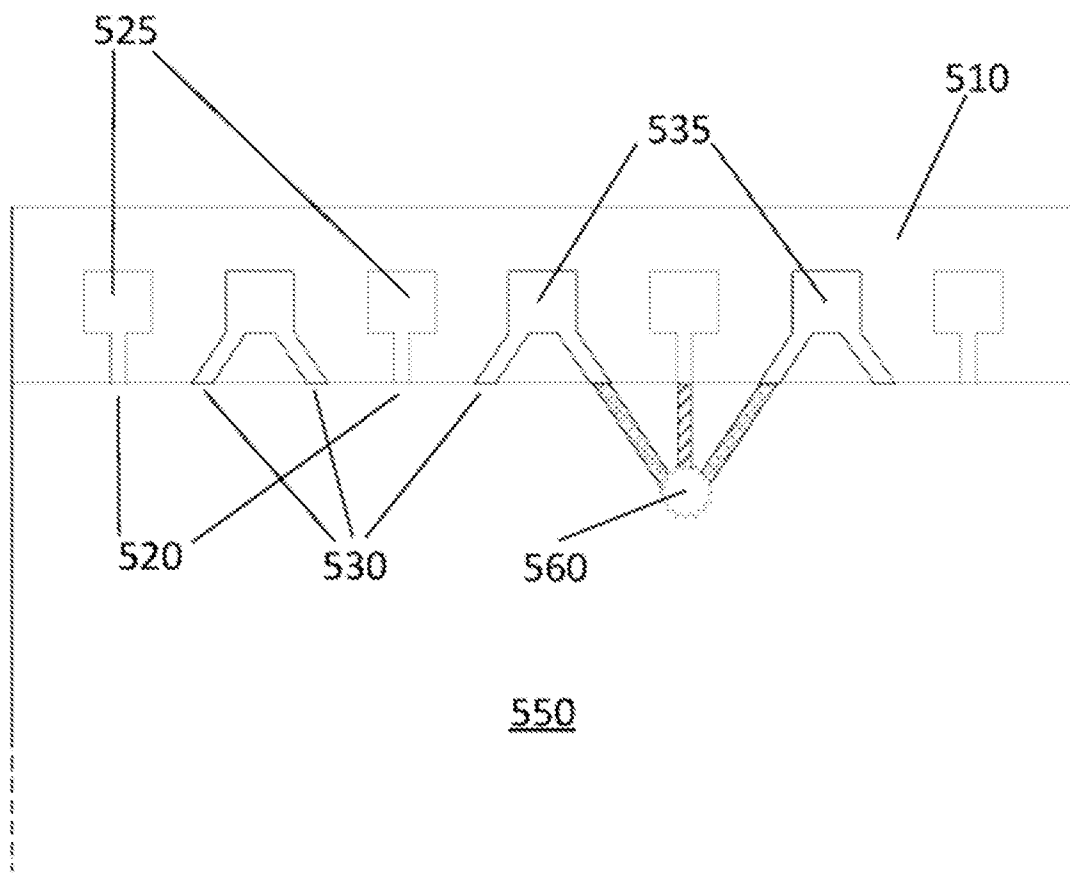


Figura 6(b)