

19



OFICINA ESPAÑOLA DE  
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 716 116**

51 Int. Cl.:

**F28D 15/02** (2006.01)  
**F28D 15/06** (2006.01)  
**F28F 13/18** (2006.01)  
**B64D 15/02** (2006.01)  
**F28F 13/00** (2006.01)  
**F28F 23/00** (2006.01)

12

## TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **21.10.2015** **E 15382517 (9)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **12.12.2018** **EP 3159647**

54 Título: **Un dispositivo de transferencia de calor de tipo dos-fases para fuentes de calor operando en una amplia gama de temperaturas**

45 Fecha de publicación y mención en BOPI de la traducción de la patente:  
**10.06.2019**

73 Titular/es:

**AIRBUS DEFENCE AND SPACE SA (100.0%)**  
**Avenida John Lennon s/n**  
**28906 Getafe, Madrid, ES**

72 Inventor/es:

**BLANCO MAROTO, ANA BELÉN;**  
**REDONDO CARRACEDO, FRANCISCO JOSÉ;**  
**TORRES SEPÚLVEDA, ALEJANDRO;**  
**MISHKINIS, DONATAS y**  
**MARTÍNEZ MARTÍN, JUAN**

74 Agente/Representante:

**ELZABURU, S.L.P**

ES 2 716 116 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

Un dispositivo de transferencia de calor de tipo dos-fases para fuentes de calor operando en una amplia gama de temperaturas

### Campo de la invención

- 5 La presente invención se refiere a dispositivos de transferencia de calor de dos fases para fuentes de calor que operan en un amplio rango de temperaturas y también a un sistema de protección contra el hielo de una aeronave basado en un dispositivo de transferencia de calor de dos fases.

### Antecedentes

- 10 La tecnología de transporte térmico de tipo dos-fases consiste en el transporte de calor desde una fuente caliente a un sumidero frío a través de procesos circulares de evaporación/condensación de un fluido de trabajo sin ninguna contribución externa de energía. Un dispositivo de transferencia de calor basado en esta tecnología también se conoce como un dispositivo de transferencia de calor de tipo Caloducto en Bucle Cerrado (LHP, "Loop Heat Pipe").

- 15 Típicamente, un Caloducto en Bucle Cerrado incluye un fluido de trabajo, una sección de evaporador y una sección de condensador. El fluido de trabajo se vaporiza en la sección de evaporador (debido a la extracción de calor de la fuente). El vapor se recibe en la sección de condensador donde se condensa para formar un fluido de trabajo líquido. Una acción capilar devuelve el fluido de trabajo condensado a la sección de evaporador, completando así un ciclo.

- 20 Dispositivos de transferencia de calor de tipo LHP están siendo utilizados en naves espaciales y ordenadores para enfriar dispositivos internos. El calor generado por los dispositivos internos es absorbido por el evaporador y se libera en el condensador, permitiendo así que la temperatura de los dispositivos internos pueda ser controlada. Debido a que no se utilizan piezas de accionamiento mecánico, los dispositivos de transferencia de calor se pueden utilizar de forma estable durante largos períodos en naves espaciales no tripuladas y en ordenadores.

DE 4108981 a1, EP 2 157 391 A1 y US 8,550,150 B2 describen dispositivos de transferencia de calor de tipo LHP particularmente aplicables a ordenadores.

- 25 Con el fin de evitar daños a equipos electrónicos causados por ciclos de calor debido a variaciones de temperatura, se han propuesto Caloductos de Conductancia Variable (VCHP, iniciales de "Variable Conductance Heat Pipes") con un gas no condensable en un interior del caloducto. El gas no condensable reside en pasajes adyacentes a la sección de condensador. A medida que la carga de calor de una fuente de calor aumenta o a medida que la temperatura del evaporador aumenta, la presión del vapor del fluido de trabajo aumenta forzando el gas no condensable a comprimirse y exponerse más a la zona de condensador. Un vapor denso del fluido de trabajo puede entonces llegar a la superficie expuesta del condensador para la condensación de vapor. Por otro lado, cuando el evaporador está a una temperatura
- 30 baja, el volumen del gas no condensable aumenta e incrementa de este modo la parte bloqueada del condensador. El fluido de trabajo tiene una baja presión de vapor lo que permite que el componente se caliente antes de retirar calor. Debido a la baja presión de vapor, se necesitaría un caudal volumétrico relativamente alto para lograr una cantidad dada de transferencia de calor. Esta caudal alto de vapor puede a su vez puede facilitar el mantenimiento de la fuente de calor a una temperatura relativamente constante a pesar de una variación en la temperatura de funcionamiento del caloducto.
- 35

US 2013/029936 A1 describe un VCHP incluyendo un ejemplo para una fuente de calor de un rango de temperatura de 22-50°C.

Los solicitantes no conocen ningún sistema de protección contra el hielo en aeronaves basado en la tecnología de transporte térmico de dos-fases antes mencionada.

- 40 Los sistemas de protección contra el hielo utilizados por la industria aeronáutica se centran en el mantenimiento de superficies húmedas de aeronaves (principalmente bordes de ataque de superficies sustentadoras, tomas de aire de motores y bordes de ataque de hélices) a alta temperatura para evitar la acumulación de agua e incluso para evaporar el agua. Se usan distintas tecnologías y, en particular, las siguientes:

- Sistemas de aire caliente. Estos sistemas tienen una baja eficiencia (máximo alrededor de 40%) debido a que el aire debe mantener una temperatura muy alta para calentar las superficies externas.

- Sistemas de mantas térmicas. Tienen problemas con la erosión y la distribución de energía eléctrica.

5        - Sistemas de fluido anticongelante a base de glicol para proteger alas y bordes de ataque de hélices. La principal desventaja es la alta cantidad de fluido que se almacena. Estos sistemas son muy complicados y tienen grandes requerimientos de energía con cargas de mantenimiento. Todos los sistemas de protección de hielo conocidos de aeronaves son los sistemas que consumen energía.

## Sumario de la invención

10        En un aspecto, la invención proporciona un dispositivo de transferencia de calor de tipo dos-fases (o tipo LHP) según la reivindicación 1 que comprende un evaporador que recibe calor de una fuente de calor a una temperatura de funcionamiento comprendida entre  $T_1$  (superior a  $75^{\circ}\text{C}$ ) y  $T_2$  (superior a  $T_1$ ), la diferencia de temperatura  $T_2 - T_1$  siendo superior a  $100^{\circ}\text{C}$ , un condensador que proporciona calor a un sumidero frío por medio de un primer fluido de trabajo que pasa a través de líneas de transporte de líquido y vapor que conectan el evaporador y el condensador. El primer fluido de trabajo tiene un punto crítico  $T_{c1}$  mayor que  $T_1$  y menor que  $T_2$  y un punto de congelación  $T_f$  menor a una temperatura ambiental externa mínima  $T_3$  establecida para el dispositivo de transferencia de calor. El evaporador está dispuesto dentro de una carcasa configurada para evitar que la temperatura del primer fluido de trabajo en el evaporador sea mayor que  $T_{c1}$ .

El dispositivo de transferencia de calor de la invención está destinado por tanto a sistemas que tienen fuentes de calor a altas temperaturas y exigentes condiciones ambientales.

20        Ventajosamente, el primer fluido de trabajo es el amoníaco.

En una realización, la carcasa comprende una cavidad llena de un segundo fluido de trabajo que tiene un punto crítico  $T_{c2}$  mayor que  $T_1$  y menor que  $T_2$  dispuesta entre una sección exterior de la carcasa y una sección interior de la carcasa hechas de un material conductor del calor. Esto permite que el dispositivo de transferencia de calor pueda funcionar en un modo nominal cuando la temperatura de funcionamiento de la fuente de calor sea menor que  $T_{c1}$  y en un modo degradado cuando sea mayor que  $T_{c1}$ .

30        En otro aspecto, la invención proporciona un sistema de protección contra el hielo para aeronaves comprendiendo el dispositivo de transferencia de calor antes mencionado, en el que la fuente de calor se encuentra dentro de la góndola de un motor de la aeronave y el sumidero frío es una pieza de la aeronave sujeta a la acumulación de hielo, tal como un borde de ataque de una superficie sustentadora o una toma de aire del motor. Este sistema de protección contra el hielo toma por tanto el calor disipado en una fuente de calor y lo transporta a un sumidero frío sin ningún aporte de energía adicional.

En otro aspecto, la invención proporciona una aeronave que comprende un dispositivo de transferencia de calor de tipo dos fases en el que el evaporador está situado sobre un elemento conductor de calor y el condensador está situado sobre una pieza de la aeronave sujeta a la acumulación de hielo.

35        Otras características deseables y ventajas de la invención se harán evidentes a partir de la siguiente descripción detallada de la invención y de las reivindicaciones adjuntas, en relación con las Figuras que se acompañan.

## Breve descripción de las figuras

La Figura 1a es un diagrama esquemático que ilustra el dispositivo de transferencia de calor de la invención y la Figura 1b es una vista esquemática en sección transversal de la disposición del evaporador.

La Figura 2a es un diagrama esquemático que ilustra el funcionamiento del dispositivo de transferencia de calor en un modo nominal y la Figura 2b es un diagrama esquemático que ilustra el funcionamiento del dispositivo de transferencia de calor en un modo degradado.

5 La Figura 3a es una vista en planta de una aeronave y la Figura 3b es una vista en perspectiva de un motor de aeronave ilustrando tomas de aire que pueden ser protegidas contra la acumulación de hielo mediante un dispositivo de transferencia de calor según la invención.

La Figura 4a es una vista esquemática de una realización de un sistema de protección contra el hielo de una toma de aire de un motor de aeronave.

10 La Figura 4b es una vista esquemática de otra realización de un sistema de protección contra el hielo de una toma de aire de un motor de aeronave.

## Descripción detallada de la invención

La invención propone un dispositivo de transferencia de calor 10 de tipo dos-fases (o tipo LHP) para tomar calor de una fuente de calor 11 que funciona en un rango de temperatura  $T_1$ - $T_2$  y para proporcionar calor a un sumidero frío 13.

15 El dispositivo de transferencia de calor 10 comprende un evaporador 21 junto a la fuente de calor 11, un condensador 23 junto al sumidero frío 13 y líneas de transporte de líquido y vapor 25, 27 de un primer fluido de trabajo.

Vamos a describir en lo sucesivo, un dispositivo de transferencia de calor 10 de un sistema de protección contra el hielo de una aeronave en el que:

20 - la fuente de calor 11 está situada dentro de la góndola del motor, donde el rango de temperatura  $T_1$ - $T_2$  se puede fijar en, por ejemplo, 80-250°C;

- el sumidero frío 13 puede ser el borde de ataque de una superficie sustentadora, una toma de aire del motor o cualquier otra pieza donde pueda tener lugar una acumulación de hielo. Cada sumidero frío 13 puede tener una temperatura particular de operación;

25 - la distancia entre la fuente de calor 11 y algunos de los sumideros fríos 13 antes mencionados puede ser considerablemente grande y estar sometida a temperaturas bajas y por consiguiente el primer fluido de trabajo que circula por la línea de líquido 25 puede estar sometido a temperaturas ambientales  $T_3$  muy por debajo de 0°C de manera que puede congelarse, un riesgo que hay que evitar. Una temperatura de -35°C puede ser un ejemplo del valor de  $T_3$ .

30 Como no es posible encontrar un primer fluido de trabajo adecuado, por una parte, para trabajar en un rango de temperatura de 80-250°C y, por otro lado, para mantenerse en estado líquido en la línea de líquido 25 a temperaturas muy por debajo de 0°C, el dispositivo de transferencia de calor 10 de la invención tiene dos características distintivas principales con respecto a los dispositivos conocidos de tipo LHP:

35 - El uso de un primer fluido de trabajo que tiene un punto crítico  $T_{c1}$  mayor que  $T_1$  (80°C) y menor que  $T_2$  (250°C) y un punto de congelación  $T_f$  aceptable para satisfacer las necesidades de instalación del dispositivo de transferencia de calor 10. Un primer fluido de trabajo adecuado para el sistema es el amoníaco que tiene un punto crítico  $T_{c1}$  en torno +130°C y un punto de congelación  $T_f$  alrededor de -40°C.

- El evaporador 21 está dispuesto dentro de una carcasa 31 configurada para evitar que la temperatura del primer fluido de trabajo en el evaporador 21 sea mayor que  $T_{c1}$ . Eso significa que la temperatura en la superficie de contacto de la carcasa 31 con el evaporador 21 esté siempre en el intervalo  $T_1$ - $T_{c1}$ .

- 5 En la realización ilustrada en las Figuras 1a y 1b, la carcasa 31 comprende una cavidad 35 entre las secciones exterior e interior 33, 37 de carcasa, hechas de un material conductor del calor tal como aluminio, llena de un segundo fluido de trabajo que tiene un punto crítico  $T_{c2}$  menor o igual que  $T_{c1}$ . El punto crítico  $T_{c2}$  del segundo fluido de trabajo viene dado por su curva de saturación. La densidad dentro de la cavidad 35 es constante de manera que la fracción evoluciona (con los valores de saturación de la densidad de las fases líquida y vapor) a fin de mantener este valor constante. La cavidad 35 tiene que estar diseñado teniendo en cuenta la presión del segundo fluido de trabajo en la región supercrítica que es altamente dependiente de la densidad cargada. Un segundo fluido de trabajo adecuado es el amoníaco.
- 10 La cavidad 35 cambia el acoplamiento térmico entre la fuente de calor 11 y el evaporador 21 y trabaja en dos modos dependiendo de la temperatura de la fuente de calor 11:
- Un modo nominal cuando la temperatura  $T$  de la fuente de calor 11 es menor que el punto crítico  $T_{c2}$  del segundo fluido de trabajo. Como se ilustra en la Fig. 2a la entrada de calor  $H_{iev1}$  en el evaporador 21 es proporcional a la entrada de calor  $H_{i1}$  en la superficie externa de la carcasa 31 y la salida de calor  $H_{o1}$  en el condensador 23 es proporcional a la entrada de calor  $H_{iev1}$  en el evaporador 21 (a fines ilustrativos  $H_{i1}$ ,  $H_{iev1}$  y  $H_{o1}$  se representan con dimensiones similares).
  - Un modo degradado cuando la temperatura  $T$  de la fuente de calor 11 es mayor que el punto crítico  $T_{c2}$  del segundo fluido de trabajo debido a que el segundo fluido de trabajo tiene una baja conductancia en un estado gaseoso. Como se ilustra en la Fig. 2b la entrada de calor  $H_{iev2}$  en el evaporador 21 es sustancialmente menor que la entrada de calor  $H_{i2}$  en la superficie externa de la carcasa 31.
- 20 Un sistema de protección contra el hielo para un motor 39 de una aeronave 38 puede comprender uno o más dispositivos de transferencia de calor para las tomas de aire 40 del motor (ver Figuras 3a y 3b).
- 25 Como se muestra en las Figuras 4a y 4b un ensamblaje de evaporador 32 (que comprende un evaporador dispuesto dentro de una carcasa como se explicó anteriormente) está situado sobre una fuente de calor 11 del motor 39 de la aeronave y el condensador 23 está situado sobre un sumidero frío. El ensamblaje de evaporador 32 y el condensador 23 están conectados por líneas de líquido y vapor 25, 27.
- En la realización mostrada en la Figura 4a, el condensador 23 está situado sobre un elemento conductor de calor 43 que está dispuesto para transmitir calor a un área específica de la toma de aire 40.
- En la realización mostrada en la Figura 4b, el condensador 23 está situado sobre un labio 41 de la toma de aire 40.
- 30 Aunque la presente invención se ha descrito en relación con varias realizaciones, debe entenderse a partir de lo dicho que pueden hacerse combinaciones de elementos, variaciones o mejoras que están dentro del alcance de la invención que se define en las reivindicaciones adjuntas.

## REIVINDICACIONES

1. Un dispositivo de transferencia de calor (10) de tipo dos-fases que comprende un evaporador (21) que toma calor de una fuente de calor (11), un condensador (23) que proporciona calor a un sumidero frío (13) y líneas de transporte de líquido y vapor (25, 27) de un primer fluido de trabajo conectadas al evaporador (21) y al condensador (23), caracterizado por que:  
5  
  - la temperatura de funcionamiento de la fuente de calor (11) oscila entre T1 y T2, siendo  $T1 > 75^{\circ}\text{C}$  and  $T2 - T1 > 100^{\circ}\text{C}$ ;
  - el primer fluido de trabajo tiene un punto crítico  $T_{c1}$  mayor que T1 y menor que T2 y un punto de congelación  $T_f$  menor a una temperatura ambiental externa mínima T3 establecida para el dispositivo de transferencia de calor (10);  
10
  - el evaporador (21) está dispuesto dentro de una carcasa (31) configurada para evitar que la temperatura del primer fluido de trabajo en el evaporador (21) sea mayor que  $T_{c1}$ .
2. Un dispositivo de transferencia de calor (10) de tipo dos-fases según la reivindicación 1, en el que  $T3 = -35^{\circ}\text{C}$ .
3. Un dispositivo de transferencia de calor (10) de tipo dos-fases según cualquiera de las reivindicaciones 1-2, en el que el primer fluido de trabajo es amoníaco.  
15
4. Un dispositivo de transferencia de calor (10) de tipo dos-fases según cualquiera de las reivindicaciones 1-3, en el que la carcasa (31) comprende una cavidad (35) llena de un segundo fluido de trabajo que tiene un punto crítico  $T_{c2}$  mayor que T1 y menor que T2 dispuesta entre una sección exterior de la carcasa (33) y una sección interior de la carcasa (37) hechas de un material conductor del calor.
5. Un dispositivo de transferencia de calor (10) de tipo dos-fases según la reivindicación 4, en el que el segundo fluido de trabajo es amoníaco.  
20
6. Un dispositivo de transferencia de calor (10) de tipo dos-fases según cualquiera de las reivindicaciones 4-5 en el que la sección exterior de la carcasa (33) y la sección interior de la carcasa (37) están hechas de aluminio.
7. Sistema de protección de hielo contra el hielo para una aeronave (38) que comprende un dispositivo de transferencia de calor (10) de tipo dos-fases según cualquiera de las reivindicaciones 1-6, en el que la fuente de calor (11) está situada dentro de la góndola de un motor (39) de la aeronave y el sumidero frío (13) es una pieza de la aeronave sujeta a la acumulación de hielo.  
25
8. Sistema de protección contra el hielo para una aeronave (38) según la reivindicación 7 en el que el sumidero frío (13) es el borde de ataque de una superficie sustentadora.
9. Sistema de protección contra el hielo de una aeronave según la reivindicación 7 en el que el sumidero frío (13) es una toma de aire (40) de un motor (39).  
30
10. Aeronave (38) que comprende un dispositivo de transferencia de calor (10) de tipo dos-fases según cualquiera de las reivindicaciones 1-6, en el que el evaporador (21) está situado sobre un elemento conductor de calor de la aeronave (38) y el condensador (23) está situado sobre una pieza de la aeronave sujeta a la acumulación de hielo.  
35

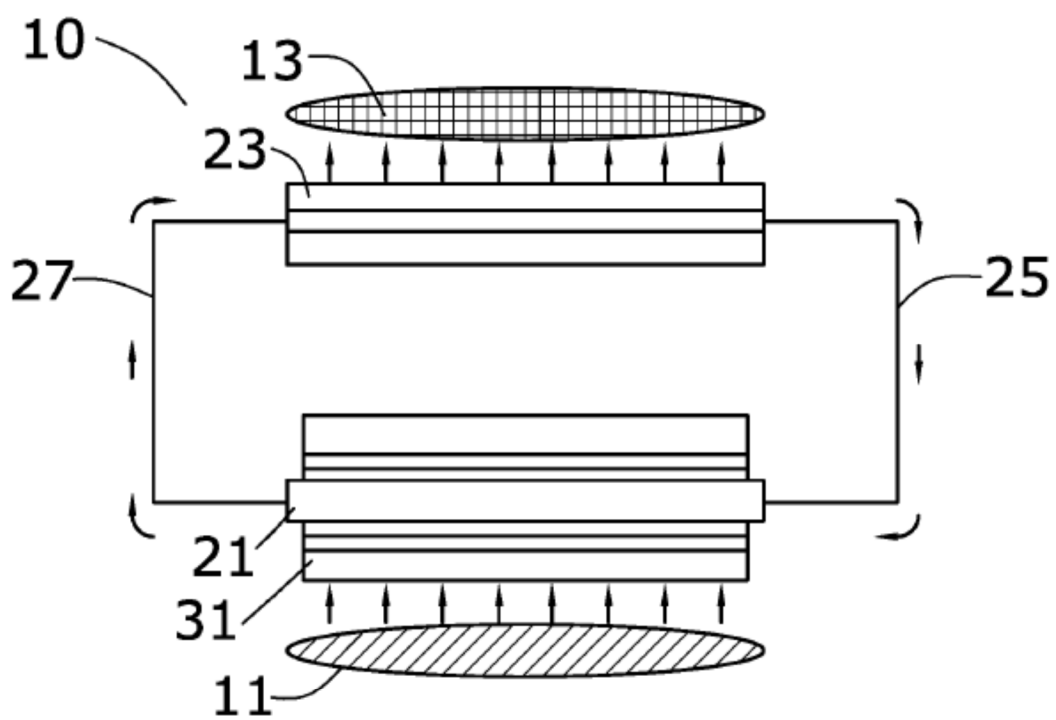


FIG. 1a

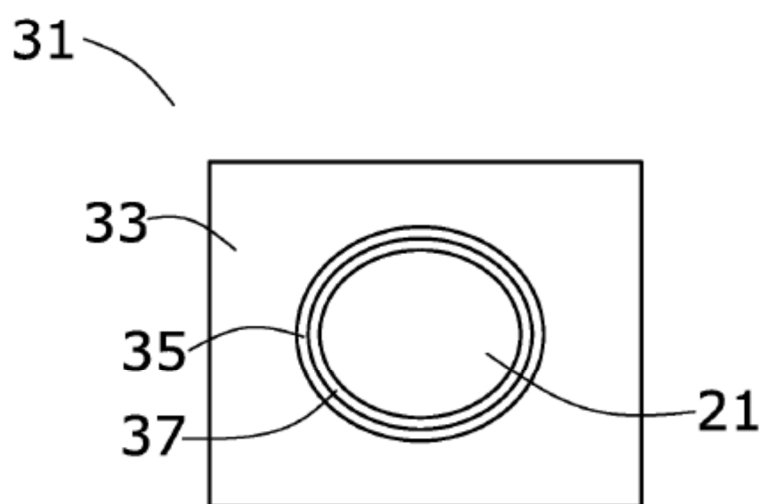


FIG. 1b

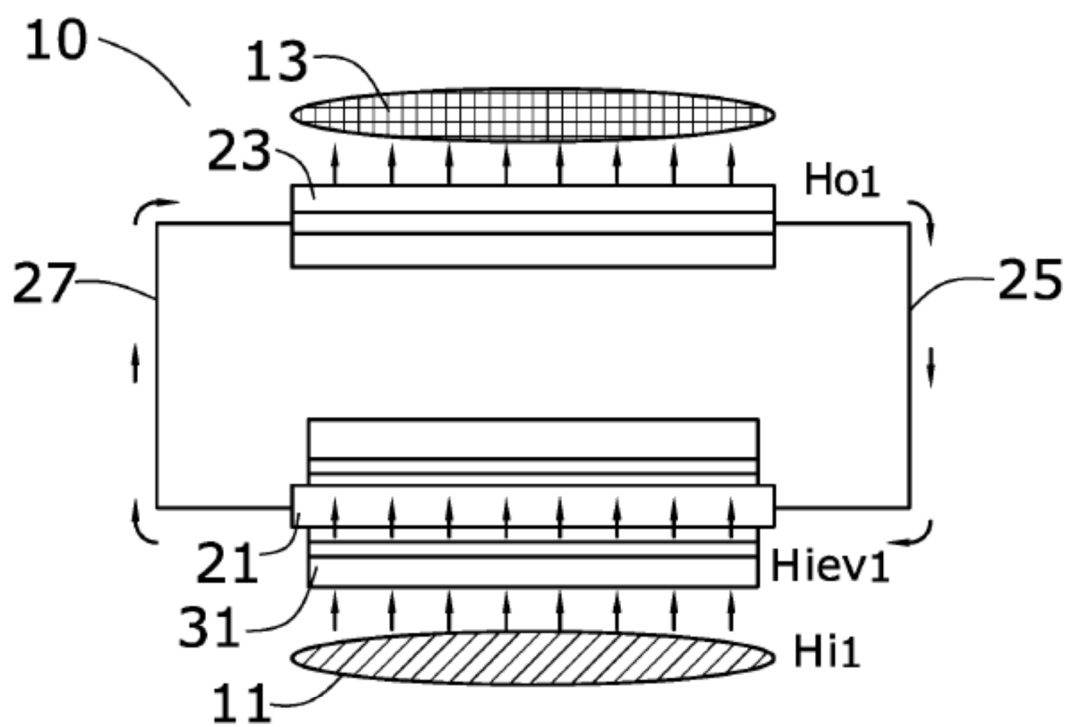


FIG. 2a

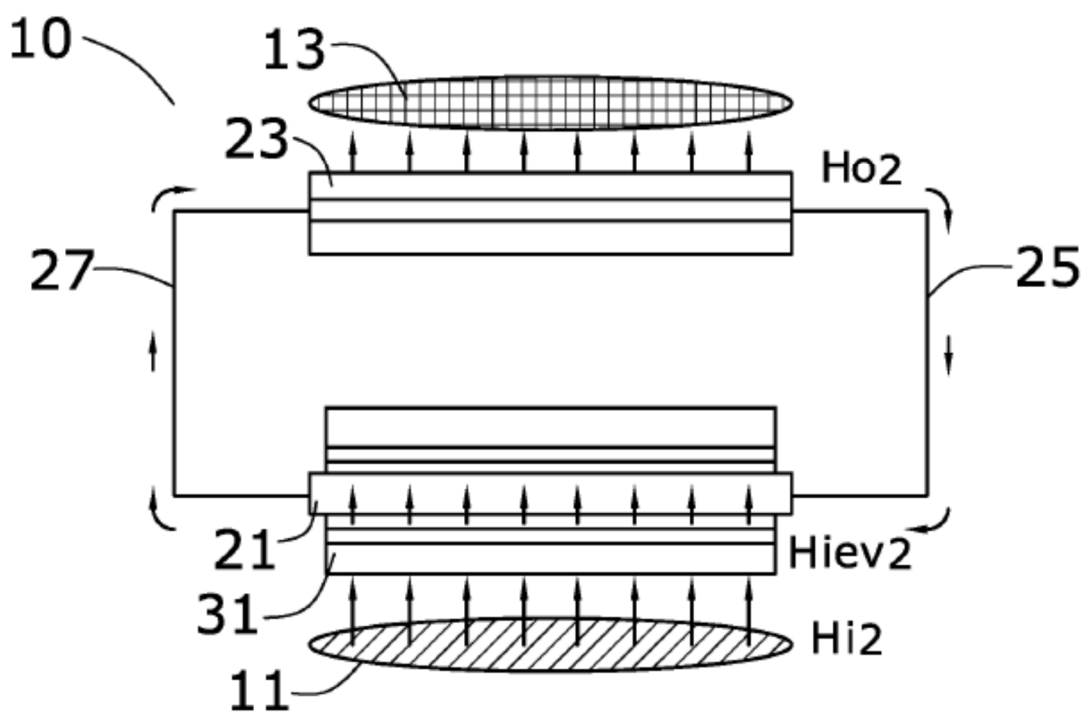


FIG. 2b



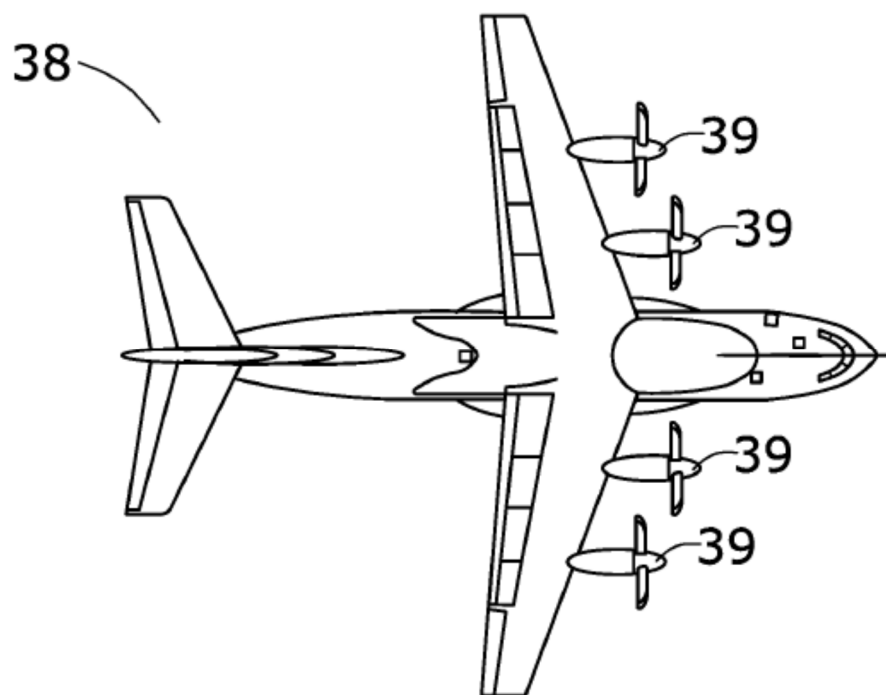


FIG. 3a

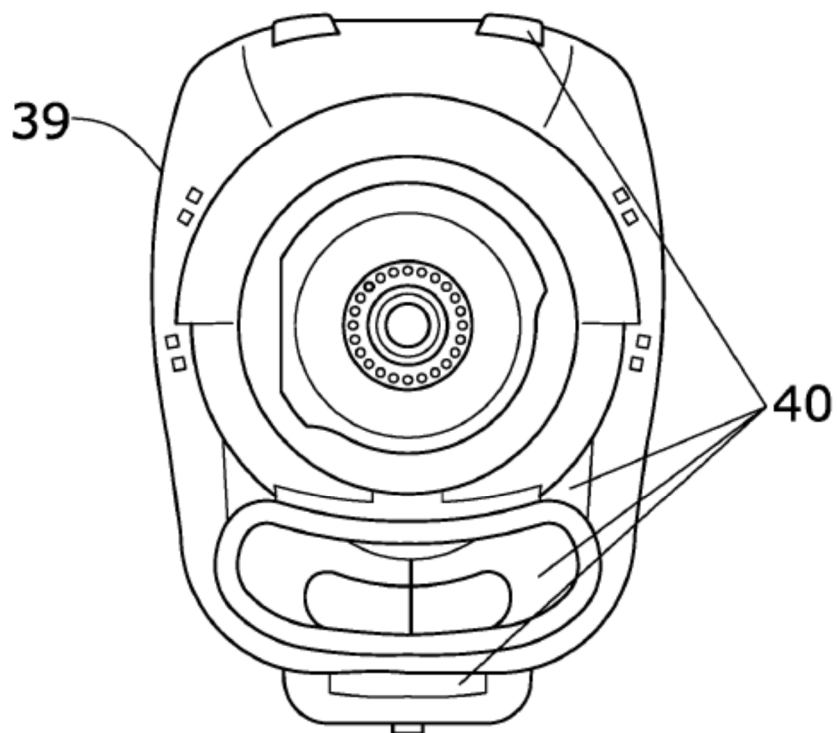


FIG. 3b

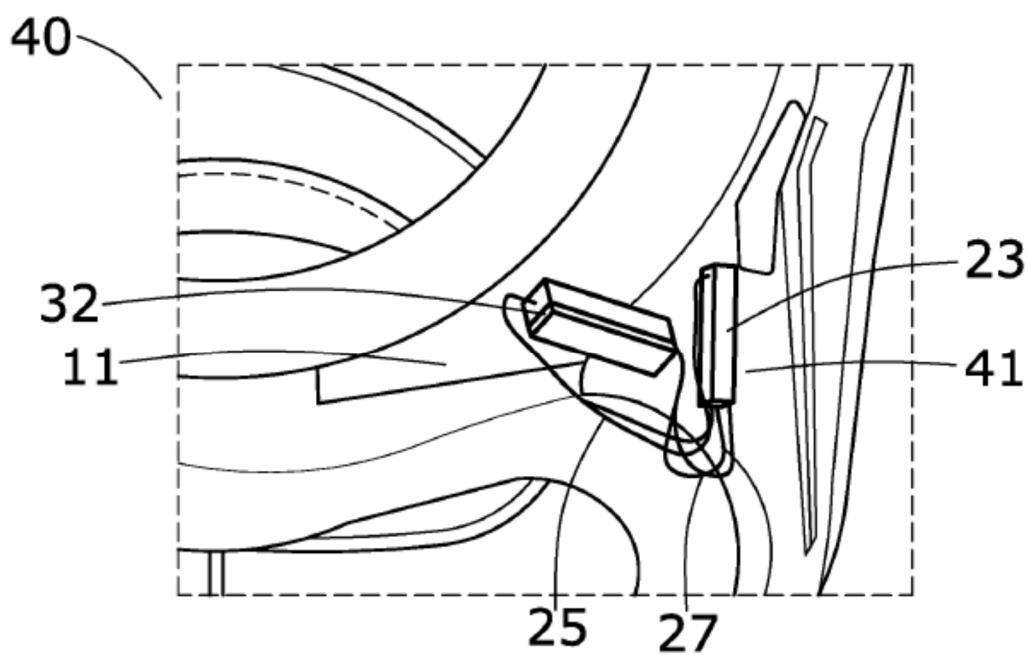


FIG. 4a

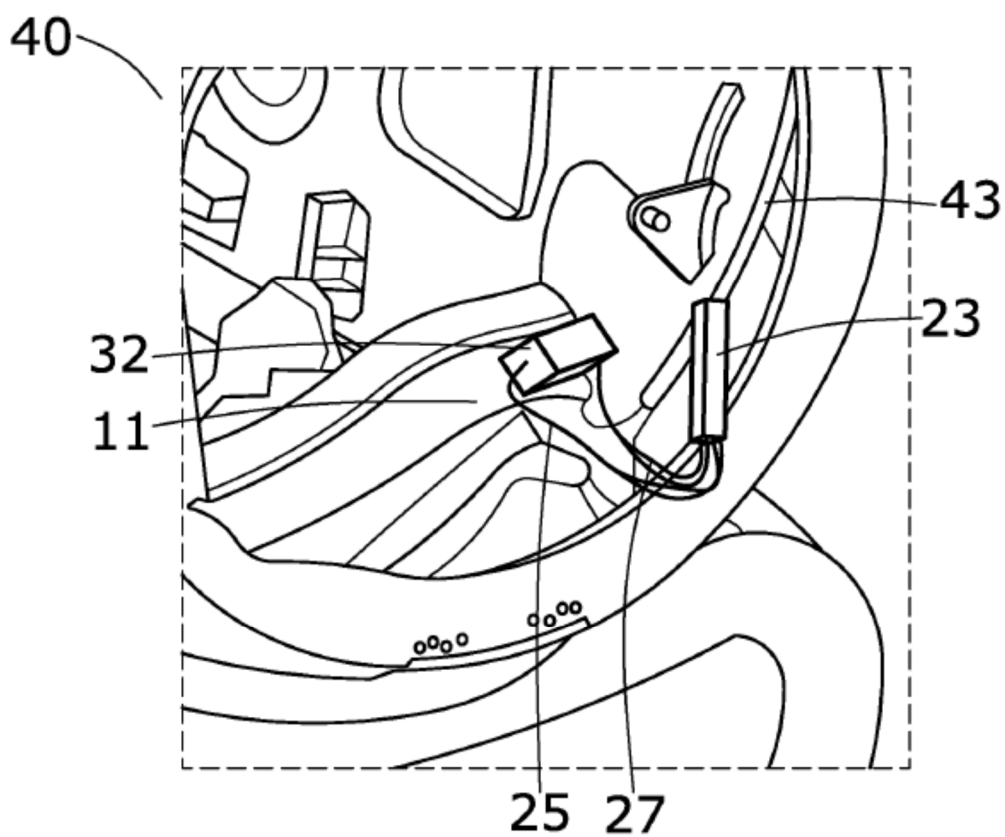


FIG. 4b