

19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **3 022 937**

51 Int. Cl.:

B64D 33/04 (2006.01)

F02K 1/36 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

86 Fecha de presentación y número de la solicitud internacional: **15.06.2018 PCT/US2018/037902**

87 Fecha y número de publicación internacional: **20.12.2018 WO18232340**

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **15.06.2018 E 18817815 (6)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **15.01.2025 EP 3638587**

54 Título: **Configuraciones de eyector con aleta de punta**

30 Prioridad:
16.06.2017 US 201715625907

45 Fecha de publicación y mención en BOPI de la traducción de la patente:
29.05.2025

73 Titular/es:
**JETOPTERA, INC. (100.00%)
144 Railroad Avenue, Suite 100
Edmonds, WA 98020, US**

72 Inventor/es:
EVULET, ANDREI

74 Agente/Representante:
ISERN JARA, Jorge

ES 3 022 937 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

Configuraciones de eyector con aleta de punta

5 **Reivindicación de prioridad**

Esta solicitud reivindica prioridad de la solicitud de EE. UU. n.º US-15/625.907, presentada el 16 de junio de 2017.

10 **Antecedentes**

15 Las aeronaves que pueden cernirse, despegar y aterrizar verticalmente, se denominan comúnmente aeronaves de Despegue y aterrizaje vertical (VTOL). Esta clasificación incluye aeronaves de ala fija, así como helicópteros y aeronaves con rotores propulsados inclinables. Algunas aeronaves VTOL también pueden operar en otros modos, tal como Despegue y aterrizaje cortos (STOL). El VTOL es un subconjunto de V/STOL (Despegue y aterrizaje verticales y/o cortos).

20 Con fines ilustrativos, un ejemplo de una aeronave actual que tiene capacidad de VTOL es la F-35 Lightning. Los métodos convencionales para vectorizar el flujo de aire de sustentación vertical incluyen el uso de boquillas que se pueden girar en una sola dirección junto con el uso de dos conjuntos de álabes planos basculantes dispuestos a 90 grados entre sí y ubicados en la boquilla externa. El sistema de propulsión del F-35 Lightning, de manera similar, proporciona una fuerza de sustentación vertical mediante una combinación del empuje vectorizado del motor de turbina y un ventilador de sustentación orientado verticalmente. El ventilador de sustentación se encuentra detrás de la cabina, en un compartimento con puertas abatibles superiores e inferiores. El motor descarga a través de una boquilla giratoria de tres cojinetes que puede desviar el empuje desde la horizontal hasta justo delante de la vertical. Los conductos de control de balanceo se extienden hacia fuera en cada ala y reciben el aire para su empuje del ventilador del motor. El control de cabeceo se ve afectado por la división de empuje ventilador de sustentación/motor. El control de guiñada se realiza mediante el movimiento de guiñada de la boquilla giratoria del motor. El control de balanceo se proporciona abriendo y cerrando diferencialmente las aberturas en los extremos de los dos conductos de control de balanceo. El ventilador de sustentación tiene una boquilla telescópica en forma de "D" para proporcionar una desviación del empuje en las direcciones hacia adelante y hacia atrás. La boquilla en forma de D tiene álabes fijos en la abertura de salida.

35 El diseño de una aeronave o un dron consiste más generalmente en sus elementos propulsores y el fuselaje en el que se integren esos elementos. De manera convencional, el dispositivo de propulsión en las aeronaves puede ser un turboreactor, turboventilador, turbohélice o turboeje, motor de pistón o un motor eléctrico equipado con una hélice. El sistema de propulsión (propulsor) de los pequeños vehículos aéreos no tripulados (UAV) es convencionalmente un motor de pistón o un motor eléctrico que suministra energía a través de un eje a una o varias hélices. El propulsor de una aeronave más grande, ya sea tripulada o no tripulada, es tradicionalmente un motor a reacción o un turbohélice. El propulsor generalmente está acoplado al fuselaje, al cuerpo o a las alas de la aeronave mediante pilones o puntales capaces de transmitir la fuerza a la aeronave y soportar las cargas. El chorro mixto emergente (salida de chorro) de aire y gases es lo que impulsa a la aeronave en la dirección opuesta al flujo de la salida del chorro.

45 De manera convencional, el flujo de la corriente de aire de una gran hélice no se utiliza con fines de sustentación en vuelos nivelados y, por lo tanto, no se utiliza una cantidad significativa de energía cinética en beneficio de la aeronave, a menos que se gire como en algunas de las aplicaciones existentes en la actualidad (a saber, el Bell Boeing V-22 Osprey). Más bien, la sustentación en la mayoría de las aeronaves existentes la crea las alas y la cola. Además, incluso en las aplicaciones de VTOL particulares (p. ej., el despegue mediante la transición a un vuelo nivelado) que se encuentran en el Osprey, la sustentación provocada por la propia hélice es mínima durante el vuelo nivelado y, no obstante, la mayor parte de la fuerza de sustentación proviene de las alas.

50 El estado actual de la técnica para crear sustentación en una aeronave es generar un flujo de aire de alta velocidad sobre el ala y los elementos del ala, que generalmente son perfiles aerodinámicos. Los perfiles aerodinámicos se caracterizan por una línea de cuerda que se extiende principalmente en la dirección axial, desde un borde de ataque hasta un borde de salida del perfil aerodinámico. Según el ángulo de ataque formado entre el flujo de aire incidente y la línea de cuerda, y según los principios de la generación de sustentación del perfil aerodinámico, el aire a menor presión fluye sobre el lado (superior) de succión y, a la inversa, según la ley de Bernoulli, se mueve a velocidades más altas que por el lado inferior (lado de presión). Cuanto menor sea la velocidad aerodinámica de la aeronave, menor será la fuerza de sustentación y se requerirá una mayor superficie alar o ángulos de incidencia más altos, incluso para el despegue.

60 Los UAV grandes no son una excepción a esta regla. La sustentación se genera diseñando un perfil aerodinámico de un ala con el ángulo de ataque, la cuerda, la envergadura y la línea de curvatura adecuados. Las aletas, las ranuras y muchos otros dispositivos son otras herramientas convencionales que se utilizan para maximizar la sustentación mediante un aumento del coeficiente de sustentación y la superficie alar, pero generarán la sustentación correspondiente a la velocidad aerodinámica de la aeronave. (El aumento de la superficie (S) y el coeficiente de sustentación (C_L) permite generar una cantidad similar de sustentación a una velocidad aerodinámica más baja (V0)

de la aeronave, según la fórmula $L = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_L$, pero a costa de una mayor resistencia y peso). Estas técnicas actuales también rinden mal, con una caída significativa de la eficiencia en condiciones de fuertes vientos cruzados.

Si bien podría decirse que los UAV más pequeños utilizan el empuje generado por las hélices para elevar el vehículo, la tecnología actual se basa estrictamente en el control de las velocidades del motor eléctrico, y los UAV más pequeños pueden o no tener la capacidad de hacer girar los motores para generar empuje y sustentación, o hacer la transición a un vuelo nivelado inclinando las hélices. Además, los UAV más pequeños que utilizan estos elementos de propulsión adolecen de ineficiencias relacionadas con las baterías, la densidad de potencia y las hélices grandes, que pueden ser eficientes a la hora de cernirse, pero ineficientes en el vuelo nivelado y crear dificultades y peligro al operar debido a la rapidez con que la punta de las palas se mueve. La mayoría de los cuadricópteros y otros vehículos aéreos de propulsión eléctrica actuales, solo son capaces de volar durante períodos muy cortos y no pueden de manera eficiente elevar ni transportar grandes cargas, ya que el peso del sistema del motor eléctrico y la batería ya supera con creces el 70 % del peso del vehículo. Un vehículo similar que utilice combustible para aviones o cualquier otro combustible de hidrocarburos utilizado normalmente en el transporte, transportará, en al menos un orden de magnitud, más combustible utilizable. Esto puede explicarse por la densidad energética mucho mayor del combustible de hidrocarburos, en comparación con los sistemas de baterías (en al menos un orden de magnitud), así como por la menor relación peso respecto al peso total del vehículo de un sistema basado en combustible de hidrocarburos.

El documento DE2748724 describe una boquilla que comprende una superficie interna, una superficie curva que se fusiona con la superficie interna, una garganta estrecha en la superficie interna situada hacia el borde de ataque de la boquilla, una camisa que rodea la superficie interna, una ranura interna anular situada en la superficie interna entre la superficie curva y la garganta estrechada, y que se comunica con la camisa. El fluido a presión se suministra a través de la ranura, siendo la disposición de la ranura tal que el fluido se expulsa en un ángulo agudo de menos de 45° con respecto a la dirección del flujo de salida tangencialmente a la superficie curva.

El documento US-3.591.087 describe que se puede evitar que la corriente en chorro que fluye a través de un eyector de empuje tubular se desprenda de su superficie interior al introducir una parte de la capa límite de la corriente en chorro en los orificios que terminan dentro de un área que rodea la parte trasera de dicha superficie interior y que se comunican con la parte delantera de la garganta del eyector.

El documento US-4.413.782 describe que, para lograr una mezcla rápida entre un flujo de chorro y su medio circundante, se monta un álabe en el chorro aguas abajo de la salida de la boquilla de chorro. El álabe se hace oscilar o bien en cabeceo o en caída, mediante un mecanismo de excitación apropiado a una frecuencia constante. La amplitud de la oscilación es normalmente de solo unos pocos grados. La frecuencia de oscilación puede variarse para controlar la velocidad de arrastre.

En consecuencia, existe la necesidad de mejorar la eficiencia, mejorar las capacidades y otros avances tecnológicos en las aeronaves, particularmente en los UAV y ciertos vehículos aéreos tripulados.

Breve descripción de las figuras de dibujos

La Figura 1 es una sección transversal de una realización de la presente invención que representa la mitad superior de un eyector y los perfiles de velocidad y temperatura dentro del flujo interno;

la Figura 2 ilustra características de superficies del eyector de la Figura 1 según una realización;

las Figuras 3-4 Ilustran vistas parciales en perspectiva de las estructuras de admisión según una o más realizaciones;

Descripción detallada

Esta solicitud pretende describir una o más realizaciones de la presente invención. Debe entenderse que el uso de términos absolutos, tales como “debe”, “será” y similares, así como cantidades específicas, debe interpretarse como que es aplicable a una o más de dichas realizaciones, pero no necesariamente a todas esas realizaciones. Como tal, las realizaciones de la invención pueden omitir o incluir una modificación de una o más características o funcionalidades descritas en el contexto de dichos términos absolutos. Además, los encabezamientos de esta solicitud son solo para fines de referencia y no afectarán de ninguna manera al significado o la interpretación de la presente invención.

[Una realización de la presente invención incluye un propulsor que utiliza fluidos para el arrastre y la aceleración del aire ambiente, y suministra un eflujo de chorro a alta velocidad de una mezcla del gas a alta presión (suministrado al propulsor desde un generador de gas) y el aire ambiente arrastrado. En esencia, este objetivo se consigue descargando el gas adyacente a una superficie convexa. La superficie convexa es una denominada superficie de Coanda que se beneficia del efecto Coanda descrito en la patente de EE. UU. n.º US-2.052.869, concedida a Henri Coanda el 1 de septiembre de 1936. En principio, el efecto Coanda es la tendencia de un gas o líquido emitido por un chorro a viajar cerca del contorno de una pared, incluso si la dirección de curvatura de la pared está alejada del eje

del chorro. Las superficies convexas de Coanda analizadas en la presente memoria con respecto a una o más realizaciones, no tienen que consistir en ningún material en particular.

La Figura 1 ilustra una sección transversal de la mitad superior de un eyector 200 que puede estar acoplado a un vehículo (no mostrado), tal como, a modo de ejemplos no limitativos, un UAV o un vehículo aéreo tripulado, tal como un avión. Un conducto, tal como el pleno 211, recibe aire más caliente que el ambiente (es decir, una corriente de gas motriz presurizado) procedente, por ejemplo, de un motor basado en combustión que puede emplear el vehículo. Esta corriente de gas motriz presurizado, indicada por la flecha 600, se introduce a través de al menos un conducto, tal como las boquillas primarias 203, al interior del eyector 200. Más específicamente, las boquillas primarias 203 están configuradas para acelerar la corriente 600 de fluido motriz a una velocidad deseada predeterminada variable directamente sobre una superficie 204 de Coanda convexa como un chorro de pared. Además, las boquillas primarias 203 proporcionan volúmenes ajustables de la corriente 600 de fluido. Este chorro de pared, a su vez, sirve para arrastrar fluido secundario a través de una estructura 206 de admisión, tal como el aire ambiente indicado por la flecha 1, que puede estar en reposo o acercándose al eyector 200 a una velocidad distinta de cero, desde la dirección indicada por la flecha 1. En diversas realizaciones, las boquillas 203 pueden disponerse en una matriz y en una orientación curva, una orientación en espiral y/o una orientación en zigzag.

La mezcla de la corriente 600 y el aire 1 puede moverse de forma puramente axial en una sección 225 de garganta del eyector 200. Mediante la difusión en una estructura difusora, tal como el difusor 210, el proceso de mezcla y suavizado continúa, de modo que los perfiles de temperatura (800) y velocidad (700) en la dirección axial del eyector 200 ya no tengan los valores altos y bajos presentes en la sección 225 de garganta, sino que se vuelvan más uniformes en el extremo terminal 100 del difusor 210. A medida que la mezcla de la corriente 600 y el aire 1 se acerca al plano de salida del extremo terminal 100, los perfiles de temperatura y velocidad son casi uniformes. En particular, la temperatura de la mezcla es lo suficientemente baja como para dirigirse hacia un perfil aerodinámico tal como un ala o una superficie de control.

En una realización, y tal como se ilustra mejor en la Figura 2, las boquillas secundarias 205, en forma de V, que generan vórtices, están escalonadas en comparación con una boquilla primaria 203 rectangular normal e inyectan al menos el 25 % de la corriente total de fluido 600 antes de que las boquillas 203 inyecten en un momento posterior el resto del flujo másico de la corriente de fluido. Esta inyección por las boquillas 205 antes que la de las boquillas 203 da como resultado una tasa de arrastre lo suficientemente más alta como para aumentar significativamente el rendimiento del eyector 200. Las boquillas secundarias 205 introducen un arrastre más favorable del flujo secundario a través de capas de cizallamiento y se disponen escalonadas tanto axial como circunferencialmente respecto a las boquillas primarias 203.

Las boquillas primarias 203 incluyen un perfil aerodinámico, tal como una estructura 226 de ala delta, que está provista de una pata 227 de soporte conectada al punto medio de la estructura de la boquilla primaria 203 en su lado más interno, con un vértice de la estructura de ala delta apuntando contra el flujo de la corriente 600 de fluido para maximizar el arrastre. Esto, a su vez, genera dos vórtices opuestos en dirección hacia el centro del ala delta 226 y que arrastran fuertemente desde ambos lados de la boquilla primaria 203 la mezcla ya arrastrada de flujos de fluido primario y secundario que resultan de las boquillas 205. La pata 227 de soporte puede, en una realización, servir como un elemento de accionamiento capaz de hacer que la estructura 226 vibre.

Además, una realización mejora la superficie para el retraso de la separación del flujo mediante elementos tales como los hoyuelos 221 colocados en la superficie 204 de Coanda. Los hoyuelos 221 evitan la separación del flujo y mejoran significativamente el rendimiento del eyector 200. Además, las superficies del difusor 210 (véase la Figura 1) también pueden incluir hoyuelos 222 y/u otros elementos que retrasen o prevengan la separación de la capa límite.

Otras disposiciones que no incorporan la invención pueden emplear estructuras diferentes a las del ala delta 226 para mejorar el arrastre y la unión del flujo producido a través de las boquillas 203.

Por ejemplo, un enfoque puede emplear la termoforesis en la que se pone a disposición un fluido frío para enfriar la superficie 204 donde se mayor la propensión a la separación a altas velocidades. Al enfriar varias regiones de la superficie 204, el fluido motriz caliente se desvía hacia la parte fría de la superficie 204 a través de la fuerza de la termoforesis. En una realización, el aire de sangrado de la descarga del compresor de un motor a reacción que actúa como generador de gas se dirige hacia un sistema de canales internos (no mostrado) del eyector 200 que permite el enfriamiento de los puntos calientes donde se produce la separación. Una diferencia típica de temperatura va desde 38 °F (100 °F) sin enfriar hasta 260 °C (500 °F) (la temperatura de la corriente caliente de una boquilla 203 es de 649 °C [1200 °F], y la temperatura de la pared se reduce a 371 °C [700 °F]).

Otro enfoque puede emplear la electroforesis en la que los elementos (no mostrados) incrustados en la superficie 204 generen un campo local que mejore la unión del fluido y retrase o elimine la separación. La fuente de corriente para dichos elementos puede ser proporcionada por una batería o un generador acoplado al generador de gas principal del vehículo.

Otro enfoque puede emplear el plasma de una manera similar a la electroforesis, como en el uso de campos eléctricos, aunque en este caso actuando a grandes altitudes donde la generación de plasma consume menos energía. Los elementos colocados especialmente (no se muestran) pueden mejorar la unión y eliminar la separación.

5 Aún otro enfoque puede reducir o aumentar mecánicamente la altura de las boquillas 203. Al reducir la altura de la pared, es posible aumentar la velocidad local. Esto se puede lograr curvando la parte de entrada de los canales individuales por donde se guía el flujo caliente desde el pleno hasta las boquillas 203, y manipulando el flujo de esa manera.

10 En una realización, la estructura 206 de admisión puede tener una configuración circular. Sin embargo, en diversas realizaciones, y como se muestra mejor en las Figuras 3-4, la estructura 206 de admisión puede ser no circular y, de hecho, ser asimétrica (es decir, no idéntica en ambos lados de al menos un plano, o alternativamente, de cualquier plano dado que divida la estructura de admisión). Por ejemplo, como se muestra en la Figura 3, la estructura 206 de admisión puede incluir un primer y un segundo bordes opuestos 301, 302, en donde el segundo borde opuesto incluye una parte curva que se proyecta hacia el primer borde opuesto. Como se muestra en la Figura 4, la estructura 206 de admisión puede incluir bordes opuestos laterales primero 401 y segundo 402, en donde el primer borde opuesto lateral tiene un radio de curvatura mayor que el segundo borde opuesto lateral.

15 Aunque el texto anterior expone una descripción detallada de numerosas realizaciones diferentes, debe entenderse que el alcance de la protección se define mediante las palabras de las reivindicaciones siguientes. La descripción detallada debe interpretarse únicamente a modo de ejemplo y no describe todas las realizaciones posibles, ya que describir todas las realizaciones posibles no sería práctico, si no imposible. Podrían implementarse numerosas realizaciones alternativas, utilizando o bien tecnología actual o tecnología desarrollada después de la fecha de solicitud de esta descripción.

20 Por lo tanto, se pueden realizar muchas modificaciones y variaciones en las técnicas y estructuras descritas e ilustradas en la presente memoria. En consecuencia, debe entenderse que los métodos y aparatos descritos en la presente memoria son únicamente ilustrativos y están limitados únicamente por el alcance de las reivindicaciones.

REIVINDICACIONES

1. Un sistema eyector (200) para propulsar un vehículo, comprendiendo el sistema:
- 5 una estructura difusora (210);
- un conducto (211) acoplado a la estructura difusora (210), comprendiendo el conducto (211) una pared con aberturas (203) formadas a través de la misma, las aberturas (203) configuradas para introducir en la estructura difusora (210) un fluido primario producido por el vehículo; y
- 10 **caracterizado por que** cada abertura (203) tiene un perfil aerodinámico (226) colocado dentro del flujo del fluido primario a través de la abertura (203).
2. El sistema de la reivindicación 1, que comprende además una estructura (206) de admisión acoplada a la estructura difusora (210) y configurada para introducir en la estructura difusora (210) un fluido secundario accesible al vehículo, en donde la estructura difusora (210) comprende una estructura de salida desde la que el fluido propulsor fluye a una velocidad ajustable predeterminada, y el fluido propulsor comprende los fluidos primario y secundario.
- 15 3. El sistema de la reivindicación 1, en donde el eyector (200) comprende además una superficie convexa (204), la estructura difusora (210) está acoplada a la superficie convexa (204), y el conducto (211) está acoplado a la superficie convexa (204) y configurado para introducir el fluido primario a través de las aberturas hasta la superficie convexa (204).
- 20 4. El sistema de la reivindicación 1, en donde el perfil aerodinámico (226) es triangular.
5. El sistema de la reivindicación 3, en donde la superficie convexa (204) incluye una pluralidad de rebajes.
6. El sistema de la reivindicación 1, que comprende además un elemento de accionamiento acoplado al perfil aerodinámico (226) y configurado para hacer que el perfil aerodinámico (226) vibre.
- 30 7. El sistema de la reivindicación 2, en donde la estructura (206) de admisión es asimétrica.
8. Un vehículo, que comprende:
- 35 un cuerpo principal;
- un generador de gas acoplado al cuerpo principal y que produce una corriente de gas; y
- 40 un sistema eyector (200) según una cualquiera de las reivindicaciones 1 a 7, en donde:
- la estructura difusora (210) del sistema eyector (200) está acoplada al cuerpo principal;
- el conducto (211) del sistema eyector (200) está acoplado al generador de gas.

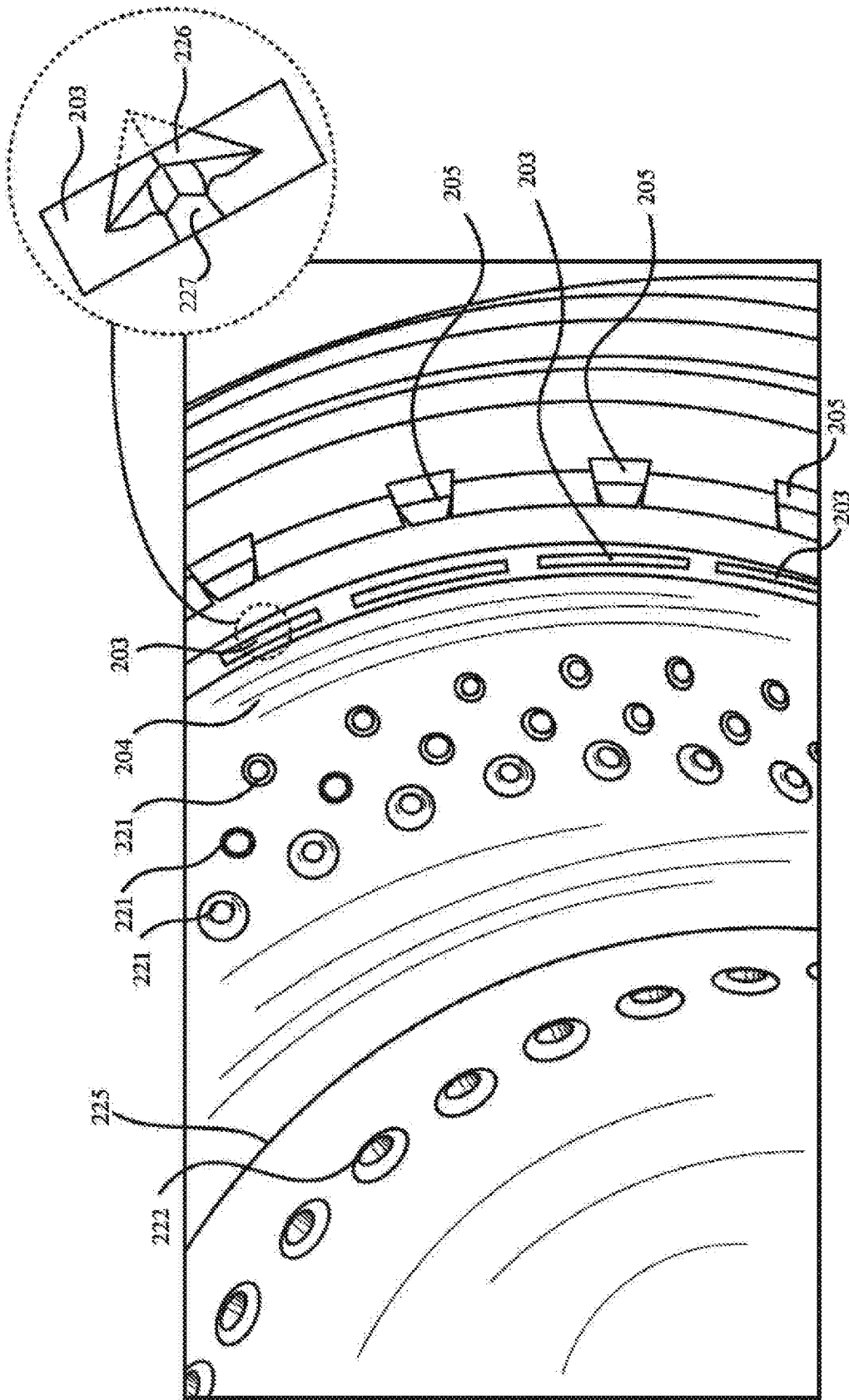


Fig. 2

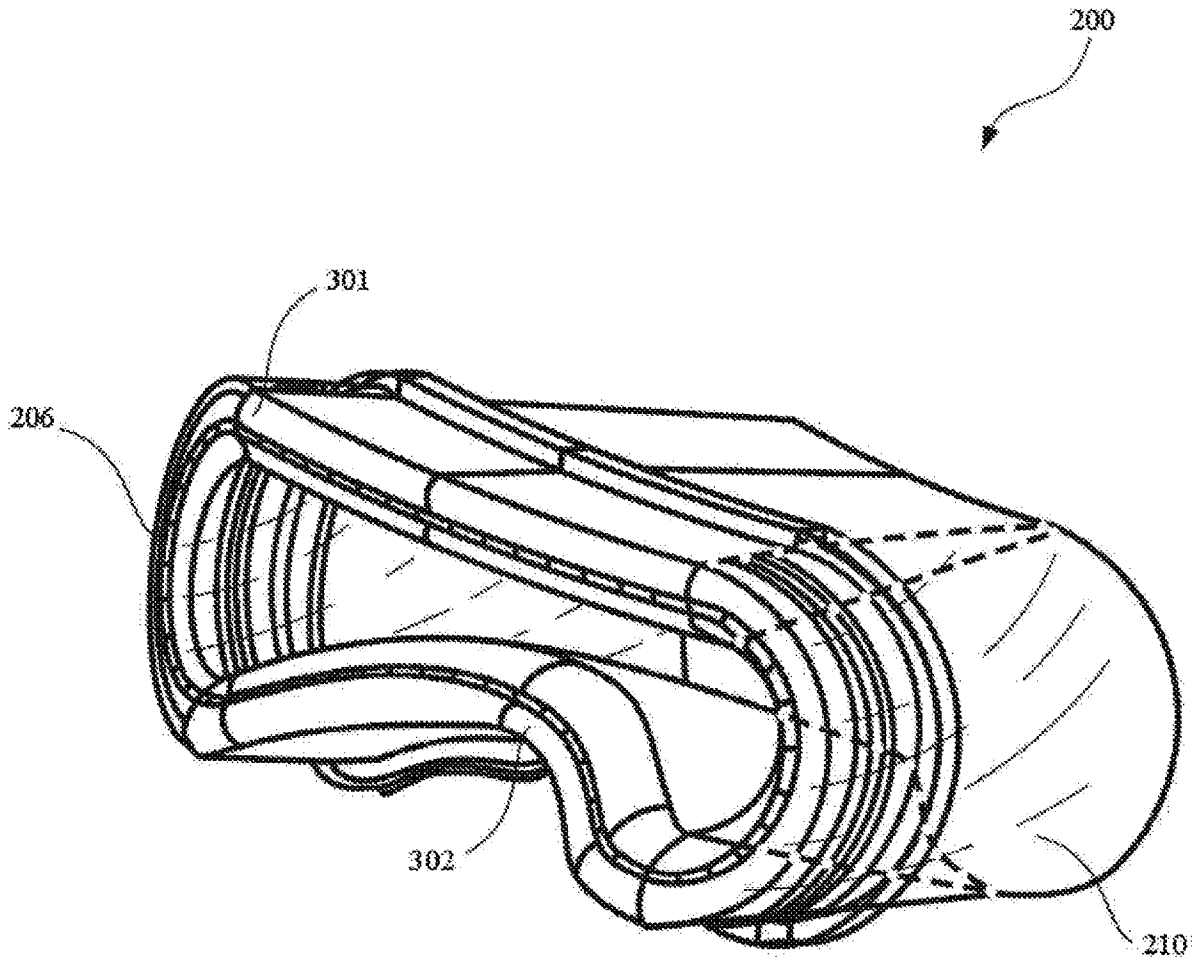


Fig. 3

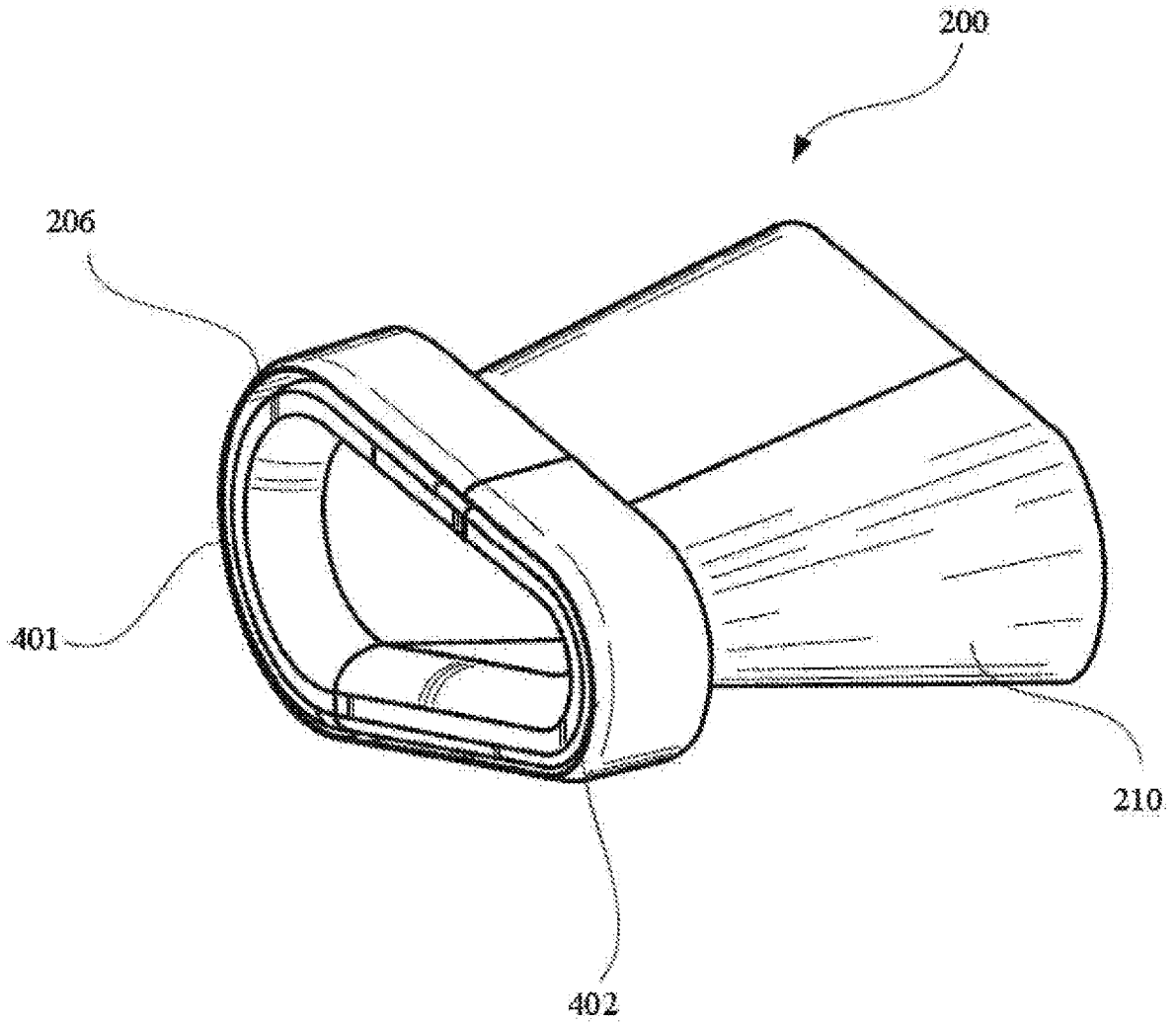


Fig. 4