

19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 739 191**

51 Int. Cl.:

B64C 21/06 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **18.12.2013** **E 13198176 (3)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **12.06.2019** **EP 2886453**

54 Título: **Sistema de control de capa límite y avión que tiene tal sistema de control de capa límite**

45 Fecha de publicación y mención en BOPI de la traducción de la patente:
29.01.2020

73 Titular/es:

AIRBUS OPERATIONS GMBH (100.0%)
Kreetslag 10
21129 Hamburg, DE

72 Inventor/es:

GERBER, MARTIN

74 Agente/Representante:

LEHMANN NOVO, María Isabel

ES 2 739 191 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).

DESCRIPCION

Sistema de control de capa límite y avión que tiene tal sistema de control de capa límite

5 Campo técnico

La invención se refiere a un sistema de control de capa límite y a un avión que tiene tal sistema de control de capa límite.

10 Antecedentes de la invención

15 La eficiencia de un avión depende de una pluralidad de factores diferentes. Un factor principal es la resistencia aerodinámica, que debe reducirse a un mínimo. Por ejemplo, un objeto es laminar el flujo alrededor de superficies aerodinámicas de un avión, tal como un plano de cola. Para esta finalidad se conoce aspirar aire desde la capa límite en bordes delanteros del plano de cola, que normalmente se enfrenta a flujo turbulento. Esto permite laminar el flujo de aire hasta una cierta extensión. Este concepto se conoce como Control de Flujo Laminar Híbrido (HLFC), que permite una desviación en la transición entre flujo turbulento y laminar a través del primero 15 a 20 % de la cuerda.

20 En un plano de cola vertical u horizontal, la succión de aire se realiza a menudo a través de una disposición de doble capa, en la que una segunda capa está dispuesta curso debajo de un borde delantero del componente respectivo del plano de cola, de tal manera que se crea una cámara de succión entre la capa de borde delantero y la segunda capa. La succión es proporcionada a través de dispositivos de succión activos o pasivos.

25 Los documentos EP 1 699 686 A1 y US 2009 0020653 A1 muestran un dispositivo para proporcionar una sección de una capa límite en la superficie de un avión, en donde el aire aspirado es suministrado a un sistema de control ambiental.

30 El documento US 20130270390 A1 muestra un avión con un componente de aspiración de aire con una superficie exterior que está perforada al menos en algunas regiones y un cuerpo perfilado de sección, que forma un fuelle local en la capa exterior y comprende un orificio de succión conectado al componente de aspiración de aire para aspiración pasiva de aire.

35 El documento EP2208669, que describe todas las características del preámbulo de la reivindicación 1, muestra, además, un sistema de control de capa límite conocido.

Sumario de la invención

40 Un objeto de la invención es proporcionar un sistema de control de capa límite capaz de laminar fiablemente el flujo sobre un componente de un avión con eficiencia distintiva.

Este objeto se cumple por un sistema de control de capa límite que tiene las características de la reivindicación independiente 1. Las realizaciones ventajosas y otras mejoras pueden deducirse de las reivindicaciones dependientes y de la siguiente descripción.

45 Se propone un sistema de control de capa límite en un avión. El sistema de control de capa límite comprende un orificio de flujo de salida que se puede disponer en una sección de capa del avión, cuyo orificio de flujo de salida proporciona una fuerza de succión cuando fluye aire a lo largo de la sección de capa, al menos un conducto acoplable con el orificio de flujo de salida y acoplado a un componente de control de capa límite que tiene perforaciones, una fuente de aire presurizado y un dispositivo de control del aire, en donde el dispositivo de control del aire está configurado para acoplar selectivamente el al menos un conducto de aire con uno de la fuente de aire presurizado para purgar las perforaciones del componente de control de capa límite y el orificio de flujo de salida para inducir una succión de aire, en donde la fuente de aire presurizado es una línea de aire presurizado, que se puede conectar a un orificio de aire de purgado del avión.

55 El sistema de control de capa límite es capaz, por lo tanto, de aspirar aire desde un componente de control de capa límite para laminar el flujo alrededor de un cuerpo de flujo o cualquier otra parte del avión a la que se fija este componente de control de capa límite. Esto conduce a un comportamiento aerodinámico mejorado, que resulta en una resistencia aerodinámica reducida, debido a una reducción clara de turbulencias en la capa de flujo límite. El orificio de flujo de salida puede ser implemente un agujero o una entrada de aire en un receso, en donde preferiblemente la dirección de la abertura se puede extender al menos parcialmente vertical con respecto al flujo esperado o en un ángulo con respecto al mismo, de tal manera que en el orificio ocurre una presión más baja, como en una bomba de chorro basada en el principio de Bernoulli. Por lo tanto, el orificio de flujo de salida proporciona una succión pasiva. Esto reduce claramente la potencia necesaria para accionar el sistema de control de capa límite de acuerdo con la invención.

65

El al menos un conducto está acoplado con el componente de control de capa límite y es capaz de aspirar aire desde el componente de control de capa límite hacia el orificio de flujo de salida, donde el aire sale por el orificio de flujo de salida y permanece en el entorno del avión.

5 El dispositivo de control del aire es un dispositivo que es capaz de controlar el flujo de aire desde o hasta el componente de control de capa límite. Por ejemplo, durante el vuelo de crucero, se desea una reducción permanente de la aspiración del aire desde la capa límite. Por lo tanto, el dispositivo de control puede iniciar la succión de aire a través del componente de control de capa límite hasta el orificio de flujo de salida. Esto puede realizarse por una pluralidad de medios o métodos diferentes. Por ejemplo, el orificio de flujo de salida puede comprender una puerta o trampilla, que se puede abrir y cerrar a través de un actuador. El dispositivo de control de aire puede iniciar justamente la apertura o cierre de este orificio de flujo de salida en la superficie exterior. Además, el orificio de flujo de salida se puede acoplar a un conducto de succión por medio de al menos una válvula, que puede ser controlada a través del dispositivo de control del aire. Por lo tanto, si se desea la succión de aire a través del componente de control de capa límite, el dispositivo de control de aire puede simplemente iniciar la apertura de una válvula asociada. El dispositivo de control de aire puede iniciar también un flujo de aire hasta el componente de control de capa límite, de tal manera que fluye aire a través de la perforación del componente de control de capa límite y lo purga para eliminar suciedad, agua, fluido de deshielo o cualquier otro material que puede impedir la función correcta del dispositivo de control de capa límite.

20 Por ejemplo, un avión equipado con el sistema de control de capa límite de acuerdo con la invención puede deshelar a través de un fluido de deshielo en tierra, en donde este fluido de deshielo puede alcanzar también la perforación del componente de control de capa límite. El dispositivo de control de aire puede iniciar entonces simplemente el purgado de este componente y se elimina cualquier fluido de deshielo residual.

25 En una realización preferida, el dispositivo de control del aire comprende al menos una válvula para acoplar selectivamente el conducto con la fuente de aire presurizada o el orificio de flujo de salida. A este respecto, puede ser preferible bloquear la succión cuando se inicia un purgado y viceversa.

30 La fuente de aire presurizado puede realizarse a través de una variante grande de opciones diferentes. Aunque el aire de purga o aire usado desde un compartimiento de pasajeros son generalmente adecuados, puede ser factible también aire a presión desde una cuchara de entrada de aire a presión o similar. El requerimiento para una fuente de aire presurizado es una presión suficiente que sea capaz de proporcionar un flujo de aire suficientemente grande a través de todos los agujeros de la perforación para eliminar cualquier fluido u otras partículas.

35 De acuerdo con la invención, la fuente de aire presurizado es una línea de aire presurizado, que se puede conectar a un orificio de aire de purga del avión. Éste puede estar localizado en una etapa de compresor de un motor principal o puede estar asociado con una unidad de potencia auxiliar dispuesta en una región de cola del avión. En el último caso, debido a una disposición común de una APU en una región del cono de cola, las longitudes necesarias de los conductos desde la APU hasta el dispositivo de control de aire son cortas. Especialmente aspirando aire desde el plano de cola, es ventajoso el uso de aire de purgado de APU para purgar el componente de control de capa límite.

40 Preferiblemente, el orificio de aire de purgado y/o la línea de aire presurizado están localizados curso abajo de un pre-refrigerador. El pre-refrigerador para aire de purga puede estar diseñado de acuerdo con las Especificaciones de Certificación para Aviones Grandes (CS), con respecto a la envolvente de protección del hielo para suministrar aire a la cabina y anti-hiel del ala al mismo tiempo. Fuera de la envolvente de protección del hielo, es posible fácilmente el uso de aire de drenaje para purgado. Si se aplican condiciones de hielo intermitentes, esta función de purga se puede prever después de pasar una altitud de vuelo de 31.000 pies.

50 Ventajosamente, la línea de aire presurizado está en comunicación de fluido con menos un medio de resistencia al flujo para reducir la presión del aire presurizado suministrado por la línea de aire presurizado. Una presión excesiva en el componente de control de capa límite puede prevenirse para evitar daños. Además del uso de limitadores del flujo exclusivos, también es posible el uso de un diámetro pequeño de la línea de aire presurizado.

55 Para la finalidad de reducir la temperatura del aire suministrado desde la fuente de aire presurizado y de incrementar el caudal de flujo, el sistema comprende un inyector de aire que tiene una salida dispuesta en o curso abajo de la línea de aire presurizado y una entrada de aire acoplable con una fuente de aire ambiente. Comparable con el orificio de flujo de salida, el dispositivo inyector de aire conduce a la succión de aire en la línea de aire presurizado o un conducto localizado curso abajo de la línea de aire presurizado debido al principio de Bernoulli, en el que el inyector de aire conduce de esta manera a la inyección de aire ambiental en el conducto. Por consiguiente, el caudal de flujo se incrementa claramente para reducir la demanda de aire de purgado y debido a la baja temperatura del aire ambiental, la temperatura del aire dentro del conducto es claramente menor que la temperatura del aire de purgado curso abajo del refrigerador. Por ejemplo, aire de purgado que tiene una temperatura de más de 200°C se refrigera hasta 100°C o menos. Además, se puede utilizar también un limitador de flujo para reducir la presión del aire de purgado desde por ejemplo 3 bares hasta 1 bar menos.

65

Preferiblemente, la entrada de aire del dispositivo inyector de aire se puede disponer en una superficie de salida del avión. El orificio puede terminar directamente en la superficie o puede terminar ligeramente fuera de la superficie exterior, de tal manera que un conducto de conexión entre la salida del dispositivo inyector de aire y su entrada constituyen un tubo de respiración para conducir aire fresco hasta el inyector de aire sobre una distancia preferiblemente mínima.

En una realización ventajosa, el orificio de flujo de salida está dispuesto en una cámara de succión, en donde el al menos un conducto es acoplable con el orificio de flujo de salida sobre la cámara de succión. La cámara de succión puede ser un componente que se puede colocar sobre o en el avión, de tal manera que si superficie exterior contiene la sección de capa con el orificio de flujo de salida. En la cámara de succión se puede formar una cierta presión negativa, que permite una succión continua y constante de aire, mientras los picos de fuerza de succión se compensan a través de la capacidad de succión dependiente del tamaño de la cámara de succión.

En una realización preferida, la cámara de succión está diseñada como parte de una porción de raíz de un plano de cola horizontal. Preferiblemente, esta porción de raíz es una parte de un componente saliente de un plano de cola horizontal, en donde la superficie exterior de la cámara de succión es una superficie inferior cuando se instala en el plano de cola horizontal. La longitud requerida del conducto de succión es corta en el caso de que los planos de cola horizontal y vertical deban equiparse con el sistema de control de capa límite de acuerdo con la invención. Adicionalmente, además de funciones estructurales, la porción saliente en una región de raíz del plano de cola horizontal difícilmente debe realizar otras funciones. Por lo tanto, es fácilmente posible el equipamiento del plano de cola horizontal con esta cámara de succión. Además, un borde delantero del plano de cola horizontal puede constituir o comprender al menos una parte del conducto, que es acoplable con el dispositivo de control de aire.

Todavía en otra realización ventajosa, el dispositivo de control de aire comprende una disposición de al menos un muelle de memoria de forma y un cuerpo móvil, en donde la disposición está adaptada para bloquear el orificio de flujo de salida, cuando el al menos un muelle de aleación de memoria de forma está expuesto a una segunda temperatura de transición. Un muelle de aleación de memoria de forma retorna a una forma original dada después de su deformación y exposición a una temperatura de transición inminente. Por consiguiente, en el caso de que la succión sólo se desee durante el vuelo de crucero del avión, se puede desbloquear el orificio de flujo de salida cuando el avión alcanza una altitud en la que se puede esperar un cierto nivel de temperatura. Sin embargo, se puede bloquear de nuevo cuando el avión alcanza una altitud más baja con una primera temperatura de transición claramente más alta. Por lo tanto, sin requerir sensores, actuadores, etc., se puede realizar un inicio fiable de la succión.

En una realización preferida, la disposición de muelle de memoria de forma comprende dos muelles en una conexión en serie, en donde un primer muelle es un muelle tensor y un segundo muelle es un muelle de presión. Ambos muelles tienen diferentes temperaturas de transición, de tal manera que o bien el primer muelle o el segundo muelle retornan a su forma original inmanente. Como resultado, en el caso de que el primer muelle (tensor) alcance su primera temperatura de transición, el segundo muelle (de presión) está claramente fuera de la segunda temperatura de transición. Por lo tanto, el primer muelle retorna a su forma original y de esta manera puede cambiar también la forma del segundo muelle, debido a su elasticidad. En el caso de que el segundo muelle alcance la segunda temperatura de transición las formas cambian de la otra manera. Debido a la conexión en serie de los dos muelles, un punto de conexión se mueve cuando los muelles cambian sus formas. Mediante la conexión de un cuerpo móvil a este punto, se puede realizar un movimiento de bloqueo o desbloqueo del orificio de flujo de salida.

En una realización particularmente preferida, el cuerpo móvil es una cuchara que tiene un orificio de succión y un orificio de aire a presión, en donde un plano del orificio de succión y un plano del orificio de aire de presión se intersectan en un ángulo, en donde el ángulo es mayor que 45° y menor que 180° , en donde el cuerpo está montado giratorio en un orificio en la sección de capa y es acoplable con un punto de conexión de la disposición de muelles de aleación de memoria de forma, en donde dependiendo de la temperatura, o bien el orificio de succión o el orificio de aire de presión se extienden fuera del orificio y mira en una de dos direcciones opuestas. La cuchara puede comprender una forma que es un segmento de un disco hueco circular o anillo o un cuarto de sección de una esfera hueca. El plano entre los dos orificios se intersecta en un ángulo preferiblemente de aproximadamente 90° o ligeramente mayor para proporcionar un solape suficiente. Soportando por rotación la cuchara en un centro, es decir, el punto de intersección de los planos, se puede girar alrededor de 90° con relación al orificio en la sección de capa, de tal manera que o bien el orificio de succión, que representa el orificio de flujo de salida, se extiende sustancialmente perpendicular desde la superficie y el orificio de aire a presión está sellado por el orificio en la superficie o viceversa. A través de la rotación de la cuchara, se puede seleccionar una de dos direcciones de apertura opuestas, Por lo tanto, mediante el acoplamiento de la cuchara con la disposición de muelle de aleación de memoria de forma mencionada anteriormente, la cuchara puede proporcionar un orificio que mira hacia abajo durante el vuelo de crucero para proporcionar un efecto de succión suficiente o un orificio que mira curso arriba para recibir aire a presión durante fases de vuelo con una temperatura más alta, tal como el despegue y el aterrizaje.

Además, se prefiere que el sistema de control de capa límite comprenda también un ventilador acoplable al menos a un conducto para incrementar la presión de aire presurizado para purgar el componente de control de capa límite. En el caso de que se reciba aire a presión para purga la perforación del componente de control de capa límite, es

necesario incrementar la presión del flujo de aire a presión, puesto que la presión del aire a presión no puede exceder la presión en componente de control de capa límite y sería insuficiente para la función de purgado.

5 La invención se refiere también a un avión que tiene tal sistema de control de capa límite, que comprende preferiblemente una disposición de plano de cola, en donde el componente de control de capa límite está dispuesto sobre un borde delantero de al menos un plano de cola de la disposición de plano de cola. Por ejemplo, éste puede ser un plano de cola horizontal o vertical.

Breve descripción de los dibujos

10 Otras características, ventajas y opciones de aplicación de la presente invención se describen en la descripción siguiente de las formas de realización en las figuras. Todas las características descritas y/o ilustradas por sí y en cualquier combinación forman el objeto de la invención, independientemente de su composición en las reivindicaciones individuales o sus relaciones. Además, componentes idénticos o similares en las figuras tienen los mismos caracteres de referencia.

La figura 1 muestra una vista general de un plano de cola.

20 La figura 2 muestra una vista inferior del plano de cola horizontal.

La figura 3 muestra un dispositivo de control de aire.

La figura 4 muestra una posición de instalación posible del dispositivo de control de aire.

25 La figura 5 muestra una vista detallada de una cámara de succión de aire.

La figura 6 ilustra la cámara de aspiración de aire en una vista lateral.

30 La figura 7 muestra un plano de cola vertical en una vista en sección.

La figura 8 ilustra la presión sobre todos los componentes.

La figura 9 muestra una cola con un orificio de flujo de salida de otra realización ejemplar.

35 Las figuras 10a-10e muestran una cuchara giratoria con una disposición de muelle de aleación de memoria de forma.

La figura 11 muestra un dibujo esquemático de un inyector de aire.

40 Descripción detallada de realizaciones ejemplares

La figura 1 muestra una vista general de un plano de cola que tiene un plano de cola vertical 2, dos planos de cola horizontales 4, que están dispuestos verticales entre sí en una cola 6 de un avión. Curso abajo del plano de cola vertical 2 y de los planos de cola horizontales 4, está presente un cono de cola 8. Los planos de cola 2 y 4 comprenden secciones salientes 10 como componentes de control de capa límite, que están perforados y permiten mover aire a través de las secciones salientes 10, es decir, aspiración de aire o soplado de aire. Aspirando aire a través de las secciones salientes 10, se permite un control de flujo laminar, puesto que se estabilizará la capa de flujo límite, preferiblemente durante el vuelo de crucero. La resistencia aerodinámica de los planos de cola 2 y 4 se reduce claramente de esta manera.

50 De acuerdo con esta realización ejemplar, una cámara de succión 12 está dispuesto en una región de raíz de uno de los planos de cola horizontales 4, que es acoplable a las secciones salientes 10 a través de conductor 14 y 16. El conducto 16 se extiende ejemplarmente a lo largo de una cuaderna frontal del plano de cola horizontal 4, de tal manera que se minimiza la distancia necesaria hasta un dispositivo de control de aire. El conducto 16 puede comprender cardanes para compensar movimientos de ajuste compensatorios del plano de cola horizontal y se extiende en la cámara de succión 12. La función de la cámara de succión 12 se explica más adelante.

55 En la figura 2 es visible un lado inferior de los planos de cola horizontales 4. La cámara de succión 12 comprende una sección de capa, que se conoce como una superficie exterior 18 que comprende un orificio de flujo de salida 20, que se extiende hasta el entorno del avión. Es evidente que la dirección del orificio del flujo de salida 20 se extiende angularmente con respecto al flujo esperado. Debido al efecto de Bernoulli, se crea una fuerza de succión en el orificio de flujo de salida 20 en el caso de que el avión se mueva con relación al aire. Puesto que la cámara de succión 12 es acoplable a las secciones salientes 10 de los planos de color 2 y 4, se puede realizar una succión pasiva de aire. Como resultado, la laminación se puede realizar sin ningún elemento activo.

65

En la figura 3 se muestra un dispositivo de control de aire 22, que se puede acoplar a los conductos 14 mencionados anteriormente para los planos de cola horizontales 4 y 16 para el plano de cola vertical 2. Además, está presente una línea de aire presurizado en forma de una línea de aire de purgado APU 24, que se extiende desde el dispositivo de control de aire 22 dentro del cono de cola 8, donde puede estar presente una APU (no representada en la figura 3). Además, está presente un inyector de aire 26, que se extiende en una línea de conexión 28 y tiene una entrada 30 para aire ambiental 32.

Una válvula de aire de purgado (no mostrada) puede permitir dejar purgar flujo de aire dentro de la línea de conexión 28. Además, curso abajo, los conductos de suministro 14 y 16 son acoplables por medio de una válvula de control 36 a la línea de aire presurizado 24. La válvula de control 36 puede comprender tres o más posiciones de control de flujo distintas, indicadas con a), b) y c). En el caso de que deba fluir aire de purga dentro del plano de cola vertical 2, debería utilizarse la posición de control de flujo a). En el caso de que deba fluir aire de purga dentro de los planos de cola horizontales 4, debería utilizarse la posición de control de flujo b). No obstante, puede ser factible otra posición de control de flujo para proporcionar a ambos planos de cola horizontal y vertical aire de purgado para purgar los componentes de control de capa límite al mismo tiempo, si está disponible una presión y un caudal de flujo suficientes. En el caso de que deba realizarse succión de aire, puede ser factible la posición de control de flujo c), en la que los conductos 14 y 16 están conectados entre sí. Puesto que el conducto 16 se extiende a través de la región saliente de los planos de cola horizontales 4, puede atravesar la cámara de succión 12 y acoplarse directamente con el orificio de flujo de salida 20, de tal manera que la fuerza de succión actúa a lo largo de todo el conducto 16. Simplemente conectando el conducto 14 al conducto 16, la fuerza de succión actúa, por lo tanto, sobre el componente de control de capa límite del plano de cola vertical 2.

En el caso de que aire de purgado fluya desde el conducto de aire de purgado 24 hasta la línea de conexión 28, se aspira aire ambiental dentro de la línea de conexión 28 a través del inyector de aire 26, que se puede cerrar a través de una válvula de inyector 34. Además, entonces fluirá hasta los conductos de suministro 14 y 16, dependiendo de la posición de control de flujo de la válvula de control 36. Un limitador de flujo 38, como un medio de resistencia al flujo curso arriba del inyector de aire 26, reduce la presión del aire de purgado que entra en la línea de conexión 28. En general, se incrementa claramente el caudal de flujo volumétrico curso abajo del inyector de aire 26, lo que reduce el caudal de flujo volumétrico de aire de purgado requerido. Además, debido a la temperatura claramente más baja del aire ambiental comparada con el aire de purgado, se reduce la temperatura del aire que llega a los conductos de suministro 14 y 16.

A través de una lógica de control, o justamente a través de la recepción de una señal, el purgado de las secciones salientes 10 puede realizarse a través de la introducción de aire de purgado. En este caso operativo, el orificio 20, que está conectado a los conductos de suministro 14 y 16, debería cerrarse a través de una tapa 40 (ver la opción I en la figura 5).

La figura 4 muestra una posición de instalación posible en la cola 6 del avión. Para la finalidad de mejor visibilidad, se retiran en esta vista los planos de cola vertical. y horizontal 2, 4.

En la figura 5 se proporciona una vista detallada de la cámara de succión 12. Aquí, el orificio 20 se puede cerrar por una tapa 40, que se muestra en un primer estado I (cerrado) y en un segundo estado II (abierto). Dependiendo del estado de apertura, está presente una fuerza de succión en el orificio 20, que conduce a una succión sobre las secciones salientes 10 de los planos de cola 2, 4 para la laminación del flujo. El acoplamiento de la cámara de succión 12 y el orificio de flujo de salida 20 se realiza a través de un orificio 41, que se extiende en el interior de la región de la raíz del plano de cola.

La figura 6 muestra la cámara de aspiración de aire 12 en una vista lateral (vista B como se indica en la figura 5), en la que se indica una cámara hueca 42, en la que se aspira aire desde las secciones salientes 10 conectadas. Todavía adicionalmente, la figura 6 muestra una realización ejemplar de una región saliente 44 perforada y un conducto de aspiración 46 del borde delantero.

La figura 7 muestra de forma ejemplar un plano de cola vertical 2 en una vista en sección con un conducto central 48 constituido en una estructura autónoma 50, en donde una pestaña 52 se puede conectar al conducto de suministro 16. De manera ejemplar, unas válvulas unidireccionales 51 y 53 proporcionan una ruta del flujo de aire dependiendo de su dirección, es decir, que para el purgado debería aplicarse el flujo de aire más hacia el borde saliente (región 10a), mientras que la aspiración de aire puede tener lugar a una distancia ligera del mismo (región 10b).

La figura 8 demuestra que la presión en la cámara de succión de aire 42 es claramente menor que la presión de succión efectiva en el conducto central 48 ejemplar y directamente en la sección saliente 10. Por lo tanto, la resistencia al flujo debería optimizarse para mantener una succión suficiente de aire en las secciones salientes 10.

La figura 9 muestra otra realización ejemplar con un orificio 54 dispuesto delante de un plano de cola horizontal 4 en una sección de capa 55 del avión. De nuevo, debido al efecto Bernoulli, se crea una fuerza de succión en el orificio 54 en el caso de que esté abierto. El detalle C muestra una cuchara 56, que está dispuesta giratoria en el orificio 54. Con esta cuchara giratoria 56, el orificio 54 o bien puede actuar como un orificio de aire a presión o como un orificio

de succión. Cómo se realiza esto se muestra, además, en las figuras 10a-10e con un dispositivo de control de aire 57, en donde la dirección del flujo en las figuras 10a-10d se extiende de derecha a izquierda (como se indica por una flecha), que está opuesta a la dirección de vuelo.

5 La figura 10a muestra el cuerpo soportado móvil, es decir, una cuchara 56 soportada giratoria, que es móvil alrededor de un eje de rotación 64 y puede cambiar su posición en una guía 59, que está en comunicación de fluido con el orificio 54, en una primera posición. Aquí, un orificio de succión 60 mira curso abajo de la sección de capa 55, es decir, hacia el cono de cola 8. Por lo tanto, en la dirección de visión de la figura 10a, el flujo de aire circundante alrededor del avión pasa de la derecha a la izquierda sobre la cuchara 56. Por lo tanto, se crea una fuerza de
10 succión en el orificio de succión 60. Conectando un conducto de conexión o de succión 62, que está en comunicación de fluido con el orificio 54, a los conductos 14 y 16, se realiza una succión de aire a través de las secciones salientes 10 hasta el orificio 54.

15 Como se ha explicado anteriormente, la cuchara 56 está soportada giratoria sobre un eje de rotación 64, en donde el eje de rotación 64 puede estar situado en un centro de un anillo hueco o esfera, que corresponde a la forma de la cuchara 56. Preferiblemente, la cuchara 56 puede ser girada alrededor de 90°. Si la cuchara 56 comprende una forma de un segmento de un disco hueco o un anillo hueco se puede llevar un orificio de aire a presión 66 hasta una posición que mira curso abajo, como se muestra en la figura 10c. El orificio de succión 60 está oculto dentro del conducto e succión 62 y no está expuesto al ambiente de ninguna manera. En la posición en la figura 10c, la
20 cuchara 56 actúa como una entrada de aire a presión.

Como se ha demostrado, el eje de rotación 64 está dirigido hacia dentro desde la superficie exterior 55, de tal manera que uno del orificio de aspiración 60 y el orificio de aire a presión 66 puede estar siempre sellado.

25 Además, la cuchara 56 puede ser un cuarto de segmento de un cuerpo en forma de esfera hueca. La guía 59 debería ser entonces una sección de una (semi)esfera.

30 Para eliminar componentes activos para mover la cuchara 56 entre las dos posiciones, las figuras 10b y 10d muestran una disposición de muelle de aleación de memoria de forma 68. Esta disposición 68 comprende ejemplarmente un primer muelle 70 y un segundo muelle 72, que están conectados mecánicamente en una conexión en serie. En una región de conexión 74, que puede ser una junta, una palanca 76 soportada giratoria está acoplada con disposición de muelle de aleación de memoria de forma 68. Si la junta 74 se mueve en una dirección lateral, la palanca 76 gira alrededor del eje de rotación 64 y de esta manera hace girar la cuchara 56.

35 La rotación puede realizarse a través de las características de diseño del primer muelle 70 y del segundo muelle 72. Por ejemplo, el primer muelle 70 es un muelle tensor, que empuja en una forma original cuando alcanza una primera temperatura de transición inmanente al primer muelle 70 debido a su composición del material. Además, el segundo muelle 72 puede ser un muelle de presión, que empuja en su forma original cuando alcanza una segunda temperatura de transición. En la figura 10b, el segundo muelle 72 ha alcanzado su forma inmanente original, que
40 conduce a una compresión del primer muelle 70, que está fuera de la primera temperatura de transición asociada con el primer muelle 70. Éste puede ser el caso, por ejemplo, durante un vuelo de crucero, cuando la segunda temperatura de transición iguala a una temperatura máxima típica a una altitud de vuelo de crucero. A altitudes más bajas, el primer muelle alcanza su primer límite de temperatura de transición de tal manera que la cuchara 56 se mueve en la dirección opuesta. Esto permite un control preciso y fiable de la cuchara 56 completamente
45 independiente de elementos activos.

Para proporcionar una función de purgado, es necesario un ventilador o compresor 70, que se muestra en la figura 9, ya que la presión de aire a presión puede no ser capaz de superar la presión en las secciones salientes 10 inducidas por el flujo incidente.

50 Finalmente, la figura 11 muestra el inyector de aire 26 en un tamaño mayor. Aquí, la línea de conexión 28 comprende un tubo de respiración 78 que se extiende desde una salida de la línea de conexión 28 y fuera del fuselaje del avión hasta su interior. Mediante flujo de aire a través del limitador de flujo 38 sobre el tubo de respiración 78 se aspira aire 32 en la línea de conexión. De esta manera, el caudal de flujo volumétrico se
55 incrementa y se reduce la temperatura.

Además, debería indicarse que "comprende" no excluye otros elementos o etapas, y "uno" o "una" no excluye un número plural. Además, debería indicarse que características o etapas que han sido descritas con referencia a una de las realizaciones ejemplares anteriores se pueden utilizar también en combinación con otras características o etapas de otras realizaciones ejemplares descritas anteriormente. Los caracteres de referencia en las
60 reivindicaciones no deben interpretarse como limitaciones.

REIVINDICACIONES

1. Un sistema de control de capa límite para un avión, que comprende

- 5 - un orificio de flujo de salida (20, 60) que se puede disponer en una sección de capa (18, 55) del avión, cuyo orificio de flujo de salida (20, 60) proporciona una fuerza de succión cuando fluye aire a lo largo de la sección de capa (18, 55),
- al menos un conducto (14, 16) acoplable con el orificio de flujo de salida (20, 60) y acoplado a un componente de control de capa límite (10) que tiene perforaciones,
- 10 - una fuente de aire presurizado y
- un dispositivo de control del aire (22), en donde el dispositivo de control del aire (22) está configurado para acoplar selectivamente el al menos un conducto de aire (14, 16) con uno de:
- la fuente de aire presurizado para purgar las perforaciones del componente de control de capa límite (10) y
- 15 - el orificio de flujo de salida (20, 60) para inducir una succión de aire a través de las perforaciones en el componente de control de capa límite (10), caracterizado por que la fuente de aire presurizado es una línea de aire presurizado (24), que se puede conectar a un orificio de aire de purgado del avión.

2. El sistema de control de capa límite de la reivindicación 1, en el que el dispositivo de control de aire (22) comprende al menos una válvula (36) para acoplar selectivamente el al menos un conducto (14, 16) con la fuente de aire presurizado o el orificio de flujo de salida (20, 60).

20

3. El sistema de control de capa límite de la reivindicación 1 ó 2, en el que el orificio de aire de purgado está asociado con una unidad de potencia auxiliar dispuesta en una región de cola (6) del avión.

25 4. El sistema de control de capa límite de cualquiera de las reivindicaciones anteriores, en el que la línea de aire presurizado (24) está en comunicación de fluido con al menos un medio de resistencia al flujo (38) para reducir la presión del aire presurizado suministrado por la línea de aire presurizado (24).

30 5. El sistema de control de capa límite de cualquiera de las reivindicaciones anteriores, que comprende, además, un inyector de aire (26) que tiene una salida dispuesta en o curso debajo de la línea de aire presurizado (24) y una entrada de aire (32) acoplable con una fuente de aire ambiental.

35 6. El sistema de control de capa límite de la reivindicación 5, en el que la entrada de aire (32) se puede disponer en una superficie exterior del avión.

7. El sistema de control de capa límite de cualquiera de las reivindicaciones anteriores, en el que el orificio de flujo de salida (20, 60) está dispuesto en una cámara de succión (12) y en el que el al menos un conducto (14, 16) es acoplable con el orificio de flujo de salida (20, 60) sobre la cámara de succión (12).

40 8. El sistema de control de capa límite de la reivindicación 7, en el que la cámara de succión (12) es una parte de una porción de raíz de un plano de cola horizontal (4).

45 9. El sistema de control de capa límite de la reivindicación 1, en el que el dispositivo de control del aire (22) comprende una disposición de al menos un muelle de aleación de memoria de forma (70, 72) y un cuerpo móvil (56), en el que la disposición está adaptada para bloquear el orificio de flujo de salida (20, 60), cuando el al menos un muelle de aleación de memoria de forma (70, 72) está expuesto a una primera temperatura de transición y para desbloquear el orificio de flujo de aire (20, 60) cuando el al menos un muelle de aleación de memoria de forma (70, 72) está expuesto a una segunda temperatura de transición.

50 10. El sistema de control de capa límite de la reivindicación 9, en el que la disposición de muelles de aleación de memoria de forma (70, 72) comprende dos muelles de aleación de memoria de forma (70, 72) en una conexión en serie, en el que un primer muelle (70) es un muelle tensor y un segundo muelle (72) es un muelle de presión, en el que el primer muelle (70) y el segundo muelle (72) comprenden diferentes temperaturas de transición.

55 11. El sistema de control de capa límite de la reivindicación 9 ó 10, en el que el cuerpo móvil (56) es una pala que tiene un orificio de succión (60) y un orificio de aire a presión (66), en el que un plano del orificio de succión (60) y un plano del orificio de aire a presión (66) se intersectan en un ángulo mayor que 45° y menor que 180°, en el que el cuerpo (56) está montado de forma rotatoria en un orificio (54) en la sección de capa y acoplable con un punto de conexión de la disposición de muelles de aleación de memoria de forma (70, 72), en el que dependiendo de la temperatura, o bien el orificio de succión (60) o el orificio de aire de presión (66) se extiende fuera del orificio (54) y mira en una de dos direcciones opuestas.

60

65 12. El sistema de control de capa límite de cualquiera de las reivindicaciones anteriores, que comprende, además, un ventilador acoplable al menos a un conducto (14, 16) para incrementar la presión de aire presurizado para purgar el componente de control de capa límite (10).

13. Un avión que tiene un sistema de control de capa límite de cualquiera de las reivindicaciones 1 a 12.

14. El avión de la reivindicación 13, que comprende, además, una disposición de plano de cola, en el que el componente de control de capa límite (10) está dispuesto sobre un borde delantero de al menos un plano de cola de la disposición de plano de cola.

5

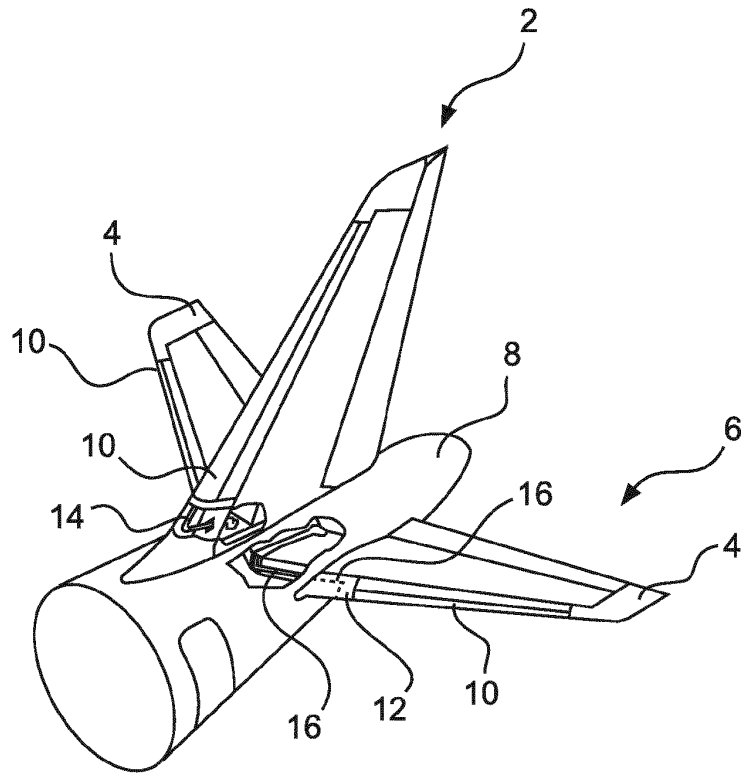


Fig. 1

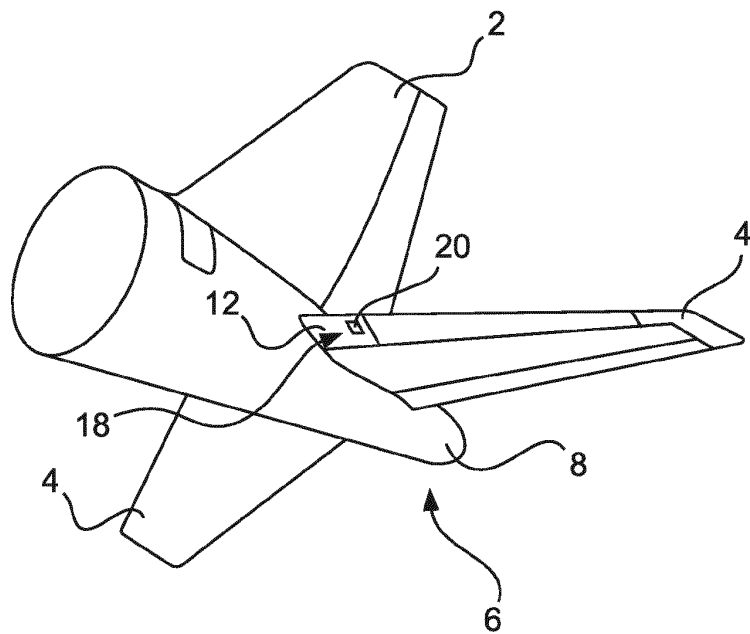


Fig. 2

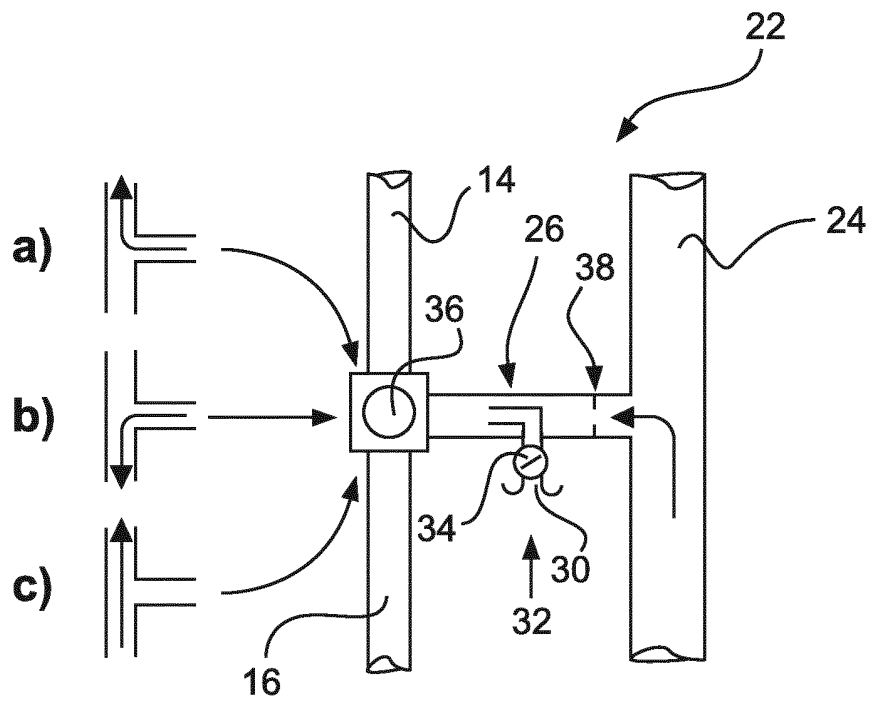


Fig. 3

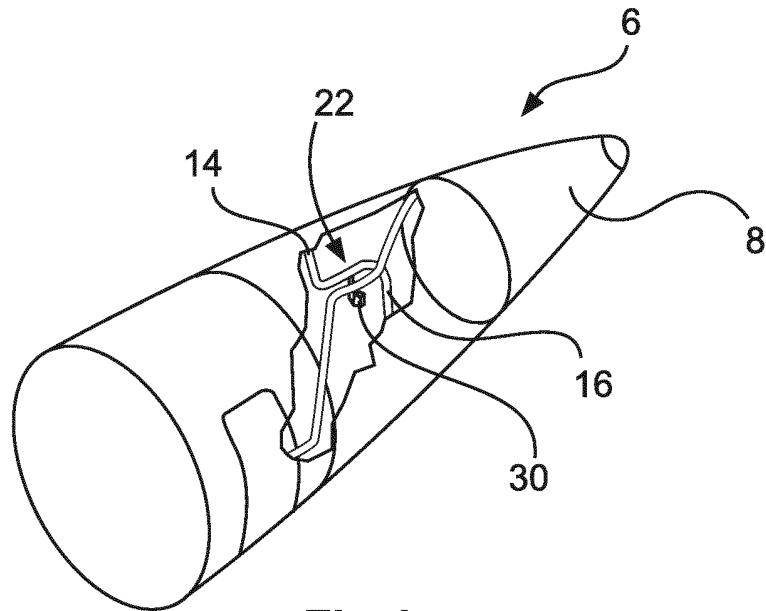
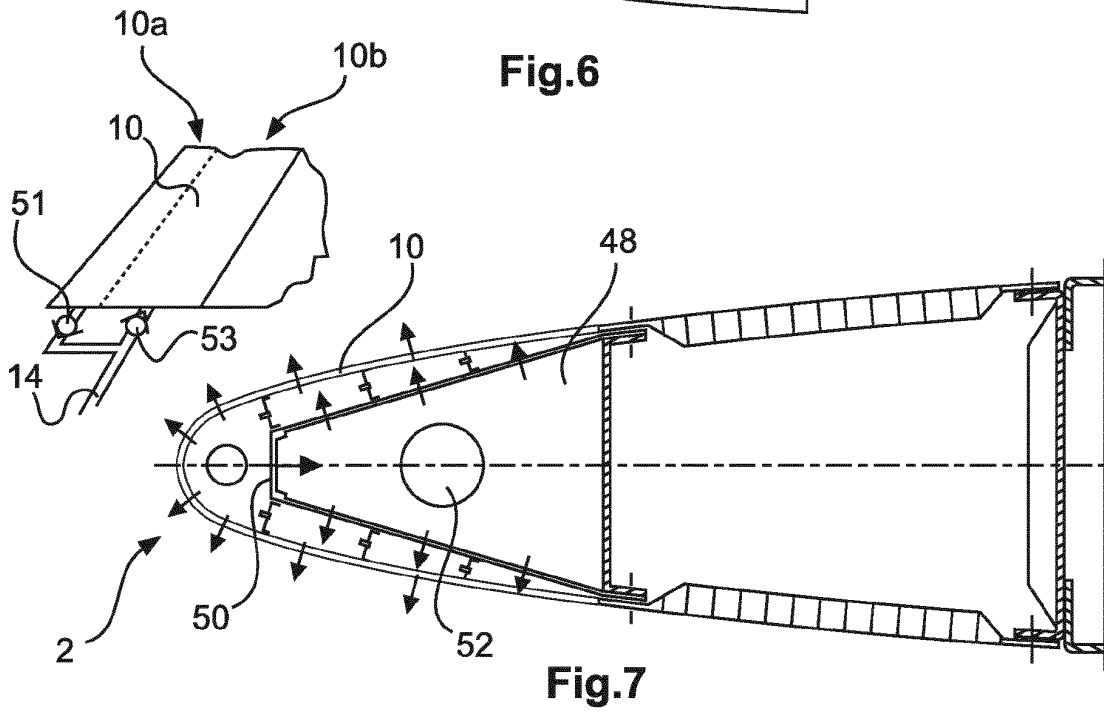
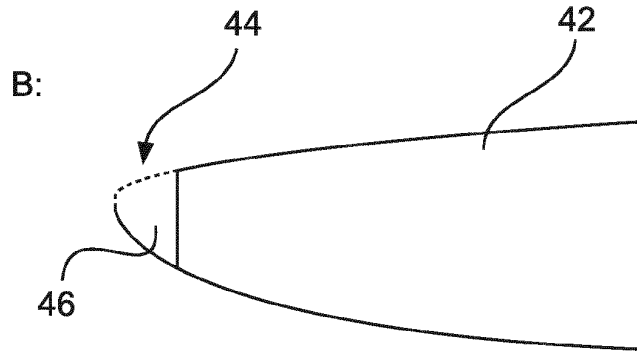
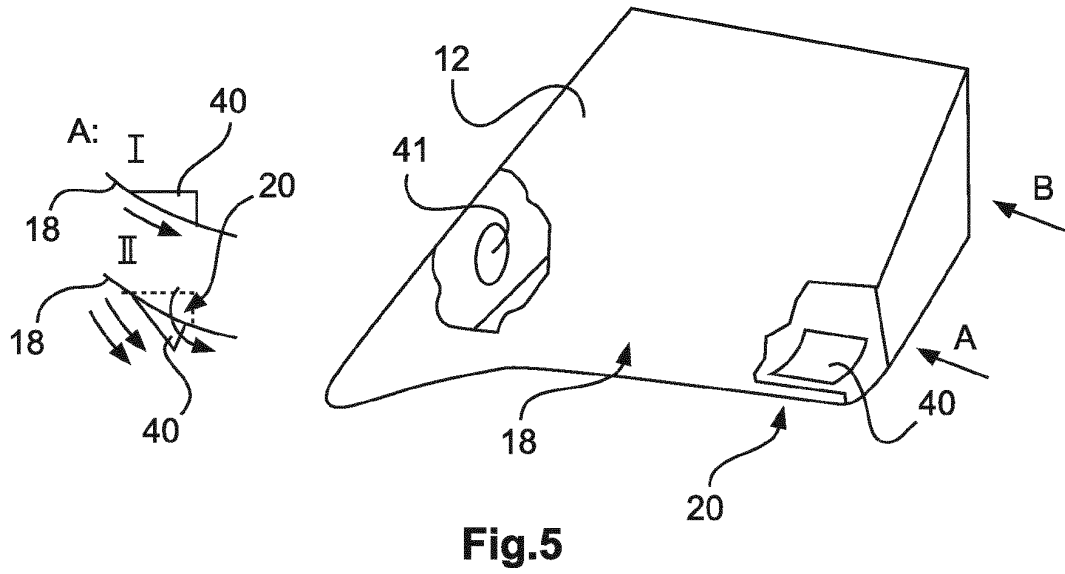


Fig. 4



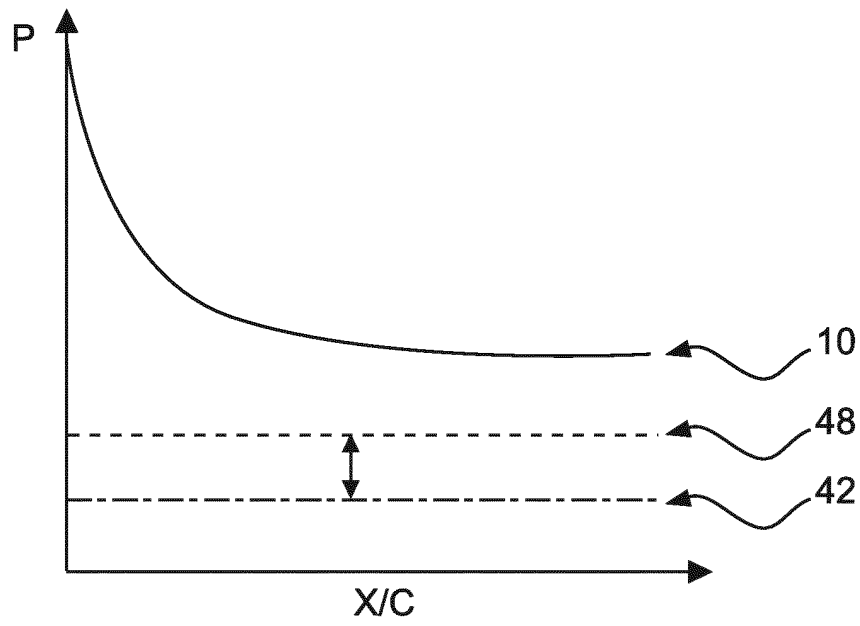


Fig.8

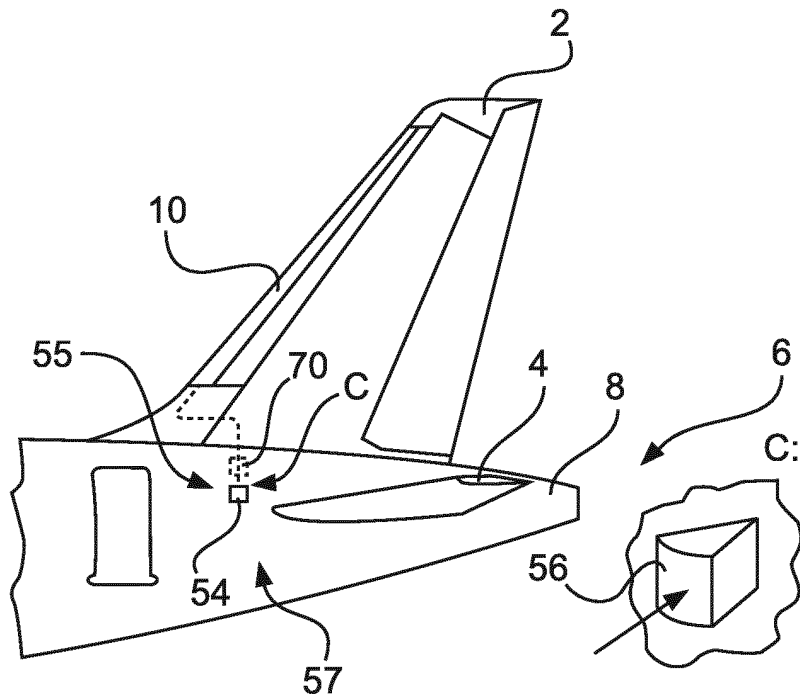


Fig.9

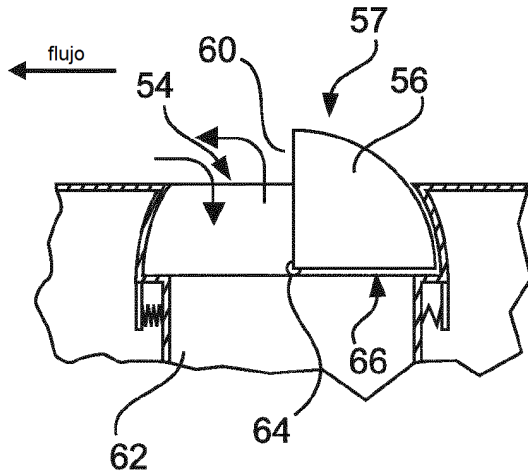


Fig.10a

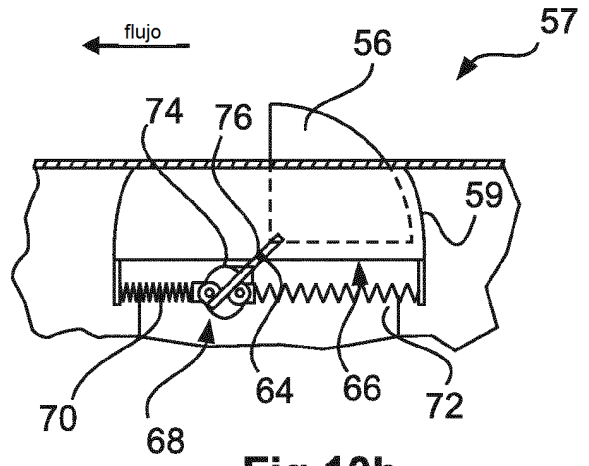


Fig.10b

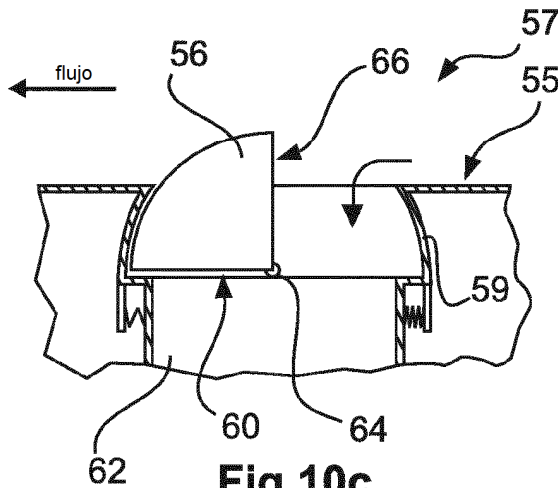


Fig.10c

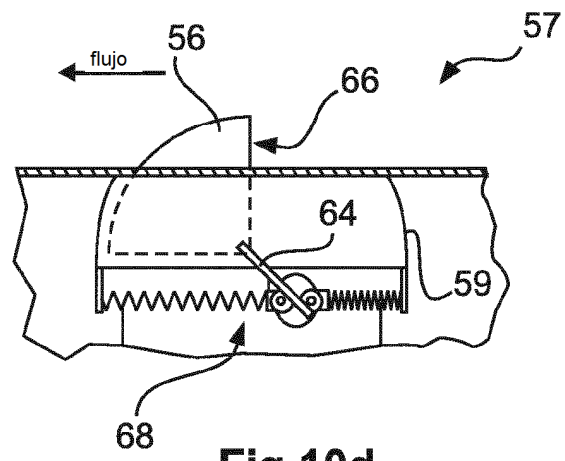


Fig.10d

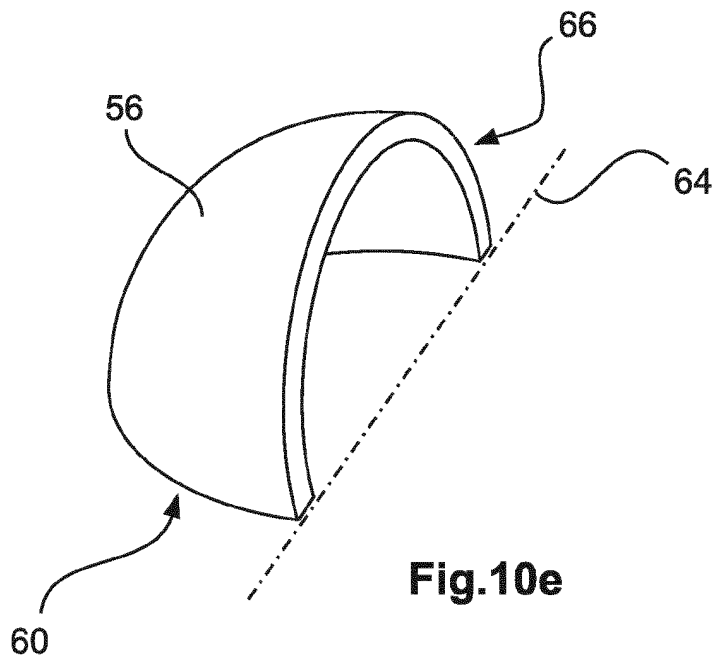


Fig.10e

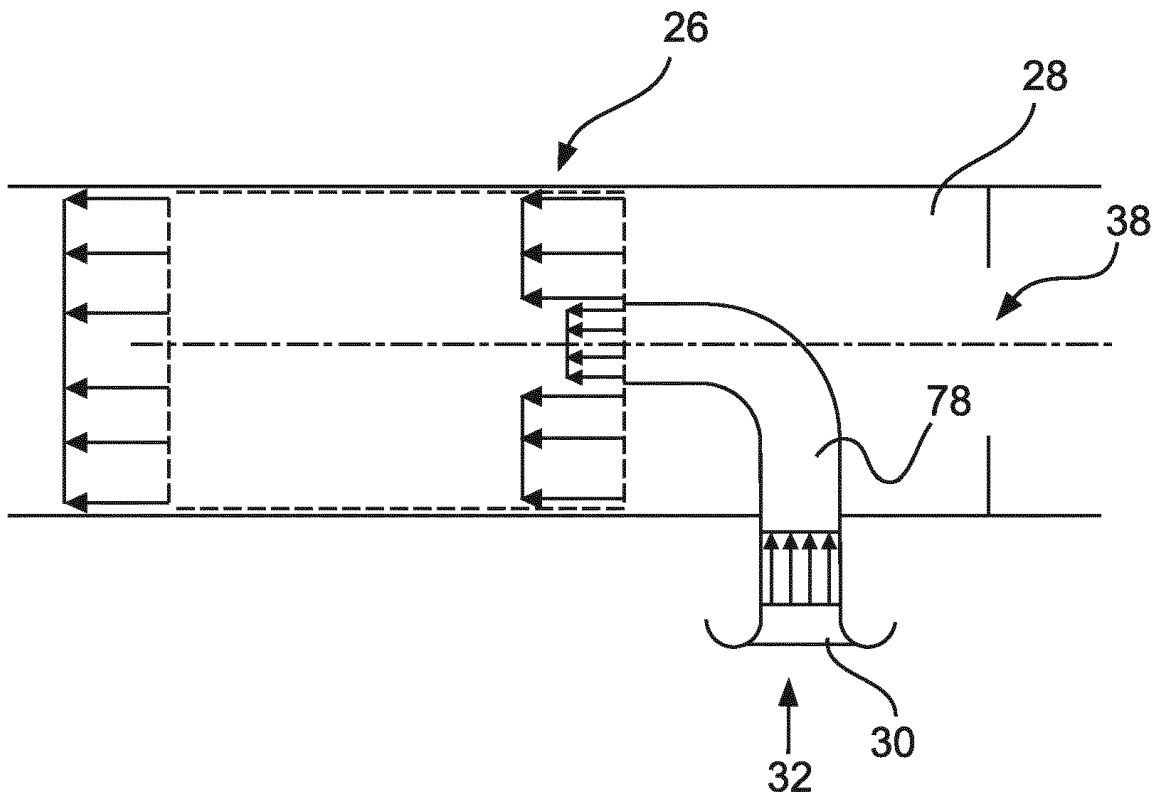


Fig.11