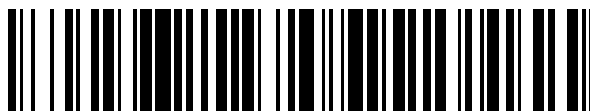


19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 368 870**

51 Int. Cl.:
B64C 21/02 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

- 96 Número de solicitud europea: **07848733 .7**
96 Fecha de presentación: **20.12.2007**
97 Número de publicación de la solicitud: **2091814**
97 Fecha de publicación de la solicitud: **26.08.2009**

54 Título: **ESTABLECIMIENTO DE FLUJO DE CAPA LÍMITE LAMINAR EN UN CUERPO DE PERFIL AERODINÁMICO.**

30 Prioridad:
21.12.2006 GB 0625612

45 Fecha de publicación de la mención BOPI:
23.11.2011

45 Fecha de la publicación del folleto de la patente:
23.11.2011

73 Titular/es:
**GASTER CONSULTANTS LTD
9 HIGH PARK ROAD
KEW RICHMOND SURREY TW9 4BL, GB**

72 Inventor/es:
GASTER, Michael

74 Agente: **Tomas Gil, Tesifonte Enrique**

ES 2 368 870 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

Establecimiento de flujo de capa límite laminar en un cuerpo de perfil aerodinámico

5 [0001] Esta invención se refiere al establecimiento de flujo de capa límite laminar en un cuerpo de perfil aerodinámico. En particular, la invención se refiere al mantenimiento de un flujo laminar a lo largo de la línea de fijación de un cuerpo de perfil aerodinámico con un borde de ataque inclinado hacia la dirección de flujo de fluido, tal como un ala o aleta en flecha. La invención también se extiende a otros cuerpos de perfil aerodinámico o hidrodinámico como aletas, y rodas y quillas de embarcación, en flecha hacia adelante o atrás.

10 [0002] Es conveniente reducir la resistencia de fricción superficial en superficies aerodinámicas para reducir costes de combustible y por consiguiente la contaminación provocada por el combustible quemado. Las capas límite laminares crean fuerzas de resistencia de fricción menores en un cuerpo de perfil aerodinámico que los flujos turbulentos. Por lo tanto, se consiguen ventajas significativas al mantener o restablecer el flujo laminar sobre la superficie del cuerpo tanto como sea posible.

15 [0003] Hay varias propuestas para mantener el flujo laminar sobre un perfil aerodinámico, tales como succión superficial o enfriamiento superficial. No obstante, el éxito de estas formas de control de flujo laminar activo es contingente al estar la capa límite en la línea de fijación en un estado laminar. La capa límite natural en la línea de fijación de un ala en flecha será laminar o turbulenta, dependiendo del valor del número de Reynolds de la capa límite de fijación. Si este parámetro es lo suficientemente pequeño el flujo será laminar, pero sobre un primer, o más bajo, valor crítico, el flujo turbulento de la región de raíz se propagará fuera de borda y contaminará la línea de fijación entera causando que la capa límite sea turbulenta. Esto se debe a que ahí tiende a ser un componente de envergadura de flujo aéreo moviéndose a lo largo de un ala en flecha desde la raíz a la punta. Cuando el número de Reynolds está por encima de algún segundo valor crítico mayor, la capa límite en la línea de fijación es inestable y se convertirá en un estado turbulento.

20 [0004] El flujo sobre las alas en flecha de la mayoría de los aviones de transporte tiende a estar en el intervalo intermedio entre los primeros y los segundos valores críticos, de manera que el flujo tiende a ser turbulento a menos que se haga algo para prevenir la contaminación del flujo turbulento que se forma inevitablemente en la raíz del ala.

25 [0005] Ha habido varias propuestas para prevenir o mitigar los efectos de la contaminación de la capa límite del borde de ataque. En una propuesta, el flujo laminar a lo largo del borde de ataque se restablece reduciendo localmente el radio del borde de ataque con un reborde, reduciendo así el número de Reynolds en la línea de fijación. Este método hace que la capa límite vuelva a un estado laminar, pero el radio de borde de ataque reducido inevitablemente afecta al rendimiento del perfil aerodinámico de varias maneras.

30 [0006] La patente US 3.288.399 describe una disposición en la que una "protuberancia" con un extremo frontal romo y una superficie inclinada posterior se ajusta al borde de ataque. El extremo romo crea una región de estancamiento por la cual una capa límite laminar se establece en la superficie posterior. La "protuberancia" se ha usado exitosamente tanto en túnel aerodinámico como en experimentos de vuelo, pero se puede obtener sólo una forma adecuada mediante experimentos de túnel aerodinámico. No obstante, parece que hay un límite de número de Reynolds más allá del que la protuberancia no previene la contaminación.

35 [0007] En US 3406929, un manguito se superpone en un perfil aerodinámico en flecha para capturar una capa límite "neumática" de aire y para emitir el aire entre el manguito y el perfil aerodinámico a la punta del perfil aerodinámico.

40 [0008] Mientras el flujo laminar se puede obtener proporcionando aberturas de succión a lo largo del borde de ataque, esto requiere una cantidad muy grande de succión y es tan complicado y costoso que los beneficios no compensan las desventajas.

45 [0009] Existe, por lo tanto, una necesidad de una disposición capaz de relaminar el flujo de capa límite a lo largo de la línea de fijación que supere o mitigue al menos algunas de las desventajas de las disposiciones existentes. Esta invención tiene como objetivo establecer el flujo laminar por un medio simple que inicia una capa límite laminar fresca en la línea de fijación y se deshace del flujo de capa límite turbulenta, sin ocasionar una perturbación grave al flujo sobre el cuerpo.

50 [0010] Por consiguiente, esta invención proporciona un cuerpo de perfil aerodinámico conforme a la reivindicación 1. El cuerpo de perfil aerodinámico comprende un borde de ataque y un conducto con una abertura de entrada que se extiende alrededor del borde de ataque para recibir el flujo de la capa límite a lo largo de la envergadura; y una abertura de salida dispuesta debajo de la envergadura de la abertura de entrada. La anchura de la abertura de entrada del conducto, normal en el borde de ataque, se extiende sobre el intervalo de las posiciones del punto de fijación a lo largo del borde de ataque del cuerpo de perfil aerodinámico donde el aire que afecta al borde de ataque no pasa ni por encima ni por debajo del cuerpo de perfil aerodinámico.

65

[0011] Así el flujo de capa límite turbulento que tiende a formarse y a fluir bajo la envergadura de un ala en flecha entra en el conducto, y se dirige fuera del conducto. Un flujo de capa límite laminar fresca puede luego continuar a lo largo de la línea de fijación en el borde de ataque por debajo de la entrada del conducto, libre de contaminación. El modelado informático del cuerpo de perfil aerodinámico conforme a la invención predice una reducción del 6% en la resistencia de viscosidad para el cuerpo de perfil aerodinámico solo que tiene el potencial de llevar a una reducción de resistencia global para un avión de alrededor del 2%. Esto representa sucesivamente un ahorro significativo en consumo de combustible.

[0012] Preferiblemente la entrada del conducto se forma por una discontinuidad en el borde de ataque que puede, por ejemplo, proporcionar un espacio extendiéndose en la dirección en sentido de la cuerda. Por ejemplo, se puede fijar una placa alrededor del borde de ataque para formar el conducto. La placa se puede elevar de modo que el borde de la apertura de entrada sobresale protuberante de la superficie del borde de ataque al extremo superior a lo largo de la envergadura, por ejemplo, sostenido por pilares. La placa se puede inclinar a lo largo de la envergadura en dirección hacia la superficie del borde de ataque para ser continua con el borde de ataque en un extremo a lo largo de la envergadura en dirección del flujo. Con esta disposición, los lados de la placa forman un par de aberturas de salida para que el flujo directo entre en el conducto al exterior en dirección del flujo del borde de ataque. Tal flujo de descarga no disturba el flujo laminar que se puede establecer en la superficie externa de la placa.

[0013] Convenientemente, la placa es rectangular, y se curva para seguir el contorno del borde de ataque. El extremo superior de la envergadura de la placa que forma la entrada del conducto puede estar adicionalmente curvado o inclinado hacia el borde de ataque para ayudar en la fijación de flujo. Con una forma rectangular los bordes laterales de la placa que forman las dos salidas de los conductos están dispuestos para descargar flujo sustancialmente normal al flujo de capa límite a lo largo de la envergadura.

[0014] La placa puede alternativamente tener, por ejemplo, forma de delta de modo que forma aberturas de salida dispuestas para descargar corrientes de aire a menos de 90° en la dirección del flujo a lo largo de la envergadura a lo largo del borde de ataque. En el contexto de este documento, la referencia a un ángulo agudo tiene como objetivo abarcar ángulos mayores de 0° y hasta 90° incluidos.

[0015] En una forma de realización preferente, la altura o espaciado de la entrada del conducto sobre el borde de ataque del cuerpo de perfil aerodinámico es mayor que la profundidad del flujo de capa límite a lo largo de la envergadura, por lo cual se puede formar un nuevo flujo laminar sobre la superficie externa de la placa.

[0016] La invención se describirá ahora, mediante ejemplos, haciendo referencia a los dibujos anexos, en los que:

La Figura 1 es una vista en perspectiva esquemática de un avión que puede tener una ala comprendiendo un cuerpo de perfil aerodinámico conforme a la invención;

La Figura 2 es una vista frontal esquemática parcialmente desfragmentada de la zona del borde de ataque de un cuerpo de perfil aerodinámico según una forma de realización de la presente invención;

La Figura 3 es una vista transversal parcialmente desfragmentada de la disposición de la Figura 2 tomada en las líneas III-III;

La Figura 4 es una vista frontal de un cuerpo de perfil aerodinámico según otra forma de realización de la invención;

Las Figuras 5 y 6 son vistas transversales de cuerpos según otras formas de realización de la invención;

La Figura 7 es una vista frontal de un cuerpo según una realización aún más de la invención;

La Figura 8 es una vista frontal de un cuerpo alternativo no conforme a la invención;

La Figura 9 es una vista transversal a través del borde de ataque tomada en las Figuras IX-IX de la Figura 8.

[0017] En referencia a la Figura 1, un avión tiene un fuselaje 10 y cuerpos de perfil aerodinámico en forma de un ala en flecha 12. En un vuelo normal hacia adelante, la corriente de aire sobre las alas, indicada por las flechas 16, se divide en el borde de ataque del ala en aire que fluye por la superficie superior (flechas 16¹) y aire que fluye por la superficie inferior (16¹¹). Entre estos hay un punto en el que el aire no pasa ni por encima ni por debajo del ala, conocido como un punto de fijación, que está a una presión relativamente alta. La localización de los puntos de fijación en la envergadura a lo largo del borde de ataque define la línea de fijación que se indica mediante la línea de puntos 18 en la Figura 1. El aire que empuja en el borde de ataque del ala también tiende a moverse en envergadura a lo largo del ala en la dirección de flecha. Tal flujo puede ser laminar, pero se puede volver turbulento debido a discontinuidades en la raíz del ala o en un pílón, o simplemente debido a pequeñas discontinuidades en la superficie o restos en el borde de ataque del ala.

[0018] Haciendo referencia ahora a las Figuras 2 y 3, un cuerpo o ala de perfil aerodinámico según la invención incluye una placa 20 curvada sustancialmente al mismo radio que el borde de ataque del ala 22, y situada para extenderse alrededor del borde de ataque para formar un conducto. La placa 20 tiene una anchura 29 suficiente de manera que ésta se extiende lo suficientemente lejos, habitual al borde de ataque del cuerpo de perfil aerodinámico, para que la línea de fijación 18 coincida con la placa 20 sobre el intervalo previsto de ángulos de incidencia del ala. Así, la zona del borde de ataque coincidente con los puntos de fijación, donde el aire que empuja no fluye ni por arriba ni por debajo del ala, cambia con respecto al ángulo del ala durante el vuelo y la anchura de la placa 20 se extiende a través de todas las zonas posibles del borde de ataque coincidentes con los lugares potenciales de los puntos de fijación durante el vuelo.

[0019] El borde superior a lo largo de la envergadura 24 de la placa se levanta desde el borde de ataque 22 en una dirección habitual al mismo en los pilares 21 para formar una entrada de conducto 27. El extremo inferior a lo largo de la envergadura 26 de la placa se repliega en la superficie del borde de ataque del ala 22. Entre los extremos 24 y 26, un conducto convergente se forma bajo la placa, con aberturas de salida 23, sustancialmente triangulares en forma, a lo largo de cada lateral del mismo.

[0020] En funcionamiento, el flujo de capa límite a lo largo de la envergadura BL_t , que puede ser turbulento, entra en la entrada del conducto 27 y se encuentra una zona de estancamiento 28 en el conducto definido por la fusión del extremo inferior 26 de la placa 20 y el borde de ataque del ala 22. Esto hace que el flujo salga lateralmente por cualquier lado de la placa 20 de las aberturas de salida 23 definidas entre la placa 20 y el borde de ataque del ala 22. El extremo superior de la placa 20 está separado sobre la capa límite turbulenta BL_t . Un flujo de capa límite laminar BL_t puede así iniciarse en la superficie externa de la placa 20 en el borde superior 24 de la placa, y puede propagarse a lo largo de la envergadura a lo largo de la superficie de la placa 20 para reunirse con el borde de ataque 22. Esto establece un flujo laminar en el borde de ataque del cuerpo inferior de la envergadura de la placa 20.

[0021] La placa 20 puede adoptar muchas formas. En la disposición de las Figuras 2 y 3 es generalmente de forma rectangular alargada, pero se muestran otras formas en las Figuras 4 a 7. Con una forma rectangular los dos bordes laterales, que se extienden entre la entrada del conducto superior a lo largo de la envergadura y el borde de la placa inferior en vergadura, están dispuestos para descargar flujo sustancialmente normal en la dirección del flujo a lo largo de la envergadura del flujo de capa límite. En la Figura 4 la placa 33 es un tanto más corta. Ésta tiende a aumentar su ángulo de pendiente, que tiende a causar la separación del flujo en el extremo superior y por consiguiente un flujo turbulento sobre la superficie expuesta de la placa 33. Por lo tanto, en esta forma de realización el extremo superior 35 de la placa 33 se puede inclinar o curvar hacia el borde de ataque como se muestra en la Figura 5. Alternativamente, la forma transversal de la placa 33 puede estar acodada como se muestra en la Figura 6 de modo que la zona del extremo superior 37 se encuentra generalmente equiespaciada o "paralela" al borde de ataque y la parte del extremo inferior 39 se inclina con respecto a la misma.

[0022] En la Figura 7, la placa 41 es generalmente deltoide con ángulos redondeados en el extremo superior a lo largo de la envergadura 43. Con una forma deltoide, las dos salidas del conducto están dispuestas para descargar flujo en un ángulo menor de 90° en dirección a lo largo de la envergadura de flujo de capa límite.

[0023] Haciendo referencia ahora a las Figuras 8 y 9, la entrada del conducto 38 está incorporada a la superficie del borde de ataque del ala. El conducto 36 toma la forma de una cámara de tranquilización, con la entrada siendo una abertura abriéndose y extendiéndose alrededor de la superficie del borde de ataque. El extremo inferior a lo largo de la envergadura de la apertura 38 define un borde libre 40 para iniciar un flujo de capa límite laminar. La cámara de tranquilización 36 está dispuesta para retirar la capa límite turbulenta BL_t fluyendo a lo largo de la línea de fijación 18 hacia arriba a lo largo de la envergadura de la apertura de entrada 38 para prevenir la contaminación de la capa límite laminar hacia abajo. Un bomba de succión 42 se puede emplear para arrastrar la capa límite turbulenta a la cámara de tranquilización 36 y para descargar ésta a lo largo de un canal 44 a una abertura de salida a la popa del ala. Alternativamente el flujo se puede descargar naturalmente debido a la presión inferior existente en la salida del canal 44.

[0024] Al realizar pruebas, algunos de los dispositivos anteriores resultaron un éxito para prevenir la contaminación turbulenta hasta números Reynolds cerca del límite de estabilidad lineal sobre un intervalo de diferentes ángulos en flecha. Los dispositivos tenían una considerable tolerancia de incidencia y los detalles de las formas usadas no parecen ser críticos. Estudios iniciales indican que los dispositivos expuestos anteriormente serán más simples y baratos de instalar que la única alternativa actualmente viable, la succión.

[0025] Mientras el flujo descendente en sentido de la cuerda de los conductos puede volverse turbulento, siempre que el flujo se pueda mantener laminar a lo largo de la línea de fijación, se pueden conseguir reducciones valiosas de resistencia en las alas que de otro modo serían turbulentas. Por ejemplo, alrededor del 1-2% del flujo de superficie puede resultar laminar mediante esta invención, consiguiendo una reducción en la fricción superficial del ala del 3-6%. Esto se debe a que la fricción superficial del flujo turbulento es muy alto alrededor de la línea de fijación. Si la invención se usa conjuntamente con métodos de succión conocidos a lo largo de la superficie restante

del ala, una proporción más grande del flujo se puede mantener laminar. Para conseguir esto, se pueden proporcionar diferentes conductos en intervalos a lo largo del borde de ataque del perfil aerodinámico o ala. Por ejemplo, alrededor de cinco conductos pueden servir para un avión de transporte de tamaño medio.

5 [0026] Además el coeficiente máximo de sustentación se puede mejorar cuando el flujo en el borde de ataque es laminar.

10 [0027] Otra característica importante de esta invención es que la capacidad para mantener la capa límite de línea de fijación laminar significa que la transferencia de calor a través de la capa límite es menor que con una capa turbulenta. Para vehículos que operan en condiciones extremas, por ejemplo vehículos de reentrada, esto significa que los requisitos de aislamiento/refrigeración para la estructura de borde de ataque pueden ser menos extremos, reduciendo así costes y peso.

15 [0028] Se debería tener en cuenta también que las formas de realización de las Figuras 2 a 7 se pueden retroajustar a un avión existente.

REIVINDICACIONES

- 5 1. Cuerpo de perfil aerodinámico (12) comprendiendo: un borde de ataque, el borde de ataque incluyendo una línea de fijación (18) siendo una zona donde el aire empujando en la zona fluye en una capa límite a lo largo de la envergadura por el borde de ataque y un conducto, teniendo el conducto una entrada de conducto (27) para recibir a lo largo de la envergadura el flujo a lo largo del borde de ataque del cuerpo de perfil aerodinámico (12), el conducto estando formado por el borde de ataque del cuerpo de perfil aerodinámico (12) y un elemento de placa (20) unido sobre y alrededor del borde de ataque, el elemento de placa (20) estando separado del borde de ataque en un extremo aguas arriba a lo largo de la envergadura del elemento de placa para formar con el borde de ataque la entrada de conducto (27) que se extiende alrededor del borde de ataque, el conducto comprendiendo además una salida de conducto (23) para descargar el flujo, **caracterizado por el hecho de que** el elemento de placa (20) tiene una anchura que se extiende sobre el intervalo de posiciones de la línea de fijación (18), el elemento de placa (20) colindando con el borde de ataque del cuerpo de perfil aerodinámico (12) en un extremo aguas abajo a lo largo de la envergadura del elemento de placa por la cual la salida de conducto (23) está dispuesta aguas abajo a lo largo de la envergadura de la entrada de conducto (27) y se forma a lo largo de un borde lateral del elemento de placa (20) que se extiende entre los extremos aguas arriba y aguas abajo del mismo a lo largo de la envergadura.
- 10
- 15
2. Cuerpo de perfil aerodinámico según la reivindicación 1, donde el elemento de placa (20) tiene bordes laterales opuestos y cada borde lateral forma una salida de conducto (23) en combinación con el borde de ataque.
- 20 3. Cuerpo de perfil aerodinámico según las reivindicaciones 1 ó 2, en el que el elemento de placa (20) es rectangular y se curva con sustancialmente el mismo perfil que el borde de ataque.
- 25 4. Cuerpo de perfil aerodinámico según cualquiera de las reivindicaciones 1, 2 ó 3, en el que el espaciado de la entrada de conducto (27) sobre el borde de ataque es mayor que la profundidad del flujo de capa límite a lo largo de la envergadura.

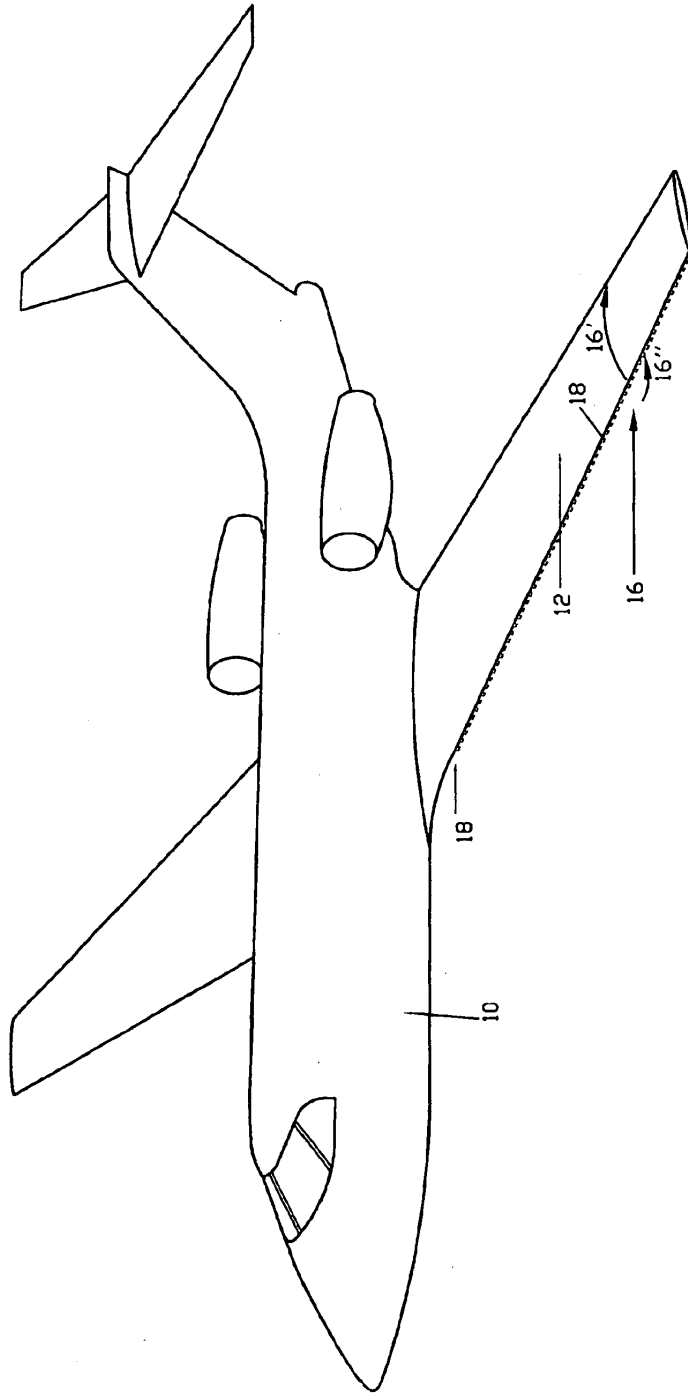


Figura 1

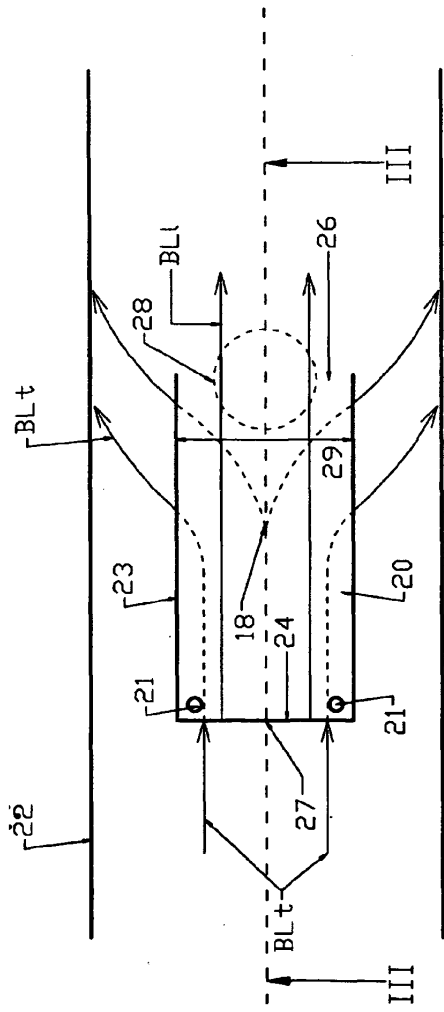


Figura 2

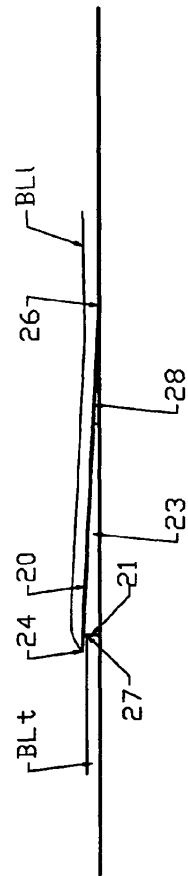


Figura 3

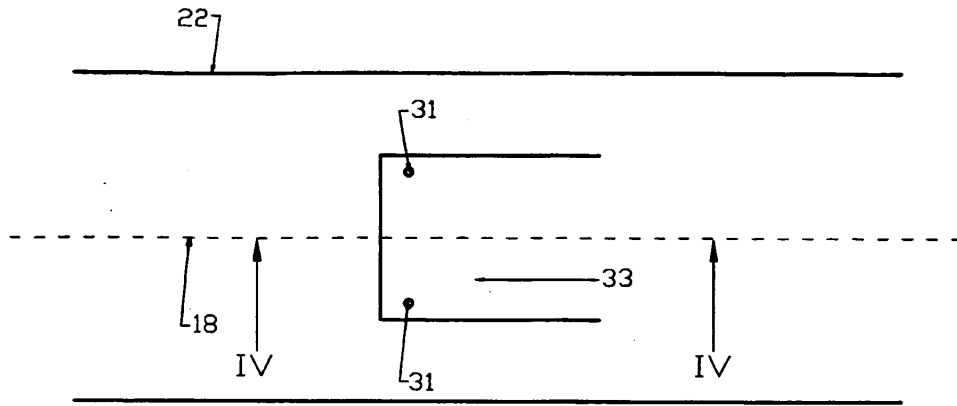


Figura 4

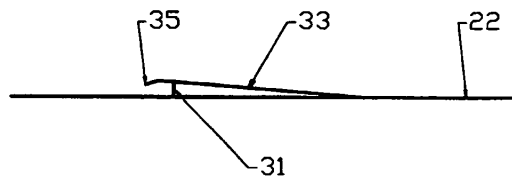


Figura 5

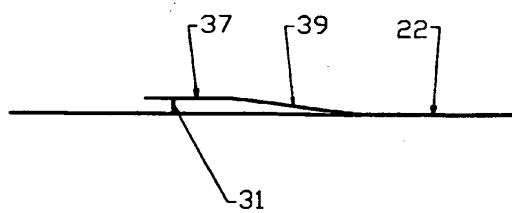


Figura 6

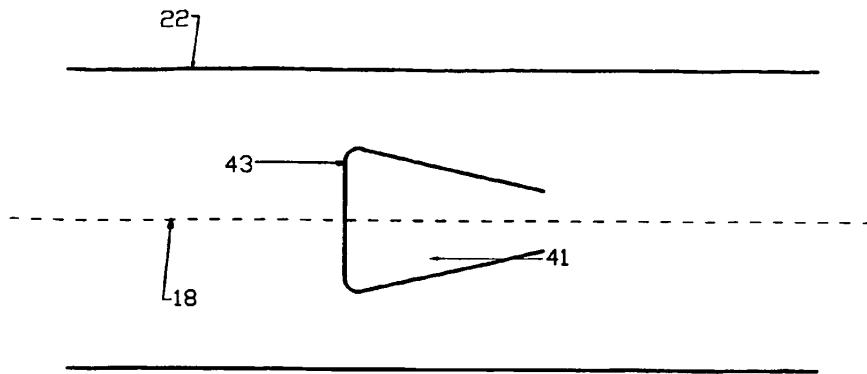


Figura 7

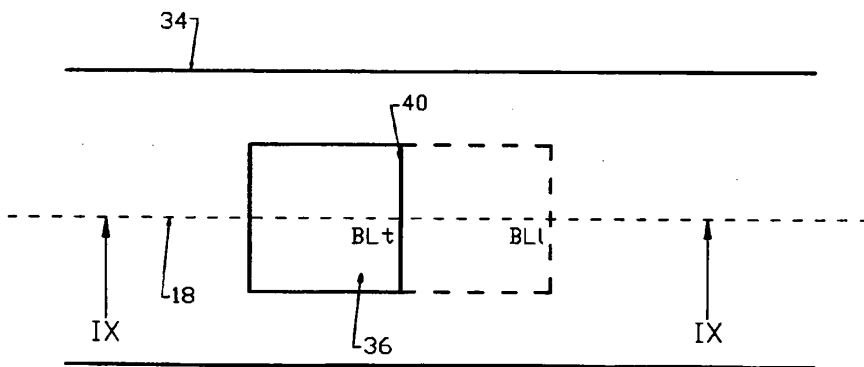


Figura 8

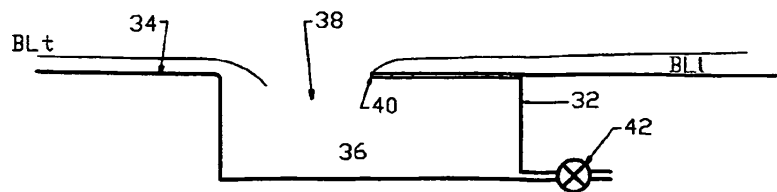


Figura 9