



19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA

11 Número de publicación: **2 302 228**

51 Int. Cl.:
F02K 1/34 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

86 Número de solicitud europea: **05778768 .1**

86 Fecha de presentación : **23.06.2005**

87 Número de publicación de la solicitud: **1766218**

87 Fecha de publicación de la solicitud: **28.03.2007**

54 Título: **Reactor de avión equipado con un dispositivo de reducción del ruido de los chorros propulsores.**

30 Prioridad: **05.07.2004 FR 04 07444**

45 Fecha de publicación de la mención BOPI:
01.07.2008

45 Fecha de la publicación del folleto de la patente:
01.07.2008

73 Titular/es: **CENTRE NATIONAL DE LA
RECHERCHE SCIENTIFIQUE (CNRS)
3, rue Michel-Ange
75794 Paris Cédex 16, FR
Université de Poitiers**

72 Inventor/es: **Bonnet, Jean-Paul;
Delville, Joel;
Jordan, Peter y
Laurendeau, Estelle**

74 Agente: **Elzaburu Márquez, Alberto**

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

Reactor de avión equipado con un dispositivo de reducción del ruido de los chorros propulsores.

5 La presente invención se refiere al ámbito de los reactores de aviones y, especialmente, a los dispositivos que permiten reducir los ruidos generados por los reactores de aviones.

Las molestias sonoras que provienen de un avión se producen principalmente durante las fases de despegue y de aproximación, y se sitúan especialmente a nivel del reactor del avión y del chorro de salida de éste.

10 Debido a las molestias, cada vez mayores, que se imponen a los vecinos de aeropuertos, relacionadas con los ruidos generados por los motores, los cuales se agravan por el aumento del tráfico, la limitación de los ruidos durante el despegue o el aterrizaje constituye hoy día, pero también para el futuro, una vía de investigación primordial.

15 En efecto, el paso al Capítulo 4 de la OACI (Organización de la Aviación Civil Internacional) prevé imponer una disminución de 10 dB con respecto al Capítulo 3 desde el 1º de enero de 2006.

20 A día de hoy, no se dispone de ningún método efectivo. Existen muchos métodos que se basan, principalmente, en la mezcla de los chorros propulsores a la salida de los reactores de aviones, estando compuestos los chorros propulsores de un chorro primario caliente que sale de la tobera del reactor, y de un flujo secundario que fluye entre la pared externa de la tobera y la pared interna del reactor, pero estos siguen siendo limitados con miras a la reducción de algunos de los decibelios exigidos.

25 Por la técnica anterior, se conocen, en particular, métodos pasivos que consisten en una modificación de la geometría del labio del chorro que hay que manipular. Estos dispositivos, tales como los mezcladores de lóbulos y las aletas miniatura, son, sin embargo, difícilmente desmontables.

30 Entre los métodos activos de control de la mezcla adaptados a los chorros subsónicos o supersónicos, se encuentran los accionadores neumáticos o mecánicos. Sin embargo, estando situada la región de receptividad máxima en el labio de salida del chorro, las escalas características del flujo son entonces muy pequeñas y de frecuencias muy elevadas. Estas limitaciones, añadidas al hecho de que la región correspondiente es difícilmente accesible en el caso de los reactores de aviones comerciales, hacen que tales dispositivos de control de chorros se adapten mal a una puesta en práctica *in situ*.

35 Un método, actualmente en desarrollo en la NASA con la sociedad Boeing, consiste en utilizar barras colocadas en los bordes de fuga de las salidas de los motores. Sin embargo, la utilización de tales barras presenta un cierto número de inconvenientes.

40 En particular, debido a la masa añadida al motor, asociada a su carácter permanente, las barras imponen una pérdida de empuje del orden del 0,3% por motor, provocando entonces una reducción de las prestaciones, incluso un sobreconsumo durante toda la duración del crucero, siendo entonces su acción en esta fase inútil.

45 Además, las barras físicas ofrecen un equipo “inmovilizado” en su geometría: las barras están, por tanto, configuradas para alcanzar un nivel de prestaciones satisfactorio para todos los regímenes del avión. Éstas ofrecen un compromiso no sistemáticamente optimizado para todos los regímenes. En particular, siendo el régimen del motor muy diferente según la fase del vuelo, según que se trate de un despegue, de una aproximación, o de un aterrizaje de un avión, la geometría de las barras debería estar adaptada al régimen correspondiente.

50 Con el fin de paliar este último inconveniente, están en curso de desarrollo otros métodos, denominados de retracción parcial. Entre estos métodos, que consisten en modificar los ángulos de penetración de las barras, un procedimiento consiste en utilizar materiales con memoria de forma. Sin embargo, tales métodos continúan siendo relativamente complejos de poner en práctica y poco adaptativos.

55 Por otra parte, por el documento FR-A-1 195 859, se conoce una tobera en la cual los chorros auxiliares son expulsados en el borde de fuga de la tobera, en puntos repartidos alrededor del chorro principal. Estos chorros auxiliares están inclinados en dirección al eje de la tobera y tienen, además, una componente tangencial, de modo que pueden converger dos a dos. Sin embargo, esta componente tangencial es muy pequeña, convergiendo los chorros a gran distancia de la salida de la tobera, típicamente a una distancia indicada como necesaria, del orden de cinco veces el diámetro de la tobera.

60 El documento US-A-6 571 549 describe, igualmente, un procedimiento de reducción del ruido generado por una tobera por expulsión de chorros auxiliares pulsados periféricos. Estos chorros están inclinados con respecto al eje de la tobera, pero en planos radiales, sin componente tangencial. Éste documento, por tanto, no describe chorros convergentes.

65 El documento EP-A-1 493 912 describe la combinación de un sistema de barras hidráulicas y de una pantalla térmica configurable. Como en el documento precedente, los chorros auxiliares de las barras hidráulicas están inclinados

ES 2 302 228 T3

con respecto al eje del chorro principal, pero no está prevista ninguna componente tangencial. El dispositivo descrito en este documento necesita la adición de piezas mecánicas, conduciendo, así, a un motor más pesado y delicado de poner en práctica.

5 La presente invención pretende, entonces, poner remedio a los inconvenientes de la técnica anterior, proponiendo un dispositivo de reducción del ruido simple de poner en práctica y que ofrezca muy poca masa añadida.

La presente invención tiene por objeto, igualmente, proponer un dispositivo de reducción del ruido adaptable en función del régimen del motor, siendo éste diferente según que se trate de una fase de despegue, de aproximación o de
10 aterrizaje. En particular, el dispositivo de acuerdo con la invención presenta la ventaja de no funcionar durante la fase de crucero, en la que un dispositivo de este tipo es inútil y, por tanto, de no aumentar el consumo.

La presente invención tiene por objeto, igualmente, ofrecer un dispositivo de reducción del ruido que pueda ser
15 montado en los equipos de motor ya en servicio y esto sin modificación importante de lo existente.

Para hacer esto, la presente invención se refiere a un reactor de avión que comprende una tobera que expulsa un chorro propulsor, o que comprende la confluencia de dos chorros propulsores, presentando la citada tobera una o dos coronas de salida que comprenden medios de perturbación del citado o de los citados chorros primarios, constituidos,
20 al menos, por un par de conductos por los cuales son expulsados chorros de aire, desembocando los citados conductos en la salida de la citada tobera, estando los conductos de cada par dispuestos convergentes uno respecto del otro para generar a la salida un triángulo de interacción de los chorros de aire, convergiendo los conductos de cada par uno hacia el otro a la salida de la citada tobera según un ángulo de convergencia en el vértice comprendido entre 40 grados y 70 grados, y preferentemente un ángulo de convergencia del orden de 60 grados.

25 Los fenómenos en juego son, por tanto, a escala mucho más pequeña, de aproximadamente un orden de magnitud, que el documento FR-A-1 195 859, puesto que en la invención la convergencia de los chorros se produce a una distancia del orden de la mitad o de la quinta parte del diámetro de la tobera, frente a cinco veces el diámetro en el documento antes citado.

30 Parecería que a esta escala, se obtendrían a la vez los efectos de las barras hidráulicas y de la pantalla térmica del documento EP-A-1 493 912.

Ventajosamente, los conductos están dispuestos en la corona de salida para presentar con respecto al eje del chorro primario un ángulo de penetración comprendido entre 8 grados y 40 grados, y preferentemente un ángulo de penetra-
35 ción del orden de 20 a 35 grados.

Ventajosamente, los medios de perturbación comprenden de 1 a 24 pares de conductos.

40 Ventajosamente, los pares de conductos están repartidos en la corona de salida de modo que el conducto que converge en un sentido, se yuxtapone a un conducto, de convergencia opuesta, del par de conductos adyacente.

Ventajosamente, los conductos consisten en tubos repartidos en la pared exterior de la citada corona de salida.

45 Ventajosamente, los conductos están constituidos por canales integrados en el espesor de la corona de salida.

Ventajosamente, los conductos están unidos a una alimentación de aire comprimido a través de un conducto de llegada de aire, siendo realizada la alimentación, preferentemente, a nivel de la parte de alta presión del citado reactor. De acuerdo con un modo de realización ventajoso de la invención, el conducto de llegada de aire de un conducto de un
50 par constituye el conducto de llegada de aire del conducto del par adyacente y que presenta una convergencia opuesta.

Ventajosamente, los conductos presentan un diámetro de 20 a 50 veces más pequeño que el de la tobera en la salida.

Ventajosamente, los chorros de salida convergen con respecto al eje del citado chorro primario según un ángulo
55 comprendido entre 8 grados y 40 grados.

Ventajosamente, los chorros de aire consisten en chorros de aire cuyo caudal está controlado.

Ventajosamente, los pares de conductos podrán estar repartidos simétricamente o no en la corona de salida de la
60 citada tobera.

En un modo de realización particular, los pares de conductos pueden estar repartidos solamente en una semicorona, en la parte baja, con el fin de reducir los caudales requeridos; esta configuración permite reducir los ruidos percibidos en las zonas situadas por debajo del avión; la disimetría generada en el chorro propulsor puede contribuir, también,
65 a aumentar la sustentación por creación de un empuje vertical, permitiendo, así, reducir los tiempos de subida del avión.

En un modo de realización particular, están previstos medios para arrastrar en rotación alrededor de ellos mismos a los chorros de aire expulsados por los citados conductos. Puede tratarse, por ejemplo, de álabes fijos o de una hélice

ES 2 302 228 T3

loca montados en el interior o en la salida de los conductos, de ranuras helicoidales formadas en la superficie interior de los conductos, o también de los propios conductos que tendrían una forma helicoidal.

Igualmente, en un modo de realización particular, la relación másica entre el caudal de los chorros de aire expulsados por los citados conductos y el del chorro propulsor está comprendida entre, aproximadamente, el 0,3% y el 2%. Se trata de un caudal pequeño totalmente compatible con un funcionamiento conveniente del motor.

La presente invención se refiere, igualmente, a un avión que comprende reactores tales como los descritos anteriormente.

La invención se comprenderá mejor con la ayuda de la descripción, hecha a continuación a título puramente explicativo, de un modo de realización de la invención, refiriéndose a los dibujos anejos, en los cuales:

- la figura 1 ilustra una vista en perspectiva de una salida de tobera que equipa un reactor de avión de acuerdo con la invención;

- la figura 2 ilustra el funcionamiento de la invención; y

- la figura 3 es un diagrama de las velocidades radiales en función de la distancia a la salida de la tobera.

La figura 1 ilustra una salida de tobera (1) de un reactor de avión, provista de un dispositivo que permite reducir el ruido provocado por los chorros propulsores del reactor, especialmente durante las fases de despegue o de aproximación del avión.

Para hacer esto, la citada salida de tobera (1) está constituida, a nivel de su salida, por una corona de salida (2) que comprende chorros de control.

Preferentemente, la citada corona de salida (2) comprende chorros que convergen con respecto al eje del chorro propulsor según un ángulo del orden de 20 a 35 grados.

La citada tobera (1) comprende, además, medios de perturbación (3 a 10) destinados a perturbar el chorro propulsor a la salida de la citada tobera (1).

Los citados medios de perturbación (3 a 10) consisten en pares de tubos (3a, 3b, ..., 10a, 10b) repartidos en la pared exterior de la citada corona (2) y que presentan un orificio de salida a nivel del extremo libre de la citada corona (2). Se trata, aquí, por supuesto, de un ejemplo de configuración. Por supuesto, es evidente que los citados pares de tubos pueden estar igualmente integrados en el espesor de la citada corona (2).

Ventajosamente, los citados tubos están unidos a la parte de alta presión del reactor a través de un conducto de llegada de aire (no representado). Así, se envían chorros de aire hacia los tubos para ser expulsados en la salida de la citada tobera (1).

Ventajosamente, la velocidad del aire comprimido es sensiblemente idéntica a la velocidad de los chorros propulsores y la relación másica entre el caudal de los chorros de aire expulsados por los citados conductos y el del chorro propulsor está comprendida entre, aproximadamente, el 0,3% y el 2%.

Los tubos (3a, 3b, ..., 10a, 10b) de cada par, ventajosamente acodados, están dispuestos en la corona de salida (2) de modo que quedan enfrentados uno con otro.

Los tubos de cada par están dispuestos, uno respecto del otro, de modo que los chorros de aire comprimido, a la salida de los citados tubos, generan triángulos de interacción fluida según un ángulo de convergencia del orden de 60 grados.

En la figura 2 se ve que la inclinación de los tubos 3 da a los chorros 20 que salen de ellos una componente de velocidad tangencial que, debido a la interacción con el chorro propulsor, provoca una rotación de los chorros 20 alrededor de ellos mismos, en sentido inverso en dos chorros convergentes. Esta rotación puede ser favorecida por medios tales como los mencionados anteriormente. Por otra parte, el ángulo de convergencia antes citado lleva a los dos chorros convergentes a encontrarse a corta distancia, del orden de la cuarta parte del diámetro de la tobera.

Cuando la realización se refiere a la corona que separa el chorro exterior frío y el chorro central caliente, la rotación de los chorros 20 arrastra aire frío exterior 21 hacia el interior del chorro propulsor entre los chorros convergentes, saliendo, por el contrario, aire caliente 22 al exterior de los chorros 20.

Resulta, así, una homogeneización de las temperaturas desde la salida de la tobera, que puede contribuir a la reducción del ruido generado por esta tobera. Puede pensarse, igualmente, que se produce un efecto de pantalla térmica, igualmente favorable para la reducción del ruido radiado.

En la figura 3, se ve la velocidad radial en función de la distancia a la salida de la tobera, expresada aquí por su relación al diámetro de la tobera. La presencia de una componente de velocidad radial (perpendicular al eje del chorro propulsor) negativa, igual, aproximadamente, al 40% de la velocidad del chorro propulsor, muestra la importancia del arrastre del fluido frío hacia el núcleo del chorro propulsor caliente. Este arrastre se produce muy cerca de la salida de la tobera, típicamente en el primer cuarto de diámetro. Esta gran penetración y su localización cerca de la salida del chorro están relacionadas con el ángulo elegido para la convergencia de los chorros.

Por otra parte, con el fin de aumentar todavía la perturbación del chorro primario, los citados “triángulos fluidos” así obtenidos están inclinados con respecto al eje del chorro primario un ángulo, denominado ángulo de penetración, comprendido entre 8 grados (penetración pequeña) y 40 grados (penetración grande).

De acuerdo con un modo de realización de la invención, una inclinación de este tipo se obtiene debido a la convergencia de la pared exterior de la corona de salida (2) de la citada tobera (1), convergiendo ésta, ventajosamente, con respecto al eje del citado chorro primario, según un ángulo comprendido entre 8 grados y 40 grados.

De acuerdo con otro modo de realización, esta inclinación se obtiene por la orientación de los conductos integrados en el espesor de la corona.

De acuerdo con otro modo de realización, la inclinación de todos o de parte de los pares de chorros puede estar dirigida hacia el chorro exterior.

Sin embargo, esta inclinación podrá reajustarse, u obtenerse directamente, por construcción mecánica, en función de la penetración deseada y, por consiguiente, de la fuerza de penetración necesaria.

En lo referente a la disposición de los tubos a nivel de la corona de salida (2), los citados pares de tubos están repartidos de modo que el tubo convergente en un sentido, se yuxtapone directamente al tubo del par adyacente y que presenta una convergencia opuesta.

Sin embargo, la separación entre los tubos de un mismo par, así como la separación de los tubos adyacentes de dos pares diferentes, será función del número de tubos que deben equipar la tobera y del diámetro de esta última. En efecto, en el ejemplo ilustrado, la citada tobera (1) comprende ocho pares (3, ..., 10) de tubos. Por supuesto, es evidente que se trata aquí de un ejemplo de realización dado a título de ilustración, pudiendo ser el número de pares de tubos inferior o superior. El número de pares de tubos adjuntos a la tobera (1) será, especialmente, función del tamaño del reactor, pero, también, de la molestia sonora de los reactores.

Así, con el fin de reducir el ruido asociado a los chorros propulsores de los reactores en el momento de la fase de despegue o de la fase de aproximación del avión, se inicia un soplado de aire comprimido a través de los conductos de llegada de aire hasta los tubos repartidos a nivel de la corona de salida de la citada tobera (1). La corona correspondiente puede ser, la que separa el flujo caliente y el flujo frío (corona interior), o la que separa el flujo frío y el aire ambiente (corona de la barquilla del motor). Por el posicionamiento de los tubos a nivel de la corona de salida, así como por su repartición, los chorros de aire comprimidos son propulsados fuera de los tubos según incidencias de convergencia y de penetración, perturbando, entonces, al chorro propulsor según triángulos de interacción fluida en el sentido del flujo.

Los chorros de aire consisten en chorros controlados. Unidos a la parte de alta presión del reactor, su alimentación se hace efectiva únicamente en las fases en las que el control es necesario (generalmente, durante las fases de despegue o de aterrizaje). Fuera de estas fases, los medios de perturbación pasan a ser totalmente inertes por la simple parada del soplado. El avión así equipado, no presenta ninguna penalización en términos de resistencia aerodinámica o de pérdida de empuje.

Ventajosamente, los chorros de aire pueden ser operados uno independientemente de otro, ofreciendo, así, un dispositivo de perturbación del chorro primario particularmente flexible. De acuerdo con un modo de realización particular de la invención, solamente podrá ser accionado un chorro de cada dos, generando así una rotación de los chorros propulsores. De acuerdo con otro modo de realización particular de la invención, puede considerarse, igualmente, una activación parcial de los citados chorros: accionamiento de los chorros posicionados en la parte superior, en la parte inferior, a la derecha o a la izquierda de la citada tobera (1), modificando, así, la directividad de las emisiones sonoras.

De acuerdo con otro modo de realización, los chorros de control pueden ser accionados de modo variable en el tiempo con el fin de reducir los caudales de los citados chorros de control o de mejorar las prestaciones del citado control.

Ventajosamente, el dispositivo podrá estar colocado, indiferentemente, en una o la otra o simultáneamente en las dos caras de la corona de salida del motor (interior y exterior), realizando, así, barras de penetración interior y/o exterior.

Ventajosamente, en el caso de reactores de doble flujo, el dispositivo puede ser colocado en los labios de salida de la corona que rodea el chorro interior (chorro caliente), pero, también, en la corona que constituye la parte externa que rodea el chorro frío (barquilla) o al mismo tiempo en las dos coronas.

REIVINDICACIONES

- 5 1. Reactor de avión que comprende una tobera (1) que expulsa un chorro propulsor, o que comprende la confluencia de dos chorros propulsores, presentando la citada tobera (1) una o dos coronas de salida (2) que comprenden medios de perturbación del citado o de los citados chorros propulsores, constituidos, al menos, por un par (3 a 10) de conductos (3a, 3b, ..., 10a, 10b) por los cuales son expulsados chorros de aire, desembocando los citados conductos (3a, 3b, ..., 10a, 10b) en la salida de la citada tobera (1), estando dispuestos los conductos (3a, 3b, ..., 10a, 10b) de cada par (3 a 10) convergentes uno respecto del otro para generar a la salida un triángulo de interacción de los chorros de aire, **caracterizado** porque los conductos (3a, 3b, ..., 10a, 10b) de cada par (3 a 10) convergen uno hacia el otro a la salida de la citada tobera (1) según un ángulo de convergencia comprendido entre 40 grados y 70 grados y, preferentemente, un ángulo de convergencia del orden de 60 grados.
- 15 2. Reactor de avión de acuerdo con la reivindicación 1, **caracterizado** porque los conductos (3a, 3b, ..., 10a, 10b) están dispuestos a nivel de la corona de salida (2) para presentar con respecto al aje del chorro propulsor un ángulo de penetración comprendido entre 8 grados y 40 grados, y preferentemente un ángulo de penetración del orden de 20 a 35 grados.
- 20 3. Reactor de avión de acuerdo con una cualquiera de las reivindicaciones precedentes, **caracterizado** porque los medios de perturbación comprenden de 1 a 24 pares de conductos.
- 25 4. Reactor de avión de acuerdo con una cualquiera de las reivindicaciones precedentes, **caracterizado** porque los pares de conductos (3a, 3b, ..., 10a, 10b) están repartidos en la corona de salida (2) de modo que el conducto que converge en un sentido, se yuxtapone a un conducto, de convergencia opuesta, del par de conductos adyacente.
- 30 5. Reactor de avión de acuerdo con una cualquiera de las reivindicaciones precedentes, **caracterizado** porque los conductos (3a, 3b, ..., 10a, 10b) consisten en tubos repartidos en una o las dos paredes de la citada corona de salida (2).
- 35 6. Reactor de avión de acuerdo con una cualquiera de las reivindicaciones precedentes, **caracterizado** porque los conductos (3a, 3b, ..., 10a, 10b) consisten en canales integrados en el espesor de la corona de salida (2).
7. Reactor de avión de acuerdo con una cualquiera de las reivindicaciones precedentes, **caracterizado** porque los conductos (3a, 3b, ..., 10a, 10b) están unidos a una alimentación de aire comprimido a través de un conducto de llegada de aire, realizándose la alimentación, preferentemente, a nivel de la parte de alta presión del citado reactor.
- 40 8. Reactor de avión de acuerdo con la reivindicación precedente, **caracterizado** porque el conducto de llega de aire de un conducto de un par constituye el conducto de llegada del conducto del par adyacente y que presenta una convergencia opuesta.
- 45 9. Reactor de avión de acuerdo con una cualquiera de las reivindicaciones precedentes, **caracterizado** porque los conductos (3a, 3b, ..., 10a, 10b) presentan un diámetro de 20 a 50 veces más pequeño que el de la tobera (1) en la salida.
- 50 10. Reactor de avión de acuerdo con una cualquiera de las reivindicaciones precedentes, **caracterizado** porque los chorros de aire (20) convergen con respecto al eje de la tobera según un ángulo comprendido entre 8 grados y 40 grados.
11. Reactor de avión de acuerdo con una cualquiera de las reivindicaciones precedentes, **caracterizado** porque los chorros de aire consisten en chorros de aire controlados.
12. Reactor de avión de acuerdo con una cualquiera de las reivindicaciones precedentes, **caracterizado** porque los pares de conductos están repartidos de manera simétrica en la corona de salida (2) de la citada tobera (1).
- 55 13. Reactor de avión de acuerdo con una cualquiera de las reivindicaciones 1 a 12, **caracterizado** porque los pares de conductos están repartidos de manera no simétrica en la corona de salida (2) de la citada tobera (1).
- 60 14. Reactor de avión de acuerdo con una cualquiera de las reivindicaciones precedentes, **caracterizado** porque comprende medios para arrastrar en rotación alrededor de ellos mismos a los chorros de aire expulsados por los citados conductos.
15. Reactor de avión de acuerdo con una cualquiera de las reivindicaciones precedentes, **caracterizado** porque la relación másica entre el caudal de los chorros de aire expulsados por los citados conductos y el del chorro propulsor, está comprendida entre, aproximadamente, el 0,3% y el 2%.
- 65 16. Avión que comprende reactores de acuerdo con una cualquiera de las reivindicaciones precedentes.

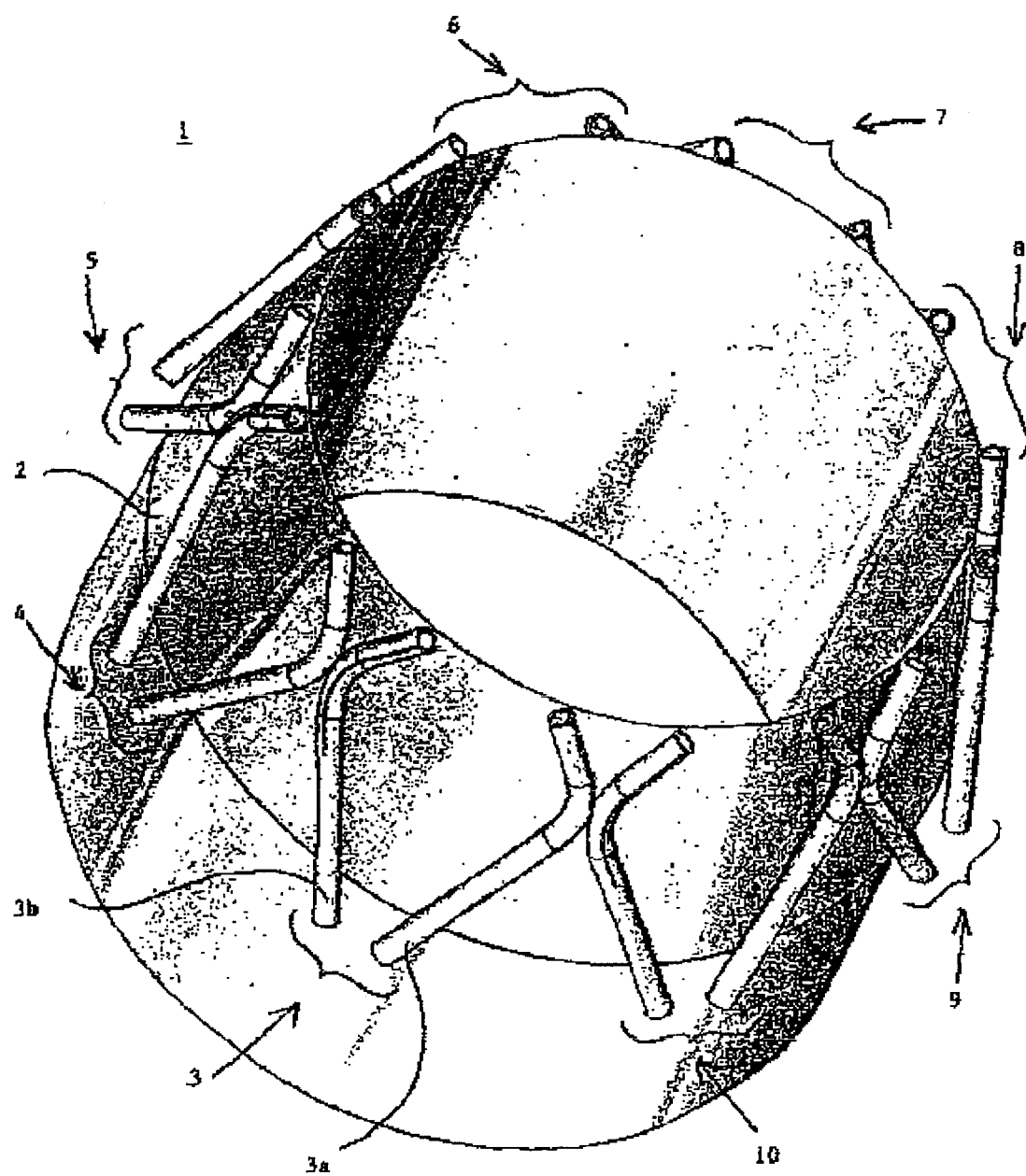


Figura 1

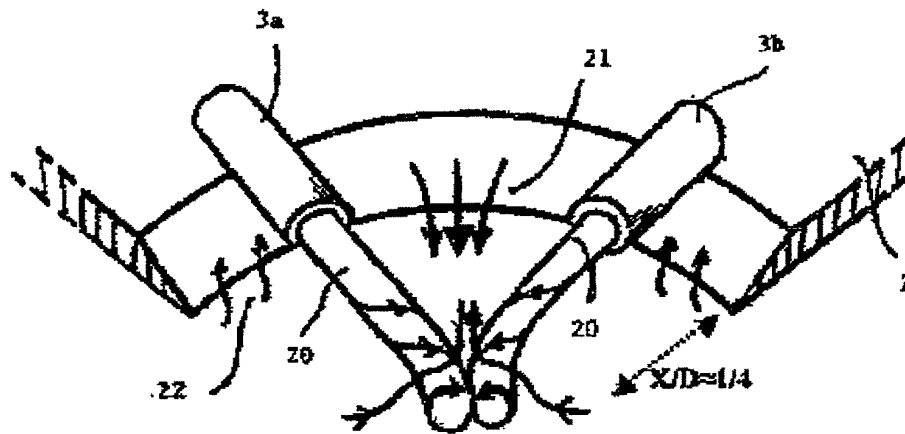


Figura 2

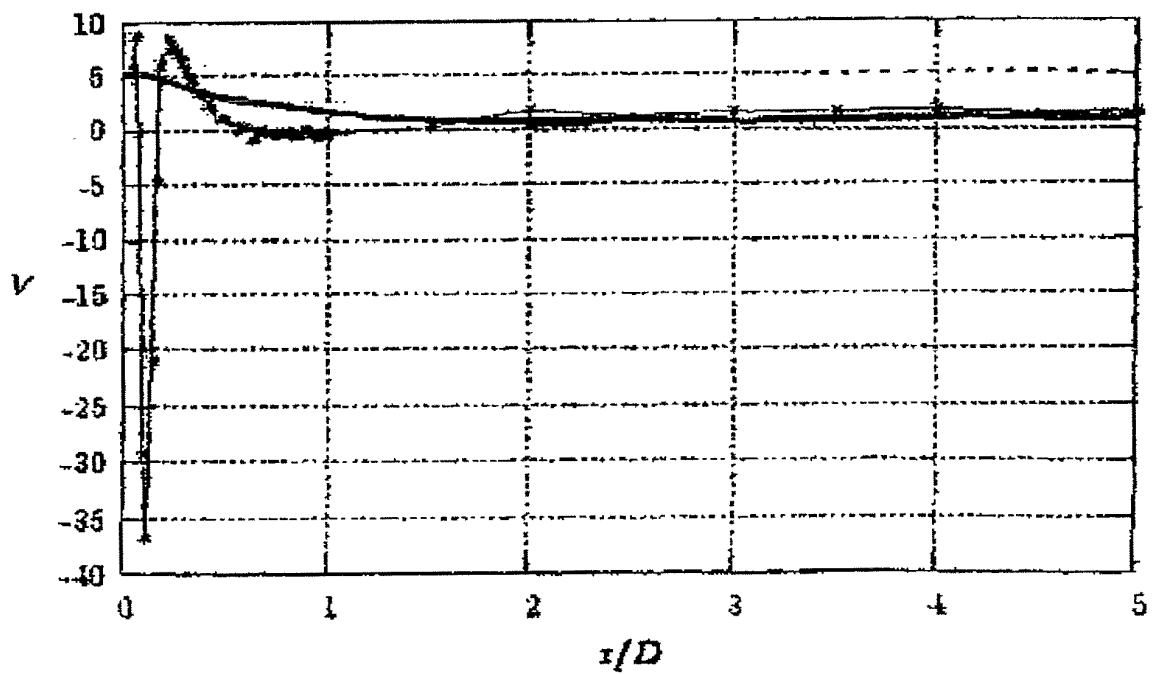


Figura 3