

19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 610 981**

51 Int. Cl.:

G01P 13/02 (2006.01)

G01P 5/165 (2006.01)

B64C 21/02 (2006.01)

B64C 1/00 (2006.01)

B64C 1/40 (2006.01)

F15D 1/12 (2006.01)

F15D 1/00 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

86 Fecha de presentación y número de la solicitud internacional: **30.08.2013** **PCT/IB2013/058141**

87 Fecha y número de publicación internacional: **13.03.2014** **WO14037857**

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **30.08.2013** **E 13803219 (8)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **12.10.2016** **EP 2893361**

54 Título: **Panel para controlar los fenómenos aerodinámicos sobre un cuerpo**

30 Prioridad:

05.09.2012 IT TO20120769

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

04.05.2017

73 Titular/es:

LEONARDO S.P.A. (100.0%)
Piazza Monte Grappa, 4
00195 Roma, IT

72 Inventor/es:

MARCHETTI, DANILO

74 Agente/Representante:

LOZANO GANDIA, José

ES 2 610 981 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).

PANEL PARA CONTROLAR LOS FENÓMENOS AERODINÁMICOS SOBRE UN CUERPO

DESCRIPCIÓN

- 5 La presente invención se refiere a un panel adaptado para controlar fenómenos aerodinámicos sobre un cuerpo sumergido en una corriente de fluido subsónico.
- Los fenómenos aerodinámicos que se producen en condiciones transónicas sobre un cuerpo que tiene una forma cónica, cilíndrica u otra forma aerodinámicamente "achaparrada" crean ondas de choque que interactúan con el
- 10 desarrollo de la capa límite, provocando así fenómenos de recirculación desordenada o turbulencias de flujo de aire.
- Tales turbulencias pueden consistir en, por ejemplo, separación y reacoplamiento alternos de estructuras de vórtice; este fenómeno se denomina desprendimiento de vórtices.
- 15 Un cuerpo que comprende al menos una parte circular o semicircular o elíptica o aerodinámicamente achaparrada crea una estela de vórtices que se desprenden del propio cuerpo de una manera alterna, no estacionaria cuando el propio cuerpo se golpea por un flujo de fluido subsónico.
- La frecuencia e intensidad de desprendimiento de los vórtices son en función del tamaño del propio cuerpo y de la
- 20 corriente de fluido incidente. Este fenómeno aumenta la resistencia aerodinámica, llevando a que la estructura esté sometida a mayor tensión. Dicha tensión implica tanto el propio cuerpo como la parte de aeronave a la que se ha aplicado dicho cuerpo.
- Tales fenómenos aerodinámicos, tales como desprendimiento de vórtices, surgen en aeronaves civiles y militares de
- 25 alto rendimiento. Naturalmente, las aeronaves de este tipo incluyen un sistema de control de vuelo computerizado, abreviado con el acrónimo FCS.
- Para ser completamente funcional, un sistema de este tipo requiere la adquisición a tiempo real de una pluralidad de
- 30 parámetros, tales como, por ejemplo, la posición de aeronave y las condiciones de equilibrado y vuelo en términos de velocidad, altura y presión. Normalmente, estos parámetros se denominan datos de aire, cuya adquisición se confía a un sistema de adquisición de datos adicional denominado sensor de datos de aire o ADS.
- Un sistema típico para adquirir dichos parámetros realiza la adquisición múltiple de datos redundantes.
- 35 La adquisición redundante de dichos parámetros requiere la instalación, en diversas partes de la aeronave, de al menos dos estructuras, dentro de las cuales se disponen de manera adecuada una pluralidad de sensores y/o sondas para adquirir dichos datos de aire.
- Normalmente, una estructura de este tipo tiene una forma cilíndrica o cónica, denominada sonda multifuncional
- 40 integrada o IMFP. Dicha IMFP tiene una extensión sustancialmente longitudinal, perpendicular a la dirección de vuelo y normal a la superficie de la aeronave.
- A través de dichos sensores y/o sondas, que se disponen en una pluralidad de ranuras previstas en diferentes
- 45 ángulos de la sección circular de dicha IMFP, el sistema de adquisición puede adquirir los datos de aire, tal como presión local.
- La forma de dichas sondas de sección circular provoca fenómenos aerodinámicos, como desprendimiento de vórtices, cuando se someten a un flujo subsónico.
- 50 El desprendimiento de vórtices provoca una caída de presión aguas abajo de dicha IMFP, en la dirección de flujo, dando como resultado una detección errónea de datos que son esenciales para el sistema de control computerizado de la aeronave.
- Además, en condiciones particulares de vuelo y altura, el fenómeno de desprendimiento de vórtices también puede
- 55 provocar un ruido aumentado en bandas de frecuencia que también puede oírse por el oído humano.
- En resumen, los problemas más importantes provocados por estos fenómenos aerodinámicos son:
- fatiga estructural provocada por el aumento de resistencia aerodinámica;
 - generación de ruido;
 - adquisición de señales perturbadas, debidas, por ejemplo, a la caída de presión local.
- 60
- La técnica anterior ha intentado resolver estos problemas técnicos actuando sobre la forma de dicho cuerpo o IMFP, adaptando su perfil para hacerlo más aerodinámico y minimizar el fenómeno de desprendimiento de vórtices.
- 65 Normalmente, se instalan sensores, antenas o excrecencias aerodinámicas en la cubierta exterior de un avión en

una superficie lisa creada con especial cuidado desde el punto de vista aerodinámico, para minimizar turbulencias provocadas por la pared que podrían golpear el cuerpo y perjudicar el correcto funcionamiento del mismo. No siempre es posible modificar directamente la forma del cuerpo u objeto para hacerlo compatible con el campo de flujo aerodinámico local.

5 A menudo, la forma del cuerpo está dictada por requisitos funcionales. Los requisitos funcionales a menudo se desvían de los aerodinámicos, de modo que el cuerpo tenderá a desarrollar fenómenos aerodinámicos, tales como estructuras turbulentas y de vórtices, que pueden originar los problemas descritos anteriormente.

10 Estas soluciones no pueden eliminar de manera eficaz tales fenómenos aerodinámicos porque los fenómenos aerodinámicos varían en función de muchos parámetros, de modo que es difícil crear un perfil aerodinámico que pueda garantizar un alto rendimiento en todas las condiciones de vuelo de una aeronave, tales como velocidad, altitud, etc.

15 Las soluciones conocidas en la técnica, de hecho, tienen por objeto resolver fenómenos aerodinámicos particulares en condiciones de vuelo particulares, pero pueden convertirse en el origen de otros fenómenos aerodinámicos incontrolables en otras condiciones de vuelo, diferentes de aquellos para los que se han diseñado o estudiado.

20 La solicitud de patente estadounidense US4664345 ha dado a conocer un dispositivo que puede eliminar los problemas relacionados con la separación de la capa límite de un flujo laminar aguas abajo, con respecto al flujo de aire, provocado por un escalón en la estructura de la aeronave. Dicho dispositivo es unidireccional.

25 También se conoce a partir de la solicitud de patente estadounidense mencionada anteriormente que el dispositivo tiene 2 cámaras distintas conectadas por una válvula, asignándose a cada cámara una función unívoca como una entrada o salida de flujo.

30 Se conoce a partir de la solicitud de patente estadounidense US4664345 un dispositivo que comprende entradas de aspiración en la superficie justamente aguas arriba de una perturbación y salidas de soplado justamente aguas debajo de la perturbación y un canal de flujo que interconecta estas entradas y salidas. El paso de una parte del medio que fluye a través de estos pasos se garantiza automáticamente debido a un diferencial de presión entre las entradas y salidas.

35 Además también se conoce a partir de la solicitud de patente estadounidense US5628565 una sonda de detección de datos de aire aerodinámicos adaptada para montarse en un vehículo aéreo y que puede generar señales relacionadas con un fluido que fluye en relación con el vehículo aéreo. Una entrada de fluido posicionada en un primer extremo de las caras de apoyo generalmente transversal al flujo de fluido admite de manera selectiva fluido a una cavidad de apoyo interior debido al diferencial de presión a su través. En funcionamiento, el diferencial de presión se forma entre la primera superficie de extremo del apoyo inclinado hacia delante de forma aerodinámica y los orificios de escape de sonda.

40 También se conoce a partir de la solicitud de patente estadounidense mencionada anteriormente que el dispositivo tiene 2 cámaras distintas conectadas por una válvula, asignándose a cada cámara una función unívoca como entrada o salida de flujo.

45 La presente invención tiene por objeto proporcionar un panel asociado con un cuerpo para controlar los fenómenos aerodinámicos generados por el cuerpo, que tiene una forma achaparrada aerodinámicamente, y que puede posicionarse en la superficie de una aeronave; dicho panel comprende al menos una abertura de entrada y al menos una abertura de salida, a través de la que puede pasar una parte del flujo de fluido en la que dicho cuerpo u objeto está sumergido, generando así un flujo de salida que interfiere con los fenómenos aerodinámicos generados por el cuerpo y eliminando así los problemas anteriormente mencionados. La solución propuesta en el presente documento permite amortiguar las oscilaciones de presión y/o temperatura y/o velocidad generadas por el flujo incidente, al tiempo que reduce el peso total del panel y atenúa cualquier perturbación acústica.

50 Un aspecto de la presente invención se refiere a un panel asociado con un cuerpo para controlar fenómenos aerodinámicos, que tiene las características expuestas en las reivindicación 1 independiente adjunta.

Características auxiliares se exponen en las reivindicaciones dependientes adjuntas.

60 Las características y ventajas del panel según la presente invención se harán aparentes a partir de la siguiente descripción de patente y a partir de los dibujos adjuntos, en los que:

- Las figuras 1A, 1B y 1C muestran un cuerpo u objeto que crea fenómenos aerodinámicos; en particular, la figura 1A muestra el cuerpo sin el panel según la presente invención, mientras que las figuras 1B y 1C muestran el cuerpo con el panel posicionado en su base, según una realización preferida de dicho panel;

- La figura 2 es una vista lateral en sección de la realización preferida del panel asociado con el cuerpo u objeto de las figuras 1B y 1C, que muestra al menos una abertura de entrada y al menos una abertura de

salida que se comunican entre sí;

- La figura 3 muestra una vista en perspectiva de una sección del panel según la presente invención, en la que es visible la cavidad que se comunica con las aberturas de entrada y salida;
- La figura 4 muestra una segunda realización del panel según la presente invención.

Con referencia a los dibujos enumerados anteriormente, el panel 3 está asociado con un cuerpo "O" con el fin de controlar, preferiblemente de manera pasiva, los fenómenos aerodinámicos generados por el cuerpo "O" con el que está asociado. Dicho cuerpo "O" se coloca sobre una superficie de una aeronave "V", superficie que es preferiblemente plana o ligeramente curvada, y tiene al menos una extensión longitudinal que es normal a la superficie de la aeronave "V" sobre la que se posiciona dicho cuerpo "O". Dicho cuerpo "O", o al menos una parte del mismo, está directamente en contacto con la superficie de la aeronave "V".

Dicho panel está preferiblemente asociado con la base de dicho cuerpo "O". El cuerpo "O" comprende al menos una zona "S" con al menos un perfil que tiene una sección circular o semicircular o elíptica o achaparrada aerodinámicamente, del propio cuerpo "O". Dicha zona de perfil "S" está normalmente sometida a ondas de choque que son características de condiciones transónicas y supersónicas. Dichas condiciones transónicas y supersónicas locales se generan mediante variaciones de velocidad impuestas en el flujo de aire, del fluido subsónico incidente, desviado por el perfil exterior del cuerpo "O". La interacción entre estos fenómenos aerodinámicos complejos y particulares promueve, por ejemplo, la formación de una estela de vórtices de desprendimiento alterno.

Dicho cuerpo "O", tal como se muestra a modo de ejemplo en la figura 1A, está sustancialmente conformado como un cono o una pirámide o un cono truncado o una pirámide truncada. La base de dicho cuerpo "O" tiene un razón de diámetro tal que la razón entre el diámetro mayor y el diámetro menor es inferior a dos, tal como se muestra mediante la siguiente fórmula: $a/b < 2$.

Dicho panel 3 comprende al menos una abertura 322 de entrada y al menos una abertura 322' de salida colocadas en comunicación entre sí, a través de las puede pasar una parte del flujo "W" de fluido en el que está sumergido dicho cuerpo "O".

Dicha abertura 322 de entrada está situada aguas arriba de dicho cuerpo "O" y dicha abertura 322' de salida está situada aguas abajo de dicho cuerpo "O", con respecto a la dirección del flujo "W" de fluido.

Con los fines de la presente invención, la expresión "abertura situada aguas arriba del cuerpo "O"" significa que dicha abertura, en función de la dirección del flujo "W" de fluido, es golpeada por el flujo antes que el cuerpo "O", porque está delante del cuerpo "O" con respecto a la dirección del fluido "W".

Con los fines de la presente invención, la expresión "abertura situada aguas abajo del cuerpo "O"" significa que dicha abertura, en función de la dirección del flujo "W" de fluido, es golpeada por el flujo después que el cuerpo "O", porque está detrás del cuerpo "O" con respecto a la dirección del fluido "W".

Más en detalle, dicha al menos una abertura 322' de salida está conformada de modo que genera un flujo W' de fluido de salida que es mayoritariamente perpendicular a la dirección del flujo "W" de fluido que actúa sobre dicho cuerpo "O", tal como se muestra a modo de ejemplo en la figura 2.

Con los fines de la presente invención, la expresión "flujo de fluido de salida mayoritariamente perpendicular" significa que la dirección de máxima intensidad del fluido es sustancialmente perpendicular a la dirección del flujo de fluido que actúa sobre dicho cuerpo.

En la realización preferida, dicha al menos una abertura 322' de salida está conformada de modo que genera un flujo "W'" de fluido de salida que es sustancialmente perpendicular tanto a la dirección del flujo "W" de fluido que actúa sobre dicho cuerpo "O" como a la superficie de la aeronave "V" en la que se posiciona el cuerpo "O".

En general, el panel 3 según la presente invención es multidireccional, es decir puede controlar fenómenos aerodinámicos no deseados incluso si el flujo "W" de fluido que actúa sobre el cuerpo "O" tiene, por ejemplo, una dirección equivalente de signo opuesto, es decir un flujo inverso. En particular, dicha al menos una abertura 322 de entrada puede convertirse en al menos una abertura 322' de salida; al mismo tiempo, la abertura 322' de salida puede convertirse en una abertura 322 de entrada.

Dicho panel comprende una cavidad 31 que se comunica con dicha al menos una abertura 322 de entrada y al menos una abertura 322' de salida, que define la trayectoria seguida por dicha parte del flujo "W".

Preferiblemente, dicho panel 3 comprende sólo una cavidad 31.

En la realización preferida, la cavidad 31 es toroidal y preferiblemente tiene una altura constante, tal como se muestra a modo de ejemplo en las figuras 1B, 1C, 2 y 3.

Más preferiblemente, la cavidad 31 toroidal tiene un perímetro circular.

En la realización preferida, mostrada en las figuras 1B-3, dicha al menos una abertura de entrada y dicha al menos una abertura de salida son una pluralidad de orificios 323 pasantes.

5 La presente realización permite obtener un panel universal que puede adaptarse a variaciones en el flujo "W"; de hecho, en función de la dirección del flujo "W" de fluido, los orificios 323 pasantes pueden ser o bien aberturas 322 de entrada o bien aberturas 322' de salida; a modo de ejemplo, si el flujo "W" cambia de dirección y se convierte en opuesto a la dirección anterior, los orificios 323 pasantes que anteriormente eran aberturas 322 de entrada se
10 convertirán en aberturas 322' de salida, y viceversa, al mismo tiempo que todavía conservan las características técnicas que controlan los fenómenos aerodinámicos que actúan sobre el cuerpo "O".

El tamaño de un único orificio 323 está preferiblemente en el intervalo de 1÷2 mm.

15 El panel 3 tiene una porosidad media en el intervalo de, por ejemplo, el 5 al 20 %.

Describiendo más en detalle la realización preferida, dicha cavidad 31 se define mediante una hoja 32 frontal, que comprende dicha pluralidad de orificios 323 pasantes, y una hoja 33 trasera, que define la base del panel 3.

20 La hoja 32 frontal preferiblemente tiene una porosidad media en el intervalo del 8 al 12%, garantizando así el control de los flujos aerodinámicos tal como se mencionó anteriormente y haciendo que el panel 3 de la presente invención sea adecuado para ajustar el flujo de cualquier tipo de cuerpo "O".

25 Cualquier condensado o agua de lluvia que pueda acumularse dentro de la cavidad 31 se drenará automáticamente por los mismos orificios 323 de la hoja 32 frontal. El panel 3 según la presente invención también puede incluir sistemas de drenaje adicionales.

30 En la segunda realización ilustrada en la figura 4, sólo hay una abertura 322 de entrada y sólo una abertura 322' de salida. Dicha abertura de entrada está situada aguas arriba del cuerpo "O", a una distancia tal que la misma abertura 322 puede provocar fenómenos aerodinámicos que pueden interferir con el cuerpo "O". La abertura 322' de salida está conformada para generar un flujo "W" de fluido de salida que es sustancialmente perpendicular tanto a la dirección del flujo "W" de fluido que actúa sobre dicho cuerpo "O" como a la superficie de la aeronave "V" en la que se posiciona el cuerpo "O".

35 En general, el panel 3 está preferiblemente amarrado a la aeronave "V" mediante al menos una parte 34 de fijación.

Dicha parte 34 de fijación comprende al menos un orificio pasante en el que se inserta un medio de fijación, por ejemplo un tornillo, para amarrar el panel 3 a la aeronave "V".

40 En una primera realización, el panel 3 se coloca en la superficie plana de una aeronave "V", en la base del cuerpo "O" con el que está asociado.

45 En la realización preferida, tal como se muestra en las figuras 1B, 1C y 2, el panel 3 está integrado en la superficie plana de la aeronave "V" a la que se aplica el cuerpo "O", no afectando por tanto el perfil de la superficie teórica de la aeronave "V". Esta realización permite recuperar la desviación de la señal de presión que puede producirse en la realización en la que el panel 3 se coloca en la superficie plana de la aeronave "V".

50 Preferiblemente, dicho panel 3 está hecho de nailon o aleación de aluminio, preferiblemente mediante sinterización rápida o mecanizado mecánico de control numérico, o se hace de materiales compuestos usando moldes preformados.

55 El panel 3, que preferiblemente está perforado, puede hacerse como una pieza, por ejemplo usando solamente la técnica de sinterización, o puede ensamblarse de varias piezas, si se fabrica usando las otras técnicas mencionadas anteriormente.

Los orificios 323 pueden hacerse al fabricar el propio panel 3, o pueden hacerse durante una etapa de perforación tras haber hecho la hoja 32 frontal.

60 En la realización ensamblada del panel 3, la hoja 32 frontal puede ensamblarse junto con la hoja 33 trasera, creando de este modo la cavidad 31.

65 Tal como se mencionó anteriormente, dichos cuerpos "O" son salientes aerodinámicos cuyo tamaño y función no permiten ninguna mejora aerodinámica, pero incluyen, por ejemplo, diversos tipos de sensores que proporcionan mediciones indispensables para la correcta navegación de la aeronave. Por ejemplo, dichos cuerpos "O" son sondas cónicas denominadas IMFP (sonda multifuncional integrada). El control de los flujos aerodinámicos de un cuerpo "O" permite, por tanto, mejorar la calidad de las señales de presión registradas por el sistema de a bordo de una aeronave, con el fin de garantizar una indicación más exacta, precisa y unívoca de la altura, velocidad y equilibrio de la propia aeronave durante el vuelo. Esta realización aplica el concepto de porosidad pasiva, eliminando o reduciendo por tanto drásticamente la perturbación aerodinámica generada por la estela turbulenta aguas abajo de

un cuerpo "O" sobre la aeronave en condiciones de vuelo transónicas. En la práctica, el panel según la presente invención actúa indirectamente en la base del cuerpo "O" con el que está asociado, generando numerosos flujos de fluido "W" de salida, que son ortogonales al plano principal en el que se desarrollan las estructuras de vórtice, proporcionando por tanto una solución eficaz a los problemas mencionados anteriormente e ilustrados, por ejemplo, en las figuras 1A-1C.

En una realización alternativa (no mostrada), dicho cuerpo "O" puede rotar alrededor de su propio eje longitudinal, que coincide sustancialmente con la normal a la superficie de la aeronave "V" en la que está situado. El panel 3 permanece estacionario con respecto a la superficie de la aeronave "V", mientras que el cuerpo "O" puede girar.

Tal como se mencionó anteriormente, el panel 3 según la presente invención puede o bien estar asociado con el cuerpo "O", posicionando el mismo panel 3 sobre la superficie plana de la aeronave "V", o bien estar integrado en la superficie de la aeronave "V", convirtiéndose por tanto en una parte de la misma superficie plana, en la que se colocará el cuerpo "O" que va a asociarse con el panel 3.

El panel según la presente invención permite obtener una reducción significativa en las magnitudes y frecuencias de los fenómenos aerodinámicos. Las magnitudes "M" resultantes de los vórtices generados por el cuerpo "O", con las que se ha asociado el panel 3 según la presente invención, se reducen en hasta el 50% en comparación con las magnitudes "M" de un fenómeno aerodinámico normalmente generado por el cuerpo "O". El panel 3 según la presente invención permite obtener una reducción en la frecuencia asociada con la longitud de onda " λ " de dichos fenómenos aerodinámicos, por ejemplo tal como se muestra en la figura 1A. Las frecuencias asociadas con las longitudes de onda " λ " resultantes de los vórtices generados por el cuerpo "O", con las que se ha asociado el panel 3 según la presente invención, se reducen tanto como el 50% en comparación con las frecuencias asociadas con las longitudes de onda " λ " de un fenómeno aerodinámico normalmente generado por el cuerpo "O".

Tales reducciones pueden observarse comparando las figuras 1A, 1B y 1C.

El panel según la presente invención permite controlar los flujos aerodinámicos dentro de intervalos muy amplios de velocidad, equilibrio y altitud de aeronave. El alto rendimiento del panel 3 según la presente invención se debe principalmente al desacoplamiento de frecuencia que se efectúa entre los vórtices de estela del cuerpo "O" y el entorno de vibración de la aeronave.

El método para controlar los fenómenos aerodinámicos generados por un cuerpo "O" colocado en una superficie plana de una aeronave (V), implementado por el panel según la presente invención, comprende esencialmente las siguientes etapas:

- detectar un fenómeno aerodinámico generado por el cuerpo "O";
- canalizar una parte de un flujo "W" de fluido en el que se sumerge dicho cuerpo "O" aguas arriba del mismo cuerpo "O" con respecto a la dirección del flujo "W" de fluido ;
- dirigir el fluido canalizado aguas abajo de dicho cuerpo "O", con respecto a la dirección del flujo "W" de fluido, generando por tanto un flujo "W" de fluido de salida que interfiere con el flujo "W" de fluido.

Además de llevarse a cabo de manera pasiva como en las realizaciones ilustradas en el presente documento, la etapa de detectar un fenómeno aerodinámico puede ser semiautomática, por ejemplo detectando una caída de presión en los sensores comprendidos en el cuerpo "O". Cuando se detecta un fenómeno aerodinámico, a través de un actuador o un sistema mecánico, es posible abrir al menos una abertura 322 de entrada y entonces ir a la etapa de canalizar una parte del flujo.

Dicho actuador puede asociarse con una puerta adaptada para abrir o cerrar de manera selectiva una abertura 322 de entrada similar a la mostrada en la figura 4.

La etapa de canalizar una parte del flujo se lleva a cabo tal como se describió anteriormente.

En el caso de la detección activa del fenómeno aerodinámico, al abrir la abertura 322 de entrada, es posible, a través de un actuador o un sistema mecánico, abrir también dicha abertura 322' de salida, y por tanto poder continuar a la siguiente etapa de dirigir el fluido canalizado.

Esta última etapa se lleva a cabo generando un flujo "W" de fluido de salida que es mayoritariamente perpendicular al flujo "W" y preferiblemente vertical, por ejemplo normal a la superficie de la aeronave "V" en la que se sitúa el cuerpo "O".

Una ventaja adicional obtenida instalando el panel 3 según la presente invención está en una reducción general de la dispersión o ruido de la señal de presión adquirida por los sensores o sondas, llevando a una curva monotónica y de correlación de presión-velocidad regular. Dicha linealidad permite, como resultado, reconstruir o determinar, de manera unívoca, los parámetros de aire esenciales para el piloto y para el sistema de control FCS.

En resumen, el panel 3 según la presente invención proporciona las siguientes ventajas:

- 5
 - reducción de carga aerodinámica; las cargas aerodinámicas que actúan sobre el cuerpo "O", especialmente los ortogonales a la dirección principal del flujo "W" aerodinámico, se minimizan tanto en términos de frecuencia asociada con la longitud de onda " λ " como de magnitud "M", lo que es beneficioso en vista del dimensionado estructural para cargas de límite y cargas de fatiga del cuerpo "O" y la superficie de la aeronave "V" a la que va a aplicarse el cuerpo "O", permitiendo por tanto el uso de una estructura más ligera y beneficiándose de las ventajas de un menor peso total;
- 10
 - reducción de perturbación acústica; esto mejora la comodidad de la cabina de vuelo, especialmente en aquellas situaciones en las que sensores, antenas y excrecencias aerodinámicas se posicionan cerca de la cabina de vuelo de la aeronave "V";
- 15
 - adquisición de señales mejorada; en este caso específico, las medidas de presión y/o temperatura y/o velocidad local son más precisas, y la frecuencia a la que varía el parámetro medido se reduce. Esta última característica es ventajosa para el desacoplamiento de frecuencia de cualquier otro campo de vibración en el que pueda tener que funcionar el sensor.

20 En lo que respecta a la integración de esta invención en un avión, no hay restricciones en términos de aplicación o duración temporal. No se requiere trabajo de mantenimiento extraordinario. La producción del panel es sencilla y económica, y puede extenderse al uso de materiales metálicos basados en aleaciones de aluminio.

25 En el caso específico en el que el panel se disponga en la proximidad de los conos de sensor de la IMFP, el mismo sistema de datos de aire podrá proporcionar una señal "más limpia" con ruido reducido y una señal más "regular" con varianza reducida, reduciendo por tanto el trabajo que debe realizarse mediante sistemas de procesamiento y filtración de datos y mejorando la calidad de salida y velocidad de respuesta del sistema de control de vuelo.

30 El panel según la presente invención no requiere modificaciones a la estructura del cuerpo "O" con el que está asociado.

Números de referencia

35	Panel	3
	Cavidad	31
	Hoja frontal	32
40	Abertura de entrada	322
	Abertura de salida	322'
	Orificio	323
45	Hoja trasera	33
	Partes de fijación	34
50	Orificio pasante	342
	Aeronave	"V"
	Cuerpo	"O"
55	Perfil	"S"
	Longitud de onda	" λ "
60	Longitud de onda resultante	" λ "
	Magnitud	"M"
	Magnitud resultante	"M"
65	Flujo de fluido	"W"
	Flujo de fluido de salida	"W"

ES 2 610 981 T3

Dimensión longitudinal máx. de cuerpo "a"

Dimensión lateral máx. de cuerpo "b"

5

REIVINDICACIONES

1. Panel (3) ensamblado con un cuerpo (O) para controlar los fenómenos aerodinámicos generados por el cuerpo (O) con el que está asociado; dicho cuerpo (O) es adecuado para posicionarse en una superficie de una aeronave (V); teniendo dicho cuerpo al menos una extensión longitudinal normal a la superficie de la aeronave;
sobre dicho cuerpo (O), puede actuar un flujo (W) de fluido, generando así fenómenos aerodinámicos no deseados;
el panel (3) está ensamblado en la base de dicho cuerpo (O), es decir se posiciona en correspondencia con esa parte del cuerpo (O) que está en contacto con la superficie de la aeronave (V);
dicho panel (3) fijado al cuerpo (O) se caracteriza porque:
 - el panel (3) comprende al menos una abertura (322) de entrada y al menos una abertura (322') de salida, y una cavidad (31); dicha cavidad está en comunicación tanto con dicha al menos una abertura (322) de entrada como con dicha al menos una abertura (322') de salida, definiendo una trayectoria en la que puede pasar de manera selectiva una parte del flujo (W);
 - dicha abertura (322) de entrada, que de manera selectiva permite entrar una parte del flujo (W) de fluido, está situada aguas arriba de dicho cuerpo (O) con respecto a la dirección del flujo (W) de fluido, y dicha abertura (322') de salida, desde la que sale un flujo (W') de fluido de salida, está situada aguas abajo de dicho cuerpo (O), con respecto a la dirección del flujo (W) de fluido;
 - dicha al menos una abertura (322') de salida está conformada de modo que genera un flujo (W') de fluido de salida que es mayoritariamente perpendicular a la dirección del flujo (W) de fluido que actúa sobre dicho cuerpo (O), interfiriendo con los fenómenos aerodinámicos generados por el cuerpo (O);
 - dicho cuerpo (O) es un saliente aerodinámico que comprende sensores y/o sondas dispuestos en para adquirir datos de aire, y dicho cuerpo (O) comprende al menos una zona (S) con al menos un perfil que tiene una sección circular o semicircular o elíptica.
2. Panel según la reivindicación 1, en el que dicho cuerpo comprende, dentro del mismo, dispositivos de medición y comunicación electrónicos adecuados para conectarse eléctricamente a la aeronave (V).
3. Panel según la reivindicación 1, en el que dicha cavidad (31) es toroidal.
4. Panel según la reivindicación 1, en el que dicha al menos una abertura de entrada y al menos una abertura de salida consiste en una pluralidad de orificios (323) pasantes.
5. Panel según las reivindicaciones 3 y 4, en el que dicha cavidad se define mediante una hoja (32) frontal, que comprende dicha pluralidad de orificios (323), y una hoja (33) trasera, que define la base del panel (3).
6. Panel según la reivindicación 3, en el que dicho panel (3) tiene una porosidad media en el intervalo del 5 al 20%.
7. Método para controlar los fenómenos aerodinámicos generados por un cuerpo (O) posicionado en una superficie de una aeronave (V) y sumergido en un flujo (W) de fluido; caracterizado porque dicho cuerpo se fija a un panel para formar un conjunto tal como se define en la reivindicación 1, y porque el método comprende las siguientes etapas sucesivas:
 - detectar el surgimiento de un fenómeno aerodinámico generado por el cuerpo (O), de manera activa o pasiva;
 - canalizar una parte del flujo (W) de fluido en el que se sumerge dicho cuerpo (O) aguas arriba del mismo cuerpo (O) con respecto a la dirección del flujo (W) de fluido;
 - dirigir el fluido canalizado aguas abajo de dicho cuerpo (O), con respecto a la dirección del flujo (W) de fluido, generando por tanto un flujo (W') de fluido de salida que interfiere con el flujo (W) de fluido;
 dicho flujo (W') de salida es mayoritariamente perpendicular al flujo (W).
8. Aeronave (V) que comprende al menos una superficie caracterizada porque comprende un conjunto que comprende un panel y un cuerpo según la reivindicación 1.

- 5
9. Aeronave (V) según la reivindicación 8, en la que dicho panel (3) está integrado en la superficie de la aeronave (V) en la que se posiciona el cuerpo (O).
 10. Aeronave según la reivindicación 8, en la que dicho panel (3) está amarrado a la aeronave (V) mediante al menos una parte (34) de fijación.

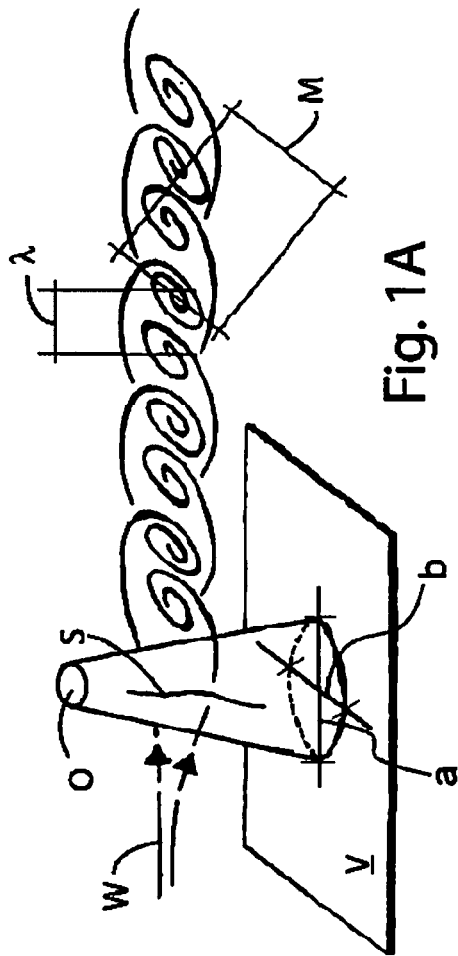


Fig. 1A

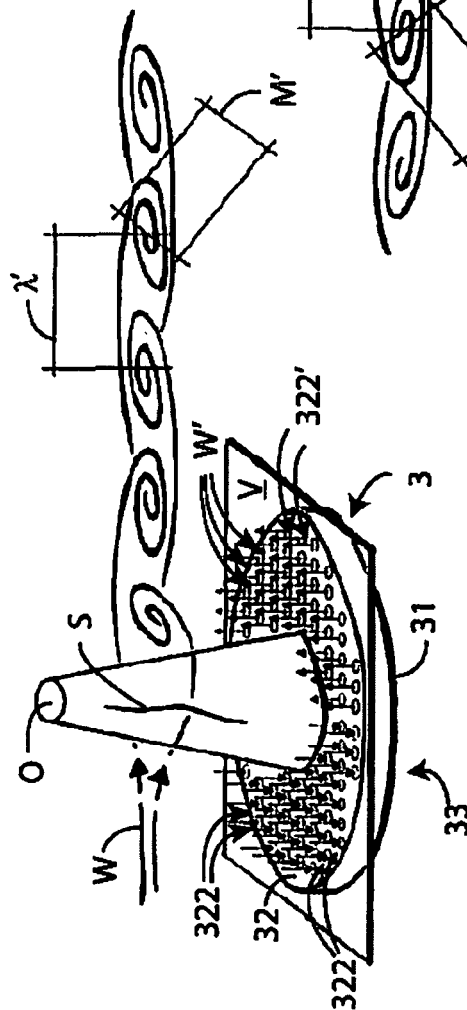


Fig. 1B

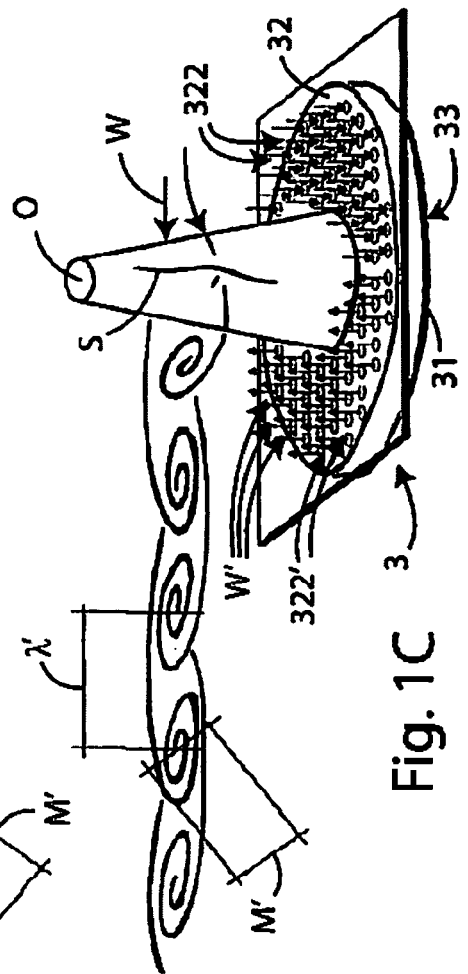


Fig. 1C

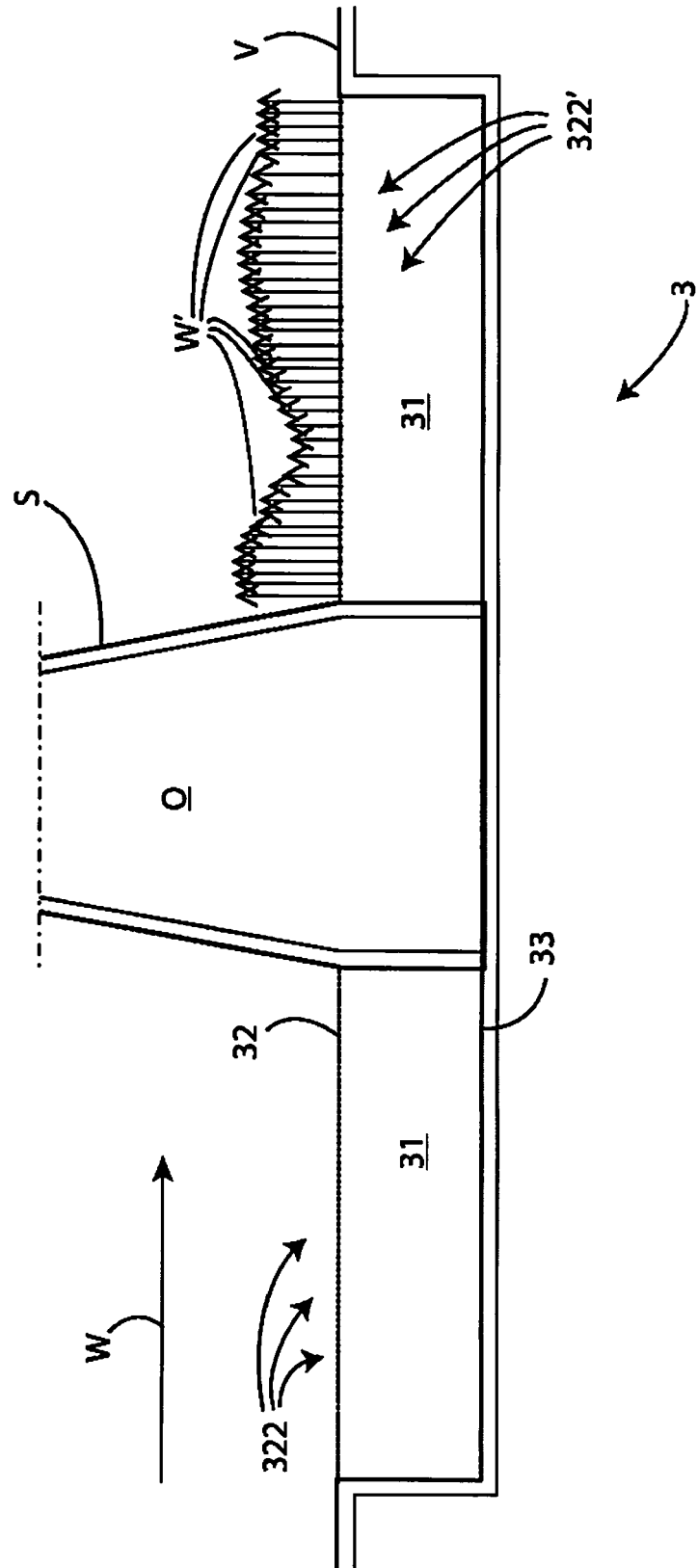


Fig. 2

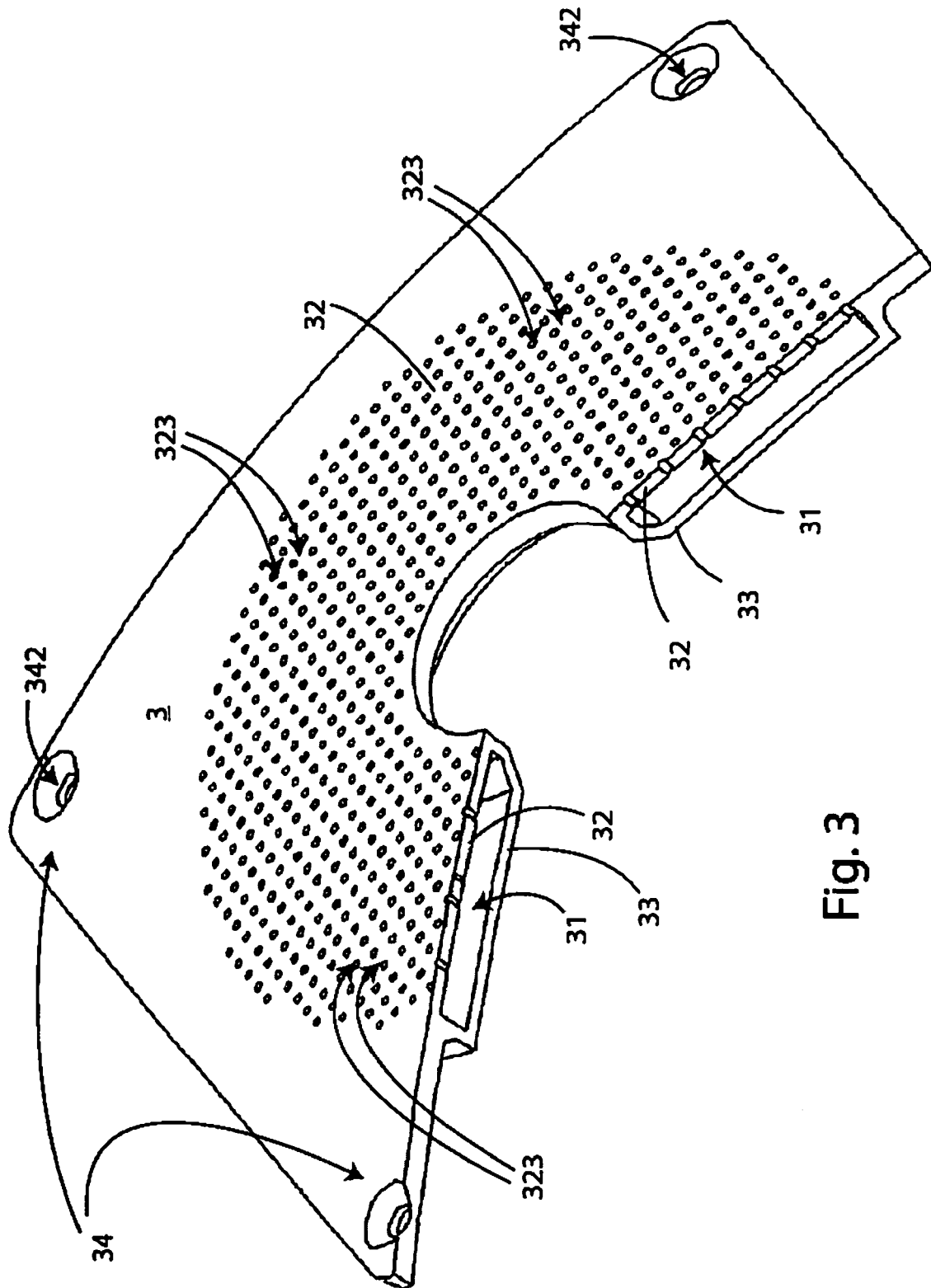


Fig. 3

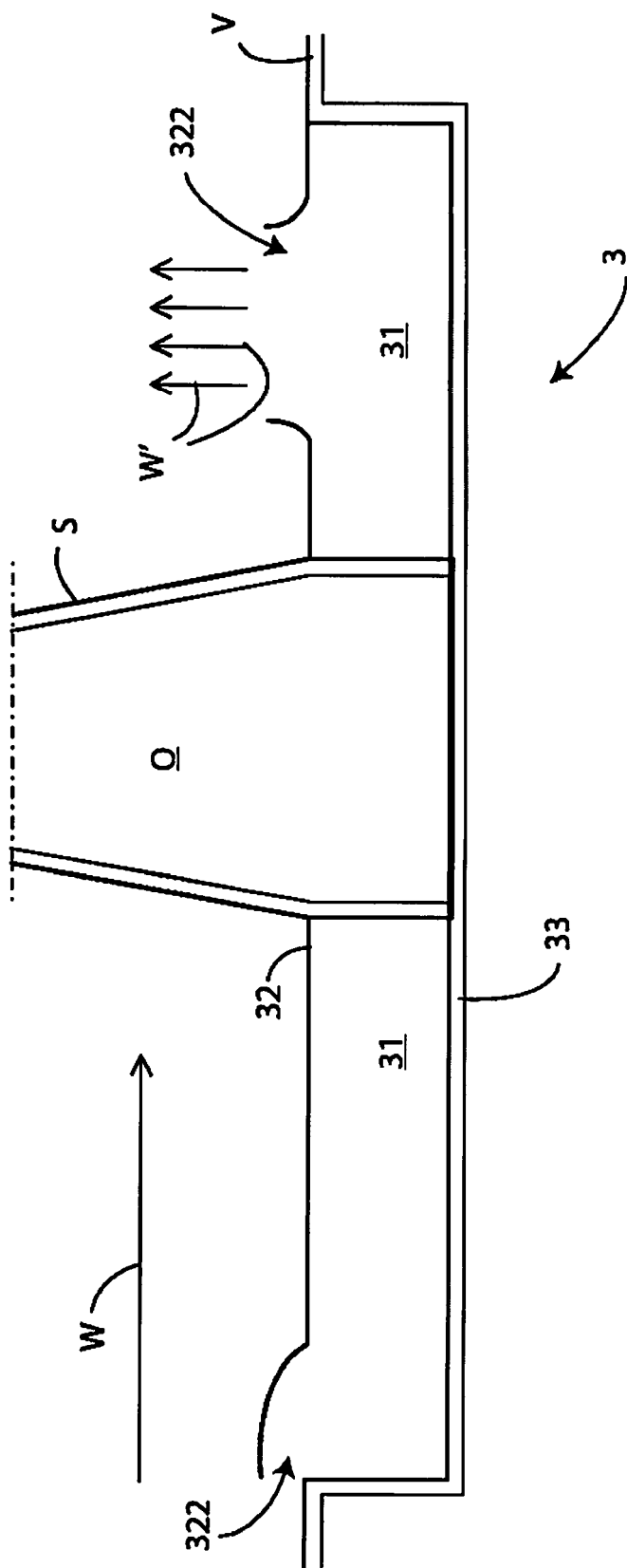


Fig. 4