



19



OFICINA ESPAÑOLA DE  
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA

11 Número de publicación: **2 310 364**

51 Int. Cl.:  
**B64C 23/06** (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Número de solicitud europea: **05768971 .3**

96 Fecha de presentación : **15.02.2005**

97 Número de publicación de la solicitud: **1720765**

97 Fecha de publicación de la solicitud: **15.11.2006**

54 Título: **Aparato y método para el control de los flujos en las estelas.**

30 Prioridad: **20.02.2004 US 784067**

45 Fecha de publicación de la mención BOPI:  
**01.01.2009**

45 Fecha de la publicación del folleto de la patente:  
**01.01.2009**

73 Titular/es: **The Boeing Company**  
**100 North Riverside Plaza**  
**Chicago, Illinois 60606, US**

72 Inventor/es: **Shmilovich, Arvin;**  
**Yadlin, Yoram;**  
**Clark, Roger y**  
**Leopold, Donald**

74 Agente: **Ungría López, Javier**

ES 2 310 364 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

Aparato y método para el control de los flujos en las estelas.

5 a) **Campo de la invención**

La presente invención se refiere a disminuir el problema de los vórtices que se forman en las puntas exteriores de las superficies aerodinámicas, y más particularmente el problema de tales vórtices cuando se desarrollan por un avión, especialmente un avión bastante grande, viajando sobre una ruta aérea, donde los vórtices pueden tener efectos adversos sobre un avión que siga (o cruce) la misma ruta aérea.

b) **Técnicas anteriores**

La capacidad de los aeropuertos actuales se controla en gran medida por las horas de operación, que en gran medida se confinan a las horas diurnas para impedir la contaminación acústica en los alrededores del aeropuerto, y por la frecuencia con que los aviones pueden entrar y salir del aeropuerto. Un elemento dosificador en la frecuencia de aterrizaje y despegue es el tiempo necesario para la disipación de los vórtices de la estela producidos por los aviones en movimiento. El tamaño e intensidad de los vórtices de la estela se determinan por el tamaño y el peso del aparato aéreo, y plantean condiciones particularmente peligrosas en la estela de aviones de gran envergadura. En el caso del peor escenario, esto puede ser suficientemente peligroso causando roturas en el avión. Este problema se ha reconocido durante varias décadas, y se han sugerido un número de métodos para paliar este problema.

Una búsqueda en la documentación de patentes ha identificado un número de patentes, que son las siguientes:

El documento de Estados Unidos 6.668.638 (Huang) se dirige al control de la ruptura del torbellino en una superficie aerodinámica de un aparato aéreo en ala delta. Para un aparato aéreo de combate de alto rendimiento, en el funcionamiento con altas incidencias y altas tasas angulares, el flujo de aire sobre las superficies de control queda afectado por los vórtices en el borde de ataque que se explotan para obtener fuerzas aerodinámicas extra. Hay inyectores móviles sobre la superficie aerodinámica superior para controlar esta rotura de los vórtices y también puede absorberse el aire desde la superficie superior del ala.

El documento de Estados Unidos 6.378.807 (Tomioaka) proporciona inyectores que soplan sobre el ala con la finalidad de retirar la nieve.

El documento de Estados Unidos 6.283.406 (Remington y otros) se refiere a reducir el impulso de alta velocidad y el ruido de la interacción del torbellino de la pala en un helicóptero que tiene lugar particularmente cuando el aparato aéreo se mantiene inmóvil en el aire de forma que el torbellino de una pala afecta a la siguiente pala. En una realización los pasos de entrada de aire se posicionan sobre la superficie de cada pala próximos al borde de ataque y a la punta exterior para admitir aire en el interior del volumen de la pala, y se dispone un paso de salida de aire sobre el borde de salida y la zona de la punta exterior para expeler el aire.

El documento de Estados Unidos 5.813.625 (Hassan y otros) se refiere a la reducción de ruido en un rotor aéreo. El aire presurizado se dirige dentro de la pala del rotor y hacia el exterior a través de un conjunto de aperturas a lo largo de un área superficial sustancial de la pala del rotor tanto en la superficie superior como inferior cerca del borde de ataque y también cerca del extremo final de la pala del rotor. El fluido presurizado está en una dirección generalmente perpendicular a la superficie de las palas.

El documento de Estados Unidos 5.806.807 (Haney) describe un plano aerodinámico de atenuación del torbellino donde hay un deflector 40 posicionado sobre la superficie superior del ala a corta distancia hacia el interior desde el extremo final del ala, y un paso de aire que se extiende a través del plano aerodinámico desde una entrada en la superficie inferior del plano aerodinámico a una salida sobre el lado superior del plano aerodinámico hacia el exterior del deflector 40.

El documento de Estados Unidos 5.755.408 (Schmidt y otros) muestra un sistema para crear turbulencias en la superficie del borde de ataque mediante la eyección de aire presurizado selectivamente, bajo el control de un sistema micro-electromecánico para afectar a la turbulencia en la capa límite sobre la zona de la superficie del ala.

El documento de Estados Unidos 5.158.251 (Taylor) se refiere a aminorar el torbellino en el extremo del ala en un sistema donde el aire presurizado se emite a través de una ranura 36 que está en el borde superior exterior de la superficie de las alas y alineado en la dirección de adelante a atrás. El aire presurizado emitido tangencialmente desde la ranura que se curva hacia el exterior y hacia abajo de manera que forma la aparición de una "Coanda" (ver la Figura 4) que se extiende en forma de cuerda hacia abajo desde la superficie de Coanda 42 perpendicular al plano del ala. Se indica que es deseable que la cortina de Coanda cubra la mayor área posible en dos dimensiones tanto en dirección de la forma de cuerda (horizontal) como en la de elevación (vertical).

El documento de Estados Unidos 4.477.042 (Griswold II) expone el problema de la disminución del torbellino que resulta particularmente cuando un aparato aéreo pesado con una envergadura de carga significativa de forma que el torbellino no afecte adversamente al aparato aéreo que le sigue en la estela del aparato aéreo más pesado. Para aminorar

## ES 2 310 364 T3

este problema, la zona de la punta del ala se conforma en una realización con una orientación hacia arriba, y en otra realización (Figura 11) con una orientación hacia abajo. También, el aire se descarga a través del borde exterior del ala, y esto se describe en la columna 6 que comienza en la línea 36 con referencia a las figuras 6 y 7. El aire se descarga a través de una ranura 54 y se dirige en generalmente de modo tangencial respecto a las superficies del extremo 34, 38 de forma que el flujo de aire sobre las superficies se une al fluido descargado a una velocidad comparable y forma un torbellino que carece del núcleo laminar compacto. Se establece que el efecto del fluido descargado aminora las diferenciales de velocidad del flujo y de ese modo disminuye la circulación dentro de la región del torbellino.

El documento de Estados Unidos 3.997.132 (Erwin) se dirige hacia la disminución del problema de los vórtices en el extremo del ala que afectan al aparato aéreo que lo sigue en la ruta del torbellino. Hay unos motores a reacción principales 26 montados cerca del fuselaje, y en cada extremo del ala, hay unos motores a reacción secundarios 32. Estos se disponen de forma que hay álabes guía 70 que se posicionan en el conducto de bypass anular 42. Estos álabes 70 se dirigen de manera que contrarrestan el efecto de los vórtices que se desarrollan en el extremo del ala.

El documento de Estados Unidos 3.984.070 (Patterson Jr.) se dirige también hacia el problema de los vórtices en el extremo del ala que afectan al aparato aéreo que lo sigue en el torbellino. Hay unas placas que pueden retraerse y que tienen una posición retraída dentro de un componente tubular, y que pueden expandirse a una posición extendida radialmente (Figura 2) en el modo de disipación del torbellino.

El documento de Estados Unidos 3.974.986 (Johnstone) se refiere a disminuir el problema de los vórtices que se generan en el emplazamiento del extremo del ala. Hay aperturas de entrada 48 posicionadas en el lado inferior del extremo del borde del ala, y circula aire a alta presión en estas aperturas 48 y dentro de los pasos donde se descarga a través de la ranura 46 en la superficie superior del ala.

El documento de Estados Unidos 3.936.013 (Yuan) se refiere al problema de disminuir el problema de los vórtices en el emplazamiento del extremo del ala. En la punta del ala hay un componente tubular 21 que proyecta lateralmente y hacia el exterior desde el extremo del ala hacia la corriente de aire, y hay orificios 22 que soplan aire en la corriente de aire del torbellino. En la Figura 3, el flujo del torbellino de aire se ilustra en 24, fluyendo en una dirección hacia arriba y los chorros de fluido hacia abajo 25 que se expulsan desde el componente tubular 21 se indican en 25.

El documento de Estados Unidos 3.881.669 (Lessen) se refiere al problema de disminuir la formación de vórtices en el borde exterior de la punta exterior de las alas. Esta disposición consiste en inyectar en el núcleo del torbellino de la estela un chorro de fluido. Se establece en la columna 3, línea 15, que es esencial que el eje del fluido inyectado sea sustancialmente co-lineal y co-axial con los ejes longitudinales del torbellino de la estela.

El documento de Estados Unidos 3.841.587 (Freed) se refiere al problema de disminuir los vórtices en los extremos del ala. Situado en el extremo de cada ala hay un conjunto de tobera 26 que se sitúa en el borde de salida exterior del ala y descarga aire dirigido hacia abajo en el núcleo del torbellino. El aire se purga desde los motores a reacción para proporcionar el aire presurizado. Es una tobera convergente-divergente (es decir de tipo Venturi) de forma que el aire en la tobera alcanza la velocidad sónica en la entrada de forma que la velocidad aumenta a un nivel máximo supersónico en la sección divergente de la tobera desde la que el aire se expande hacia el exterior. La tobera se dispone de forma que los pasos de salida pueden estar en una configuración tal que creen un nuevo flujo vertical del aire en una dirección de rotación contraria en relación con el torbellino que se forma en el extremo del ala. Hay una transición desde la velocidad supersónica hacia la subsónica que produce una onda de choque con un cambio brusco en la temperatura y un aumento rápido en la densidad del aire en la región de formación del torbellino. Se establece que esto produce o bien una detención del torbellino o causa su rápida disminución.

El documento de Estados Unidos 3.596.854 (Haney Jr.) se refiere a afectar el desarrollo del torbellino en los extremos del ala, principalmente por la razón de un mejor control aerodinámico del avión. En el extremo del ala hay una carcasa 10 que tiene una cámara generalmente cilíndrica 11 cerrada en el frente y con un orificio de descarga 12 en la parte posterior. Esto hace que el aire gire o se arremoline en la cámara. Esto se realiza de forma que se aumente o se disminuya la sustentación.

El documento de Estados Unidos 3.012.740 (Wagner) se refiere a un sistema de control de las capas límites de un aparato aéreo en donde se extrae desde el motor aire a alta presión y se descarga a lo largo del ala para un mejor control de las capas límite.

El documento de Estados Unidos 2.650.781 (Taylor) muestra un sistema para llevar a cabo el control de las capas límite. Se establece que el torbellino que se forma en la punta del ala crea un área de baja presión dentro del núcleo del torbellino. Hay una ranura alargada 20 en la superficie superior del ala, y ésta se fija mediante un conducto que conduce a una apertura en la zona del extremo posterior del ala. De ese modo, el aire se absorbe a través de la ranura para ir a través de este tubo y ser lanzado dentro del torbellino como un medio para proporcionar un control de las capas límite.

El documento de Estados Unidos 3.845.918 (White Jr.) muestra un “disipador de torbellino” que comprende una placa plana fija que se monta en el extremo del ala y que se alinea en la dirección de la corriente libre. La placa se extiende hacia adelante desde el borde de salida del extremo y hacia el exterior desde lado de succión de la superficie de sustentación suficientemente lejos como para alcanzar la máxima velocidad de rotación del torbellino.

## ES 2 310 364 T3

El documento de Estados Unidos 5.150.859 (Ransick) muestra una disposición donde se sitúa una turbina en el extremo del ala y en el torbellino de salida que se induce en el extremo del ala de forma que el torbellino mueve los álabes de un propulsor que a su vez suministran energía a cuestiones tales como el sistema de deshelado de las alas, etc.

El documento de Estados Unidos 5.492.289 (Nosenchuck y otros) describe un “cuerpo de sustentación con vórtices de salida de fuerza reducida”. El borde de salida del ala se forma con una longitud de cuerda variable cerca del borde del ala, como se muestra en la Figura 7A donde hay una “perturbación” que sobresale hacia atrás en 105 en la situación del extremo 102.

El documento de Estados Unidos 5.634.613 (McCarthy) muestra una configuración para mejorar los problemas de generación del torbellino en el extremo del ala mediante el contorneado de la zona del extremo exterior del ala de forma que se cree un “vórtice beneficioso”. Por ejemplo, en la Figura 2, que es una vista mirando directamente hacia el borde del ala, hay una torsión en la dirección de delante a atrás en 66 que cambia gradualmente el ángulo de ataque real del plano aerodinámico desde una posición del ángulo de ataque 68 cerca de la raíz a un ángulo de ataque negativo en la posición 70.

El documento de Estados Unidos 5.918.835 (Gerhardt) describe un dispositivo de torbellino en el extremo del ala instalado en el extremo del ala del aparato aéreo, este dispositivo tiene aletas radiales que se sitúan en la posición del torbellino de forma que se fuerzan a rotar por el torbellino que se desprende desde el extremo del ala.

El documento de Estados Unidos 6.082.679 (Crouch y otros) describe un sistema para la destrucción de los vórtices de salida, esto se lleva a cabo mediante la actuación sobre las superficies de control del borde de salida del plano aerodinámico de forma que da como resultado una ruptura acelerada de los vórtices de salida.

El documento de Estados Unidos 6.394.397 (Ngo y otros), compañía, describe un medio de disipar el torbellino por medio del equipamiento de una zona del borde exterior del ala con un componente de extremo deslizante 28 que tiene una posición en donde se alinea con el ala principal, y una segunda posición en donde se mueve hacia abajo desde el ala principal para extenderse en la superficie del lado de presión 24 para disipar el torbellino.

El documento de Estados Unidos 6.422.518 (Stuff y otros), describe un aparato aéreo con medios para romper los vórtices de la punta de las alas, esto se lleva a cabo por medio de la colocación de pequeñas alas en varias localizaciones sobre el avión, tales como en el fuselaje detrás de las alas, en la punta de la cola en el plano horizontal, o en los alerones de aterrizaje en el lado interior de los bordes de las alas.

El documento de Estados Unidos 6.513.761 (Huenecke), muestra un sistema para reducir los vórtices en la estela del aparato aéreo mediante la generación de un torbellino o vórtices para contrarrestar y hacer que el torbellino de la salida “vibre”. Las vibraciones del torbellino de salida se extienden preferiblemente perpendiculares al eje longitudinal central del aparato aéreo. Se muestran varias versiones de esto en las Figuras 7, 8 y 9. Se indica en la columna 6, línea 6 que los generadores del torbellino 9 y 10 son preferiblemente alerones auxiliares que se sitúan de tal forma que sus respectivos vórtices contrarios 13 y 14 interfieren con la formación de los vórtices del alerón 11B y 12B.

El documento EP0689990 describe un dispositivo de reducción de ruido para un rotor que incluye una unidad para producir aire comprimido, un eje conductor que se equipa con un primer paso de suministro de aire en el que circula el aire comprimido desde la unidad de producción de aire y palas de rotor equipadas con un segundo paso de suministro de aire en el que el circula el aire desde el primer paso de suministro de aire. Para eyectar el suministro de aire comprimido desde las palas del rotor, las toberas de eyección tienen un mecanismo de ajuste de la eyección y los bordes de salida respectivos de los mismos en la dirección de rotación. En funcionamiento, las toberas de eyección expulsan el aire comprimido en la dirección radial de las palas del rotor.

El documento de Estados Unidos 3.090.584 describe un aparato para variar las fuerzas de sustentación y control que actúan sobre un aparato aéreo en donde se equipan con una salida de descarga de fluido con forma de vertido a lo largo de uno de los bordes de ataque o de punta de un componente de sustentación aerodinámica.

### Breve descripción de los dibujos

La Figura 1 es una vista isométrica que muestra un avión despidiendo un torbellino en cada punto del extremo del ala;

la Figura 2 es una vista isométrica de una sección de un plano aerodinámico que ilustra el patrón de flujo que da como resultado la formación de un torbellino;

la Figura 3 es una vista isométrica un tanto esquemática que ilustra de forma esquemática el patrón de flujo de los vórtices generados y el efecto de estos sobre otros aparatos aéreos;

la Figura 4 es una vista en una sección de corte de un torbellino típico;

## ES 2 310 364 T3

las Figuras 5A-5B son vistas secuenciales mostrando un patrón del flujo de inyección de aire de una realización inicial de la presente invención;

5 la Figura 6 es una vista isométrica un tanto esquemática que ilustra una sección de la tobera de una realización de la invención;

la Figura 7 es una vista en sección tomada a lo largo de la línea 7-7 de la Figura 6;

10 la Figura 8 es una vista desde el extremo de la sección de la tobera de la Figura 6;

las Figuras 9A, 9B, 9C-1, 9C-2, 9D-1, 9D-2 ilustran el torbellino que se desprende de la punta del ala en situaciones en las que no se activa el aparato de disipación del torbellino y en las que sí se activa el aparato de disipación del torbellino donde la frecuencia del movimiento cíclico de la dirección del chorro de inyección de aire es de 10,7 Hz;

15 las Figuras 10A, 10B y 10C muestran una superficie de nivel que representa el torbellino antes de la activación del aparato y tras la activación donde la frecuencia de funcionamiento es de 10,7 Hz;

20 las Figuras 11A, 11B y 11C son gráficos que presentan el desarrollo y la degradación del torbellino a la frecuencia de funcionamiento de 10,7 Hz;

las Figuras 12A, 12B y 12C son representaciones en una superficie de nivel similares a las figuras 10A, 10B y 10C excepto en que la frecuencia de funcionamiento es 1,07 Hz;

25 las Figuras 13A, 13B y 13C son gráficos similares a las Figuras 11A, 11B y 11C, con el aparato funcionando a una frecuencia de 1,07 Hz;

30 las Figuras 14A, 14B, 14C, 14D y 14E son vistas secuenciales similares a las Figuras 5A-5D, pero mostrando una realización adicional de la presente invención donde el chorro de inyección de aire tiene dos secciones de chorro de inyección de aire que se mueven hacia adelante y atrás en una relación de desfase.

### Descripción de las realizaciones de la invención

35 De acuerdo con la presente invención se aporta un sistema de disipación del torbellino en el plano aerodinámico y un método en relación con el mismo cómo se reivindica en las reivindicaciones adjuntas.

40 El plano aerodinámico en el que se incorpora el sistema tiene un borde de ataque, un borde de salida, una zona de borde exterior, una superficie aerodinámica superior, una superficie aerodinámica inferior, un eje en el sentido longitudinal del ala, un eje de cuerda de adelante a atrás y un plano de referencia de alineaciones coincidente con el eje en el sentido longitudinal del ala y con el eje de cuerda. Cuando el plano aerodinámico está funcionando para crear una sustentación aerodinámica, se crea un torbellino en la zona del extremo exterior del plano aerodinámico. El plano aerodinámico tiene un eje del núcleo del torbellino, una región de flujo circular principal y una región de flujo perimetral exterior.

45 El aparato de disipación del torbellino comprende una sección de toberas que está en o próximo a la zona del extremo exterior del plano aerodinámico, y tiene una zona de descargas de tobera que en esta realización está en una posición de alineación que se extiende en general en una dirección de adelante a atrás en, o próximo a, la zona del extremo exterior del plano aerodinámico. La sección de toberas se dispone para descargar un chorro de inyección en el torbellino en una dirección de descarga lateral que tiene una componente sustancial de alineación de la descarga en general perpendicular al eje de cuerda y paralelo al plano de alineación. Hay una sección de entrada de aire presurizado para suministrar aire presurizado a la sección de toberas descargándose el aire presurizado desde la sección de toberas. La zona de descarga de toberas se dispone para que se actúe sobre ella para mover la dirección de descarga lateral hacia arriba y hacia abajo entre las posiciones límites superior e inferior en una forma cíclica.

55 En al menos una realización, la dirección de descarga lateral del chorro de inyección se mueve en ciclos en forma giratoria a través de un ángulo de al menos tanto como alrededor de un tercio de un ángulo recto, o a través de un ángulo de al menos tanto como alrededor de dos tercios de un ángulo recto o más.

60 En una realización, la tobera de descarga se dispone de forma que cuando la dirección de descarga lateral está en una posición en general central entre las posiciones superior e inferior, la zona de descarga de toberas está descargando el chorro de aire de inyección de forma que la dirección de descarga lateral tiene un componente sustancial de alineación en general perpendicular al eje de la cuerda y en general paralelo al plano de referencia de alineación.

65 En otra realización, la zona de descarga de toberas se dispone de forma que la dirección de descarga lateral está en una situación en general central entre las posiciones superior e inferior, y el sistema de descarga de toberas está descargando un chorro de aire de inyección de forma que la dirección de descarga lateral tiene un componente sustancial de alineación que se inclina hacia abajo y hacia el exterior desde el plano de alineación referenciado.

## ES 2 310 364 T3

En un modo de operación, el aparato se dispone de forma que la frecuencia cíclica del movimiento de vaivén de la dirección de descarga es suficientemente alta como para que la disipación de dicho torbellino se lleve a cabo mediante el aminoramiento de la intensidad del torbellino. En diferentes modos de funcionamiento esta frecuencia cíclica puede ser mayor que 2 Hz, al menos tan grande como 5 Hz o tan grande como 10 Hz o mayor.

En otro modo de funcionamiento el aparato de disipación del torbellino se dispone de modo que la frecuencia cíclica del movimiento de vaivén de la dirección de descarga lateral es suficientemente baja de forma que la disipación del torbellino se lleva a cabo al menos en parte mediante la aceleración de la inestabilidad que conduce a la disipación del torbellino. Esa frecuencia cíclica puede ser al menos tan baja como alrededor de 2 Hz, o tan baja como aproximadamente 1 Hz o menos.

También, en aún otra realización la zona de descarga de toberas se dispone de forma que tenga al menos dos zonas de descarga de toberas que descargan al menos dos zonas de chorro de aire de inyección, con dichas zonas de chorro de aire de inyección moviéndose cíclicamente hacia delante hacia atrás en una relación de desfase.

Para describir estas realizaciones con más detalle se hace referencia a la Figura 1, donde se muestra en alguna forma esquemática la zona anterior de un avión 10 que tiene un fuselaje 12 y las alas derecha e izquierda 14. Cada ala 14 tiene un borde de ataque 16, un borde de salida 18 y una zona del borde de la punta exterior 20. Como se ilustra en la Figura 1, se desprende de cada zona del borde exterior 20 un torbellino, indicado esquemáticamente en 22, que puede describirse como una masa de aire girando rápidamente.

Para describir la forma en la que un ala produce un torbellino, se hace referencia a la Figura 2, que muestra la sección exterior de un ala 14 que tiene unos bordes y ataque y de salida 16 y 18 y una zona del borde de punta 20. El ala 14 tiene una superficie aerodinámica superior 23, una superficie aerodinámica inferior 24, un eje en el sentido longitudinal del ala 26 y un eje de cuerda 28. Para propósitos de descripción, se designará un "plano de alineación" que está alineado en general de forma horizontal (con el avión volando horizontalmente) y que es coincidente con eje longitudinal del ala 26 y el eje de cuerda 28.

Con referencia adicional a la Figura 2, para describir brevemente como se forma el torbellino 22 en vuelo, existe un nivel de presión diferencial entre las superficies del ala superior e inferior 23 y 24, eso da como resultado un cambio en la dirección (indicado en 31) de la componente de velocidad en el sentido longitudinal del ala a través de la superficie del borde de salida que separa el flujo de arriba del de debajo del ala. Este gradiente de velocidad es la fuente principal del contenido de vorticidad en la estela. La hoja de vorticidad concentrada aparece en dos elementos de torbellino distintos en rotación contraria 22 que se originan en las puntas del ala, como se muestra esquemáticamente en la Figura 1 y se indica también en 22 en la Figura 2.

Dependiendo de las condiciones del tiempo, para aviones grandes y pesados estas vorticidades son bastante intensas y pueden persistir durante un tiempo relativamente largo, lo que se traduce en distancias relativamente grandes, con relación al efecto residual a lo largo de su ruta de vuelo. Por ejemplo la estela de un avión de transporte relativamente grande durante la aproximación podría representar un peligro para un avión que siga en su ruta de vuelo en alrededor de 1,5 minutos lo que corresponde a alrededor de 20 km de distancia en el espacio de un avión. En una atmósfera en calma los vórtices persisten durante largo tiempo hasta su destrucción a través de la disipación molecular turbulenta. Sin embargo normalmente, el mecanismo que conduce a la rotura final del torbellino debido a las perturbaciones atmosféricas es la inestabilidad del flujo (a menudo referidas como inestabilidad de Crow, Crow, S.C., "Stability Theory for a Pair of Trailing Vortices", AIAA Journal, vol. 8, nº 12, págs. 2172-2179, diciembre de 1970). La aparición de las inestabilidades se adelanta por la turbulencia ambiental, el viento y la estratificación atmosférica. Estas fuentes de excitaciones dispara la generación de ondas sinusoidales a lo largo de los núcleos de los elementos del torbellino. El proceso posterior de amplificación no lineal da como resultado la rotura de los elementos del torbellino y conduce a su destrucción. En relación con las condiciones estáticas, las perturbaciones debidas a disturbios atmosféricos y las inestabilidades que le siguen acortan la vida útil de los vórtices. Desafortunadamente, estas inestabilidades evolucionan normalmente con bastante lentitud y no dan como resultado condiciones de flujo que permitan reducciones prácticas en la separación de los aviones.

Durante el despegue y el aterrizaje, se despliegan dispositivos de alta sustentación y la estela consiste en múltiples elementos de torbellinos desarrollados por estos dispositivos de alta sustentación. En estas configuraciones, la dinámica de los vórtices individuales es más compleja, pero la desestabilización causada por las perturbaciones atmosféricas es aún el mecanismo principal de la desintegración del torbellino.

Los vórtices de la estela generados por un aparato aéreo grande pueden representar una perturbación atmosférica severa para aviones que están volando en su ruta. Esta situación es especialmente aguda durante el despegue y el aterrizaje debido a que los segmentos de vuelo se forman en corredores relativamente estrechos. Más aún, el flujo de giro del torbellino 22 es muy intenso a baja velocidad.

Estos patrones de flujo de giro se ilustran en alguna forma esquemáticamente en la Figura 3, y debería comprenderse que la Figura 3 no intenta ser una representación precisa del flujo de aire asociado con el torbellino, sino más bien mostrar el patrón general. Puede verse que en la parte exterior del torbellino hay una estela hacia arriba 32 y en la parte interior del torbellino hay una estela hacia abajo 34. Puede verse que para un avión 36 que vuela entre las dos zonas de estelas hacia abajo 34, hay una pérdida de altitud (cuando se aterriza) o una pérdida de la velocidad de ascenso.

## ES 2 310 364 T3

Para el avión indicado en 38 que está viajando dentro de la estela hacia arriba 32, se le puede imprimir un momento de giro sobre el avión. Para el avión indicado en 40, moviéndose transversalmente a través de los dos vórtices 22, se le pueden imprimir esfuerzos aerodinámicos sustanciales sobre el avión 40 debido al cambio brusco en las cargas de orientación vertical impuestas al avión 40.

5

Para facilitar la descripción de varios aspectos de estas realizaciones de la invención, el torbellino que se genera desde la punta del ala se muestra esquemáticamente en una sección cruzada en la Figura 4, y debe considerarse como que tiene un núcleo de torbellino 44, una región de flujo principal del torbellino 46 rodeando al núcleo, y una región de flujo perimetral exterior 48 rodeando la región de flujo principal del torbellino 36. Obviamente no hay líneas claras de demarcación entre el núcleo del vórtice 44, la región de flujo principal del vórtice 46, y la región del flujo perimetral 48.

10

Junto con el texto precedente que se ha dado como información de los antecedentes, habrá ahora una descripción de las realizaciones de la invención. En la siguiente descripción con “el término plano aerodinámico” se quiere indicar que se refiere al cuerpo aerodinámico entero, y no se intenta indicar una sección de corte o una configuración de sección de corte del mismo. También dentro de un alcance más amplio, se quiere decir que se incluyen varios cuerpos aerodinámicos incluyendo un ala, los alerones del borde de salida, los alerones del borde del ataque o ala auxiliar, pequeñas alas, superficies de control, etc.

15

El sistema 50 de disipación del torbellino del plano aerodinámico de esta realización junto con su sección de toberas, se describirá con más detalle a continuación en este texto con referencia a las Figuras 6, 7 y 8. Sin embargo, se cree que se tendrá una mejor comprensión del sistema 50 dando primero una descripción preliminar de la función de este sistema 50 de disipación del torbellino, y esto se realizará con referencia a las figuras 5A a 5D.

20

En la Figura 5A, se muestra en la zona del borde exterior 20 del ala derecha 14, y se muestra en 54 un eje de alineación de las toberas. En el punto de localización de este eje 54 hay una placa de cobertura o panel 56 móvil que cierra una apertura de descarga del chorro de inyección de aire, cuyos límites perimetrales se indican en 58 en la Figura 5A. Se muestra también en la Figura 5A un eje de descarga del chorro de inyección lateral 60 (de aquí en adelante referenciado como la dirección de descarga lateral 60) que tiene un componente sustancial de alineación perpendicular al eje de alineación de las toberas 54, y tiene también un componente sustancial de alineación paralelo al plano de alineación anteriormente mencionado que se define por (y coincide con) el eje longitudinal del ala 28 y el eje de cuerda 30. En el modo de crucero del avión 10, la placa de cobertura 56 estaría en su posición de cerrada, y sería abierta cuando el avión esté o bien aterrizando o bien despegando y elevándose.

25

En la Figura 5B, se muestra el chorro de aire de inyección 62 descargándose en una dirección que es en general paralela a y también coincidente con (o en proximidad a) esta dirección de descarga lateral 60. Como se ha indicado anteriormente, la descarga del chorro de aire de inyección 62 ocurriría normalmente sólo durante el modo de despegue o aterrizaje. Como se describirá con más detalle en la presente memoria a continuación, la sección de toberas anteriormente mencionadas puede hacerse funcionar de forma que el chorro de aire de inyección 62 puede descargarse también en una dirección que tiene una inclinación hacia arriba, como se muestra en la Figura 5C, y también con una inclinación hacia abajo, como se ilustra en 5D. Adicionalmente, en el modo de funcionamiento de esta realización, el movimiento hacia arriba y abajo entre las posiciones de 5C y 5D puede hacerse en diferentes modos de funcionamiento de forma que el chorro de inyección 62 gira en ciclos arriba y abajo a mayores o menores frecuencias. El efecto de éstos es contribuir a la disipación del torbellino 42, y será comentado con más detalle a continuación en este texto.

35

Se hace referencia ahora a las Figuras 6, 7 y 8 para describir la sección de descarga de toberas con más detalle. Ha de entenderse que las Figuras 6, 7 y 8 son de algún modo esquemáticas y que no se intenta mostrar un diseño de la configuración estructural optimizado, sino más bien mostrar un diseño que tiene los componentes que realizarían las funciones básicas. En el caso en que este diseño fuera a ser implementado realmente como parte de un aparato aéreo, entonces cada uno de los componentes se configuraría para ajustarse a los objetivos de diseño de ser ligero, estructuralmente sólido, funcional y cumplir con la presurización, contención y descarga del chorro de aire de inyección 62, y también ajustarse adecuadamente en los contornos del ala o de otro plano aerodinámico.

45

En la Figura 6, se muestran los componentes básicos de la sección de toberas que tiene una sección de carcasa 64 (de aquí en adelante denominada la carcasa 64) y la sección de toberas de descarga 66. Como se muestra en la presente memoria, la carcasa 64 es una simple carcasa alargada que tiene unas paredes superior o inferior 68 y 69, respectivamente, una pared posterior 70 y unas paredes laterales 72 que colectivamente definen una cámara de distribución presurizada 74. Esta carcasa 64 se posiciona dentro de la zona del extremo exterior 20 del ala 14, y consecuentemente sería obviamente contorneada para ajustarse adecuadamente dentro en los confines de esa zona del ala 14.

55

Hay una entrada de aire presurizado 76 que recibe aire presurizado de una fuente adecuada. Por ejemplo, el aire presurizado podría ser extraído de la sección del compresor de un motor a reacción o de alguna otra fuente. También, mientras que la entrada 76 se muestra como una entrada única, ésta podría disponerse en forma de un colector con múltiples entradas o alguna otra configuración.

60

La sección de descarga de toberas 66 tiene una configuración general alargada y comprende un componente de montaje de las toberas 78 que tiene una configuración general de pared cilíndrica alargada 80, que encaja cómodamente

65

## ES 2 310 364 T3

en una región del extremo de la apertura frontal alargada 82 formada en la parte frontal de la carcasa 64. Este extremo de la zona de apertura 82 comprende dos superficies 84 curvadas cilíndricamente dispuestas en oposición que se ajusta a la configuración de la pared cilíndrica 80, formando las superficies curvas 84 un sellado sustancialmente hermético con la pared cilíndrica 80.

5

La pared cilíndrica alargada 80 se cierra en los extremos opuestos, y tiene una o más aperturas posteriores 86 que se abren a la cámara de distribución 74 de la carcasa 64 y se abre a una cámara de distribución de toberas 88 que se define por la pared cilíndrica 80.

10

Situados en la zona frontal de la pared cilíndrica 80 hay un conjunto de componentes de tobera individuales 90, que colectivamente forman una zona de descarga de toberas 92 de la sección de descarga de toberas 66. Estos componentes de tobera 90 se muestran en la Figuras 6 alineados entre sí con el eje de descarga lateral 60, de forma que estos forman colectivamente el chorro de aire de inyección 62 anteriormente mencionado. De ese modo, cuando se dirige el aire presurizado a través de la entrada o entradas de aire a presión 76 en la cámara de distribución 74 y de ahí a la cámara de distribución de toberas 88, el aire presurizado se descarga a través de sus componentes de tobera 90 para formar este chorro de aire de inyección 62.

15

La pared cilíndrica 80 se monta de forma que pueda girar en las superficies curvadas cilíndricas 84 que definen la región del extremo de apertura frontal alargado 82 de la carcasa 64, con el eje de rotación indicándose en 94. Como se indica por las líneas discontinuas de la Figura 7, esto permite que los componentes de tobera 90 se muevan desde la situación de alineación media a que las toberas 90 se dirijan horizontalmente hacia arriba o hacia abajo a las posiciones de línea discontinua mostradas en la Figura 7. En esta realización, la cantidad de rotación hacia arriba podría ser por ejemplo, de un tercio de un ángulo recto (por ejemplo alrededor de 30 grados) y hacia abajo a través de la misma rotación angular de forma que el trayecto total del recorrido podría ser, por ejemplo alrededor de 60 grados.

20

Para mover los componentes de la tobera 90 a sus variadas posiciones de orientación angular, puede equiparse con un mecanismo de actuación adecuado, tal como el que se muestra esquemáticamente en la Figura 8 en 92. El componente de montaje de las toberas 78 se conecta a un eje 96 que se conecta a un brazo de palanca 98 que a su vez se gira movido por un brazo de actuación 100. Obviamente, podrían usarse varios dispositivos para cambiar la posición de los componentes del conjunto de toberas 78, tales como una palanca acodada, un mecanismo de engranaje, o un dispositivo de posicionamiento eléctrico, neumático o hidráulico, etc. pero dado que estas varias opciones de diseño serían bien conocidas para aquellos especialistas en la técnica, éstas no serán listadas en la presente memoria.

30

También, podría haber varias disposiciones para dirigir el aire presurizado hacia los componentes de tobera 90. Por ejemplo, la entrada de aire presurizado 76 podría conectarse directamente con el componente de montaje de toberas 78, conduciéndolo a través de la pared cilíndrica 80, o posiblemente fijándose mediante un accesorio de rotación a una pared del extremo del componente de montaje cilíndrico 78. Esta disposición podría eliminar la configuración presente de la carcasa 64 que tiene la cámara de distribución 74. Con las restricciones de tener el conjunto de toberas 50 posicionándose sobre la zona del borde exterior 20 del ala, podría ser más deseable tener la carcasa 64 en una configuración que sería compatible con estas restricciones de espacio y proporcionar también una cámara de distribución de suficiente volumen para dar el patrón adecuado de descarga de aire presurizado a través de los componentes de tobera 90.

35

40

Con relación al posicionamiento del conjunto de toberas, la carcasa 64 y el componente de montaje de toberas 78 pueden estar en una situación fija en la zona del borde exterior 20 del ala 14. En este caso, cuando el sistema de disipación del torbellino 50 ha de hacerse operativo, la placa de cobertura 56 anteriormente mencionada se mueve afuera de la apertura de descarga 58 del chorro de aire de inyección de forma que los componentes de la toberas 90 pueden dirigir el chorro de aire de inyección 62 a través de la apertura 58 de forma que el chorro de aire de inyección 62 se descarga en el torbellino 42.

50

La placa de cobertura o panel 56 puede moverse desde su posición de cobertura a una posición abierta de varias maneras. Como un ejemplo, esta placa de cobertura 56 podría tener una configuración curvada y ser móvil de forma que deslizaría fuera de la región de apertura y dentro de una posición escondida.

55

En planos aerodinámicos tales como las alas de un avión, la zona del extremo exterior tiene, en una vista en planta, una curva hacia el exterior moderada de adelante a atrás de forma que en la longitud media de la línea curvada en la punta del extremo del ala se posiciona a una corta distancia más alejada hacia el exterior del fuselaje. Para situar los componentes de tobera 90 relativamente cercanos a la zona del borde exterior del ala u otro plano aerodinámico, la posición de alineación de los componentes de toberas 90 estaría en una curva moderada. Por tanto, la configuración mostrada en la Figura 6 podría modificarse para situar estos componentes de tobera 90 en una curva que se ajuste a la del borde exterior del ala o de otro plano aerodinámico, y aún se le permita girar hacia arriba y hacia abajo. Para obtener esta configuración, hay varias opciones. Por ejemplo, en lugar de realizar la cámara de montaje de toberas 78 como una estructura simple que se extiende a lo largo de la longitud completa de la carcasa 64, los componentes de montaje de tobera 78 podrían disponerse en un conjunto de segmentos individuales que puedan girarse con ejes de giro ligeramente diferentes 64 de forma que éstos se ajustarían más cercanamente a la curvatura exterior de la línea de la punta del ala. Estarían disponibles también otras disposiciones, y dado que estas son bien conocidas para aquellos especialistas en la técnica, éstas no serán elaboradas en este texto.

65

## ES 2 310 364 T3

Como se ha indicado anteriormente, cuando el avión 12 está en modo de crucero el sistema de disipación del torbellino 50 no se usa y permanece oculto detrás de la placa de cobertura 56 en el ala. Entonces la placa de cobertura 56 se movería a su posición de apertura y el sistema de disipación del torbellino 50 se usaría en general en el modo de despegue y de aterrizaje cuando es altamente deseable acelerar la degradación de los dos vórtices en los extremos del ala.

Con el chorro de aire de inyección 62 inyectándose en el torbellino 22 en esta situación de orientación y dirección como se ha descrito anteriormente, la entrada del chorro de aire de inyección 62 en el torbellino está en un punto en el que se forma el núcleo del torbellino. El análisis realizado de ese modo indica ampliamente que la entrada del chorro de aire de inyección 62 en este punto es particularmente efectiva afectando al flujo de aire en el desarrollo del torbellino de forma que el efecto general es comenzar la disipación en una situación crítica de forma que causa una aceleración sustancial de la degradación del torbellino.

Mas allá de esto, existe, como se ha descrito con referencia a las Figuras 5A-5D el modo de funcionamiento en donde el componente de montaje de toberas 78 se gira cíclicamente hacia arriba y abajo de forma que los componentes de tobera 90 se mueven a la posición superior mostrada en la figura 5C y entonces a través de la posición intermedia de 5B hacia abajo hasta la posición inferior de 5D y retroceder hacia arriba que la conduciría a la posición de 5C en ciclos continuos.

Los resultados obtenidos mediante esta realización de la invención se analizaron por el procedimiento de Fluidodinámica Computacional para el funcionamiento simulado de la realización. La efectividad del funcionamiento se evalúa para un ala montada sobre una pared vertical con un caudal libre de número de Mach 0,25 en un ángulo de ataque de ocho grados, de forma que represente las condiciones de la aproximación final. Este modo de funcionamiento da como resultado una estela coherente con fuertes vórtices en las puntas. Se encontró que cuando se utiliza esta realización de la presente invención como se ha descrito anteriormente, el flujo se afecta de forma que el torbellino se difumina significativamente.

En el caso en donde las toberas 90 se mueven juntas hacia arriba y abajo en el rango de 30 grados hacia arriba y 30 grados hacia abajo del eje de alineación 74, a una frecuencia de 10,7 Hz (un ciclo en 0,093 segundos), el efecto sobre el torbellino se representa por las trazas de las líneas de recorrido en la punta del ala como se ilustra en las Figuras 9A, 9B, 9C-1, 9C-2, 9D-1 y 9D-2. En las Figuras 9A, 9C-1 y 9C-2, no hay eyección del chorro de aire de inyección 62 en el torbellino, y las Figuras 9B, 9D-1 y 9D-2 representan el torbellino con la eyección del chorro de aire de inyección 62 en el movimiento arriba y abajo de sesenta grados a 10,7 Hz. Estas "instantáneas" demuestran que la mezcla intermitente proporcionada por el movimiento cíclico de la inyección perturba el flujo en la región de la punta y altera el desarrollo del torbellino de estela mediante la reducción de la fuerza y la difusión en el plano cruzado.

Hay varias medidas que pueden usarse para seguir la actividad vertical. La estructura de estela de campo lejano se presenta en las Figuras 10A, 10B y 10C, donde el torbellino de la punta se sigue mediante la pérdida de presión total, el flujo cruzado y el componente en forma de chorro de la velocidad. El núcleo del torbellino se representa mediante superficies de nivel de las propiedades respectivas del flujo con la clara indicación de que la fuerza del torbellino se reduce significativamente debido al movimiento de la inyección.

El diagnóstico del desarrollo de flujo a lo largo del torbellino a una frecuencia del núcleo de 10,7 hercios se muestra en las Figuras 11A, 11B y 11C. Las propiedades del flujo con una secuencia de intervalos de tiempo de 0,093 segundos desde el momento de la activación de la inyección se muestran a lo largo del núcleo del torbellino en los trazados superiores. También, se muestran las características a lo largo de la línea vertical que pasa a través del núcleo del torbellino a  $x=2850$  en los trazados inferiores. El torbellino sin perturbar se describe mediante las líneas sólidas gruesas. Las otras curvas representan el impacto del mecanismo de control sobre las características del torbellino en intervalos de tiempo progresivos con la señal del movimiento hacia abajo (en la dirección positiva  $x$ ). El frente de la onda de perturbación corresponde a la última instantánea en la secuencia de tiempos y se representa por la curva de puntos. La línea de puntos describe el estado del torbellino en 0,558 segundos desde el comienzo de la aplicación de la inyección. Los resultados indican que el sistema activo es muy efectivo en la reducción de la fuerza del torbellino tal como se mide por la pérdida de presión total, la velocidad del flujo cruzado (representado por el componente tangencial de la velocidad) el componente en forma del flujo de la vorticidad.

Los ciclos arriba y abajo de las toberas 90 pueden usarse efectivamente también a una frecuencia más baja, tal como aproximadamente 1 Hz (es decir un ciclo de movimiento arriba y abajo en poco menos de un segundo). El efecto de esto fue analizado comparando el torbellino sin perturbar y comparando esto con el funcionamiento del aparato de disipación del torbellino de la presente invención a la frecuencia de 1,07 Hz. Los resultados del funcionamiento a 1,07 Hz se muestran en las Figuras 12A, 12B y 12C, que muestran que el chorro de aire de inyección oscilante 62 introduce perturbaciones periódicas a lo largo del torbellino que se propagan corriente abajo. Esta excitación continua da como resultado la inestabilidad y la destrucción de los segmentos individuales del torbellino.

Las Figuras 13A, 13B y 13C describen la onda de perturbación a lo largo de la hebra del torbellino en varios intervalos de tiempo desde el comienzo de la aplicación de la inyección. Se muestra que periódicamente, la pérdida de presión total se reduce a menos del 0,5%, lo que se traduce en una reducción de alrededor del 85% en la fuerza del torbellino original. La máxima velocidad tangencial se reduce periódicamente en alrededor del 50% de la del torbellino original sin perturbar. De forma similar, la máxima vorticidad se ve reducida en alrededor de dos tercios.

## ES 2 310 364 T3

En términos prácticos, considerando la reducción sustancial en el flujo cruzado obtenida mediante el uso del control activo, un aparato aéreo que le siga experimentará un vuelo desigual pero no estará sometido al peligroso movimiento de rotación.

5 Se hace referencia ahora a las Figuras 14A, 14B, 14C, 14D y 14E. Éstas son vistas secuenciales que ilustran un método similar al mostrado en las Figuras 5B, 5C y 5D, pero con algunas diferencias. En este caso, las toberas de inyección 90 se separan en secciones anterior y posterior, pudiendo moverse cada sección anterior y posterior hacia arriba y hacia abajo con un patrón diferente al del otro conjunto de toberas 90.

10 En la Figura 14A, se muestra un conjunto anterior de partes de los chorros de aire de inyección 62a y un conjunto posterior de partes de los chorros de aire de inyección 62b. Ambos están en la misma posición como se muestra en la Figura 14A. Como se muestra en la Figura 14B, el conjunto anterior 62a se ha movido hacia abajo 30 grados, mientras que el conjunto posterior 62b se ha movido hacia arriba 30 grados. Entonces en 14C, las dos secciones de las partes del chorro de aire de inyección 62a y 62b han invertido su dirección y orientación y se están moviendo más hacia la  
15 posición horizontal en la Figura 14C y moviéndose a través de la posición horizontal pero aún girando en direcciones opuestas. Como se muestra en la Figura 14D, se han movido a una posición donde la parte del chorro de aire de inyección anterior 62a se ha movido hacia arriba 30 grados, y la parte del chorro de aire de inyección posterior 62b se ha movido hacia abajo 30 grados. Entonces como se muestra en la Figura 14E, las dos partes del chorro de aire de inyección 62a y 62b se mueven en dirección opuesta y están pasando a través de la posición horizontal a la vez, pero  
20 viajando en direcciones opuestas.

De ese modo, esta oscilación del chorro de aire de inyección forma lo que puede ser denominado como un patrón de tijeras.

25 También, la orientación angular del chorro de aire de inyección puede desviarse angularmente respecto a las mostradas en las Figuras 5A-5D. En lugar de tener la posición media horizontal (es decir paralela con el plano de referencia del plano aerodinámico), la posición neutra se inclina hacia el exterior y hacia abajo en 30 grados. De ese modo, moviéndose hacia arriba a la situación superior, el chorro de aire de inyección estaría horizontal y girando hacia la posición inferior, el chorro de aire de inyección estaría inclinado hacia abajo y hacia el exterior en un ángulo  
30 de 60 grados desde la horizontal. Se ha encontrado que en este modo de funcionamiento, se han obtenido resultados completamente satisfactorios.

En al menos una de las realizaciones de la presente invención, la sección de toberas se posiciona en una situación de alineación que se extiende en una dirección en general de adelante a atrás en, o próximo a, la parte del extremo exterior del plano aerodinámico. La dimensión de longitud de la región en donde se descarga el chorro de inyección puede ser, por ejemplo, un tercio de una distancia de la longitud de la cuerda en la punta exterior de la parte extrema del plano aerodinámico, en un rango más grande entre aproximadamente un cuarto a un medio de la longitud de la cuerda. Sin embargo, dentro del alcance más amplio de la presente invención, éste podría incrementarse a por ejemplo,  
35 60%, 70%, 80%, 90% ó 100% de la longitud de la cuerda, o podría ser 35%, 30%, 25%, 20% o cabe la posibilidad del 15% de la longitud de la cuerda en la punta exterior del plano aerodinámico.

La velocidad del chorro de aire de inyección como se descarga desde los componentes de tobera 90 podría ser, por ejemplo, alrededor de Mach 0,62. Sin embargo, dependiendo de varios otros factores, podrían aumentarse los valores hasta Mach 0,7, 0,8, 0,9 o posiblemente mayor. También podría disminuirse, por ejemplo, a Mach 0,6, 0,5, 0,4, 0,3, o  
45 posiblemente menor.

También, el chorro de aire de inyección con su movimiento de vaivén podría, dentro de un alcance más amplio de las realizaciones, dirigirse en diferentes orientaciones angulares y moverse en vaivén a través de diferentes orientaciones angulares y/o dirigirse a otras posiciones del flujo de aire que forma el torbellino.  
50

En una disposición de la zona de descarga del torbellino de la sección de toberas 50, hay un conjunto de componentes de tobera situados a lo largo de la posición de alineación. Cada una de las toberas puede ser, por ejemplo, una simple tobera de conversión o una tobera convergente/divergente si se requieren velocidades más altas. La sección de corte de la tobera puede ser circular o de otra forma adecuada. La forma de la sección de corte de la tobera puede  
55 variar a lo largo de la longitud de la tobera (por ejemplo, puede variar desde una sección circular a una sección elíptica a la salida de la tobera). La tobera y el conducto de distribución aguas abajo del sistema de actuación debería diseñarse para minimizar las pérdidas de presión, usando técnicas bien conocidas para aquellos especialistas en la técnica. Sin embargo, dentro de un alcance más amplio de estas realizaciones, podría haber una zona de descarga de toberas alargada más en la forma de una ranura continua o ranuras que tengan una dimensión de largo mayor que la dimensión de  
60 ancho.

En una realización propuesta, el sistema se diseña para un avión de 272.155 kg (600.000 libras). En un diseño los parámetros de diseño calculados son los siguientes. La longitud total en la dirección de la cuerda de la sección de toberas es 109,22 cm (43 pulgadas), y tiene 30 orificios de descarga circulares igualmente espaciados, teniendo cada uno un diámetro de 8,128 cm (3,2 pulgadas). La velocidad del aire que se descarga en el chorro del aire de inyección se descarga a Mach 0,62.  
65

## ES 2 310 364 T3

En otro diseño para el mismo avión de 272.155 kg (600.000 libras) y siendo la velocidad de descarga de Mach 0,62, la longitud total de la sección de descarga de toberas es de 88,9 cm (35 pulgadas), y hay nueve componentes de toberas teniendo cada uno un diámetro interior del orificio de descarga de 9,906 cm (3,9 pulgadas).

5 En aún un tercer diseño, con el mismo peso de avión y número de Mach en la descarga de la inyección de aire, la dimensión de la longitud total de la sección de descarga de toberas es de 93,98 cm (37 pulgadas), y hay diez componentes de tobera, teniendo cada una un diámetro interior del orificio de descarga de 9,398 cm (3,7 pulgadas).

10 Es evidente que pueden hacerse varias modificaciones dentro del alcance más amplio de la presente invención como se definen en las reivindicaciones.

15

20

25

30

35

40

45

50

55

60

65

## REIVINDICACIONES

1. Un sistema de disipación del torbellino en un plano aerodinámico comprendiendo:

5 a) un plano aerodinámico que tiene un borde de ataque (16), un borde de salida (18), una zona del extremo exterior (20), una superficie aerodinámica superior (23), una superficie aerodinámica inferior (24), un eje longitudinal del ala (26), un eje de cuerda de adelante a atrás (28) y un plano de referencia de alineación coincidente con el eje longitudinal del ala (26) y el eje de cuerda (28), en donde cuando el plano aerodinámico está funcionamiento para crear la sustentación aerodinámica, se crea un torbellino (22) en dicha zona del extremo exterior del plano aerodinámico, teniendo dicho torbellino (22) un eje del núcleo del torbellino (44), una región de flujo circunferencial principal (cohetes seis) y una región de flujo perimetral exterior (48);

b) un aparato de disipación del torbellino comprendiendo:

15 i. una sección de toberas que está en, o próximo a, dicha zona del extremo exterior (20) del plano aerodinámico, y que tiene una zona de descarga de toberas (92) en una situación de alineación que se extiende en general en una dirección de adelante a atrás en, o próximo a, la zona del extremo exterior (20) del plano aerodinámico, disponiéndose dicha sección de toberas para descargar un chorro de aire de inyección (62) en una dirección de descarga lateral (60) que tiene un componente sustancial de alineación de la descarga en general perpendicular al eje de cuerda y paralelo al plano de alineación; y

20 ii. una sección de entrada de aire presurizado (76) para suministrar aire presurizado a dicha sección de toberas para que se descargue desde dicha sección de toberas;

25 **caracterizándose** dicho sistema en que dicha zona de descarga de toberas (92) se dispone para que se actúe sobre ella para mover la dirección de descarga lateral (60) del chorro de aire de inyección hacia arriba y hacia abajo entre las posiciones extremas superior e inferior en una forma cíclica.

30 2. El sistema como se describe en la reivindicación 1, en donde dicha zona de descarga de toberas (92) se dispone para mover la dirección de descarga lateral (60) del chorro de aire de inyección (62) en forma que pueda girar entre una posición superior e inferior a través de un ángulo al menos tan grande como un tercio de un ángulo recto.

35 3. El sistema como se describe en la reivindicación 1, en donde dicha zona de descarga de toberas (90) se dispone para mover la dirección de descarga lateral (60) del chorro de aire de inyección en forma que pueda girar entre una posición superior e inferior a través de un ángulo al menos tan grande como dos tercios de un ángulo recto.

40 4. El sistema como se describe en la reivindicación 1, en donde dicha zona de descarga de toberas (92) se dispone de forma que cuando la dirección de descarga lateral (60) está en una situación en general central entre dicha situación superior e inferior, dicha zona de descarga de toberas (92) está descargando dicho chorro de aire de inyección (62) de forma que la dirección de descarga lateral (60) tiene un componente sustancial de alineación en general perpendicular al eje de cuerda (28) y en general paralelo al plano de referencia de alineación.

45 5. El sistema como se describe en la reivindicación 1, en donde dicha zona de descarga de toberas (92) se dispone de forma que cuando la dirección de descarga lateral (60) está en una situación en general central entre dicha situación superior e inferior, dicho sistema de descarga de toberas (92) está descargando dicho chorro de aire de inyección (62) de forma que la dirección de descarga lateral (60) tiene un componente sustancial de alineación inclinada hacia abajo y hacia el exterior en relación al plano de referencia de alineación.

50 6. El sistema como se describe en la reivindicación 1, en donde dicho aparato de disipación del torbellino se dispone de forma que la frecuencia cíclica de dicha dirección de descarga lateral (60) es tal que la disipación de dicho torbellino (22) se lleva a cabo mediante la disminución de la intensidad del torbellino.

55 7. El sistema como se describe en la reivindicación 1, en donde dicho aparato de disipación del torbellino se dispone de forma que la frecuencia cíclica del movimiento de la dirección de descarga lateral (60) es tal que la disipación de dicho torbellino (22) se lleva a cabo al menos en parte mediante la aceleración de la inestabilidad que conduce a la degradación del torbellino.

8. El sistema como se describe en la reivindicación 6, en donde dicha frecuencia cíclica es mayor que dos hercios.

60 9. El sistema como se describe en la reivindicación 8, en donde dicha frecuencia cíclica es al menos tan grande como cinco hercios.

10. El sistema como se describe en la reivindicación 7, en donde dicha frecuencia cíclica es al menos tan baja como dos hercios.

65 11. El sistema como se describe en la reivindicación 10, en donde dicha frecuencia cíclica es al menos tan baja como aproximadamente un hercio.

## ES 2 310 364 T3

12. El sistema como se describe en la reivindicación 1, en donde dicho chorro de aire de inyección (62) comprende al menos dos partes de chorro de aire que se mueven cíclicamente en forma desfasada entre sí.

5 13. Un método de disipación de un torbellino (22) que se genera por un plano aerodinámico que está funcionando para crear una sustentación aerodinámica, teniendo dicho plano aerodinámico un borde de ataque (16), un borde de salida (18), una zona del extremo exterior (20), una superficie aerodinámica superior (23), una superficie aerodinámica inferior (24), un eje longitudinal del ala (26), un eje de cuerda de adelante a atrás (28) y un plano de referencia de alineación coincidente con el eje longitudinal del ala (26) y el eje de cuerda (28), comprendiendo dicho método:

10 a) una sección de posicionamiento de toberas en, o próximo a, la zona del extremo exterior (20) del plano aerodinámico, con una zona de descarga de toberas (92) en una situación de alineación que se extiende en general en una dirección de adelante a atrás en, o próximo a, la zona del extremo exterior (20) del plano aerodinámico;

15 b) la descarga de un chorro de aire de inyección (62) desde dicha zona de descarga de toberas (92) en una dirección de descarga lateral (60) que tiene un componente sustancial de alineación de la descarga en general perpendicular al eje de cuerda y paralelo al plano de alineación;

20 **caracterizándose** dicho método en que dicha zona de descarga de toberas (92) se opera para mover la dirección de descarga lateral (60) del chorro de aire de inyección hacia arriba y hacia abajo entre las posiciones extremas superior e inferior en una forma cíclica.

25 14. El método como se describe en la reivindicación 13, en donde dicha zona de descarga de toberas (92) se opera para mover la dirección de descarga lateral (60) del chorro de aire de inyección (62) en forma que pueda girar entre una posición superior e inferior a través de un ángulo al menos tan grande como un tercio de un ángulo recto.

30 15. El método como se describe en la reivindicación 13, en donde dicha zona de descarga de toberas (92) se dispone para mover la dirección de descarga lateral (60) del chorro de aire de inyección (62) en forma que pueda girar entre una posición superior e inferior a través de un ángulo al menos tan grande como dos tercios de un ángulo recto.

35 16. El método como se describe en la reivindicación 13, en donde dicha zona de descarga de toberas (92) se opera de forma que cuando la dirección de descarga lateral (60) está en una situación en general central entre dicha posición superior e inferior, dicha zona de descarga de toberas (92) está descargando dicho chorro de aire de inyección (62) de forma que la dirección de descarga lateral (60) tiene un componente sustancial de alineación en general perpendicular al eje de cuerda (28) y en general paralelo al plano de referencia de alineación.

40 17. El método como se describe en la reivindicación 13, en donde dicha zona de descarga de toberas (92) se opera de forma que cuando la dirección de descarga lateral está en una situación en general central entre dicha posición superior e inferior, dicho sistema de descarga de toberas está descargando dicho chorro de aire de inyección (62) de forma que la dirección de descarga lateral (60) tiene un componente sustancial de alineación inclinada hacia abajo y hacia el exterior en relación al plano de referencia de alineación.

45 18. El método como se describe en la reivindicación 13, en donde dicho aparato de disipación del torbellino se opera de forma que la frecuencia cíclica de dicho chorro de aire de inyección (62) en dicha dirección de descarga lateral (60) es tal que la disipación de dicho torbellino (22) se lleva a cabo al menos en parte mediante la disminución de la intensidad del torbellino.

50 19. El método como se describe en la reivindicación 18, en donde dicho aparato de disipación del torbellino se opera de forma que la frecuencia cíclica de su movimiento de la dirección de descarga lateral (60) es tal que la disipación de dicho torbellino (22) se lleva a cabo al menos en parte mediante la aceleración de la inestabilidad que conduce a la degradación del torbellino.

55 20. El método como se describe en la reivindicación 18, en donde dicha frecuencia cíclica es mayor que dos hercios.

21. El método como se describe en la reivindicación 20, en donde dicha frecuencia cíclica es al menos tan grande como cinco hercios.

60 22. El método como se describe en la reivindicación 19, en donde dicha frecuencia cíclica es al menos tan baja como dos hercios.

23. El método como se describe en la reivindicación 22, en donde dicha frecuencia cíclica es al menos tan baja como aproximadamente un hercio.

65 24. El sistema como se describe en la reivindicación 13, en donde dicho chorro de aire (62) comprende al menos dos partes de chorro de aire que se mueven cíclicamente en forma desfasada entre sí.

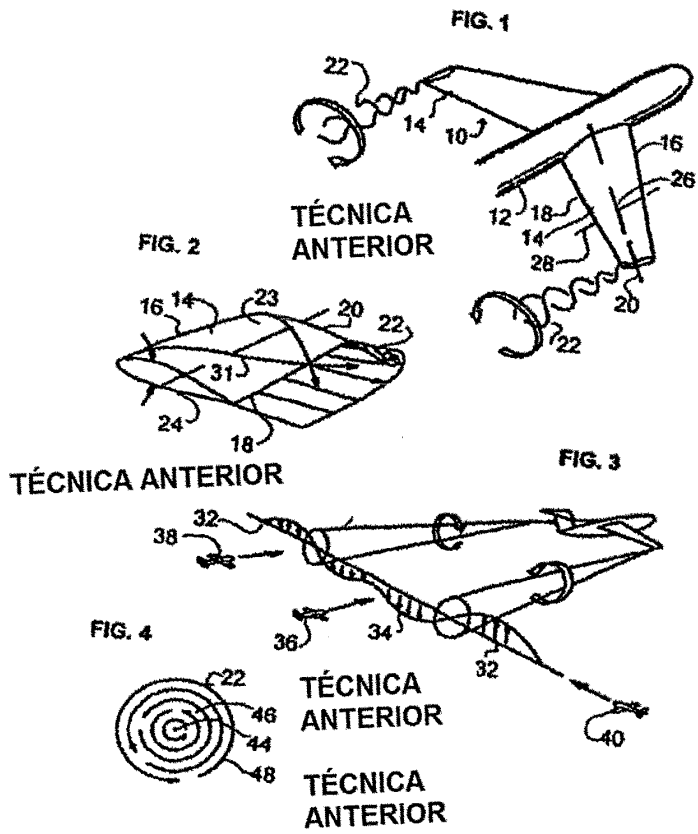


FIG. 5A

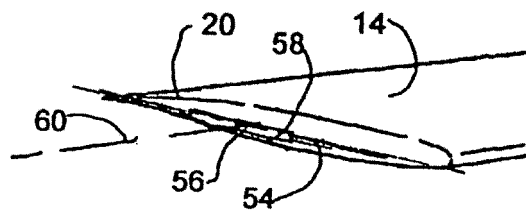


FIG. 5B



FIG. 5C



FIG. 5D



FIG. 6

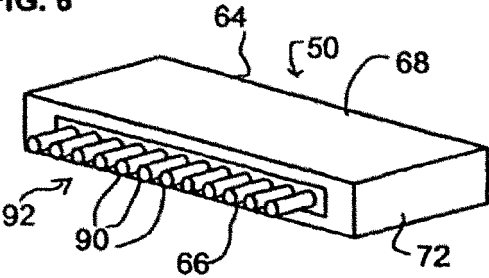


FIG. 7

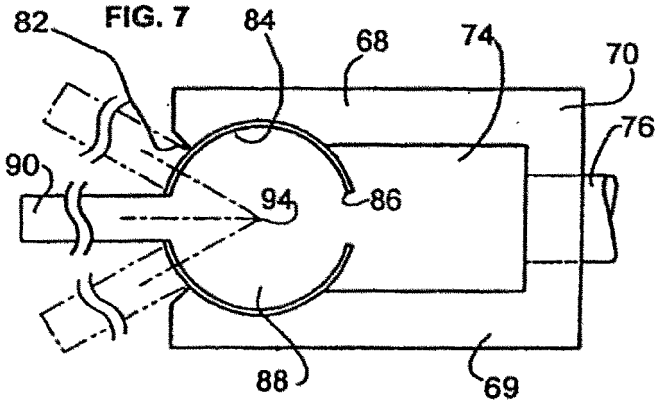
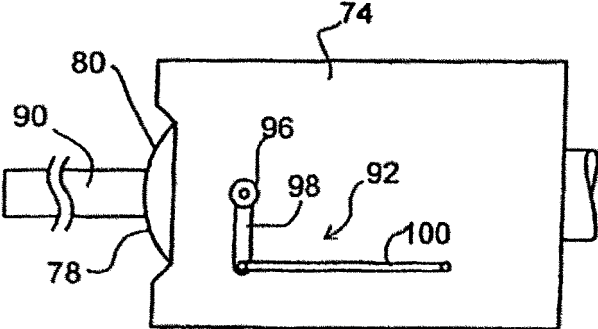
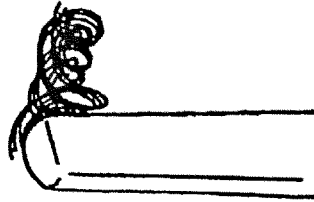


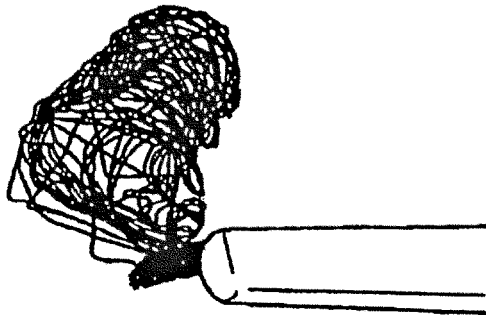
FIG. 8

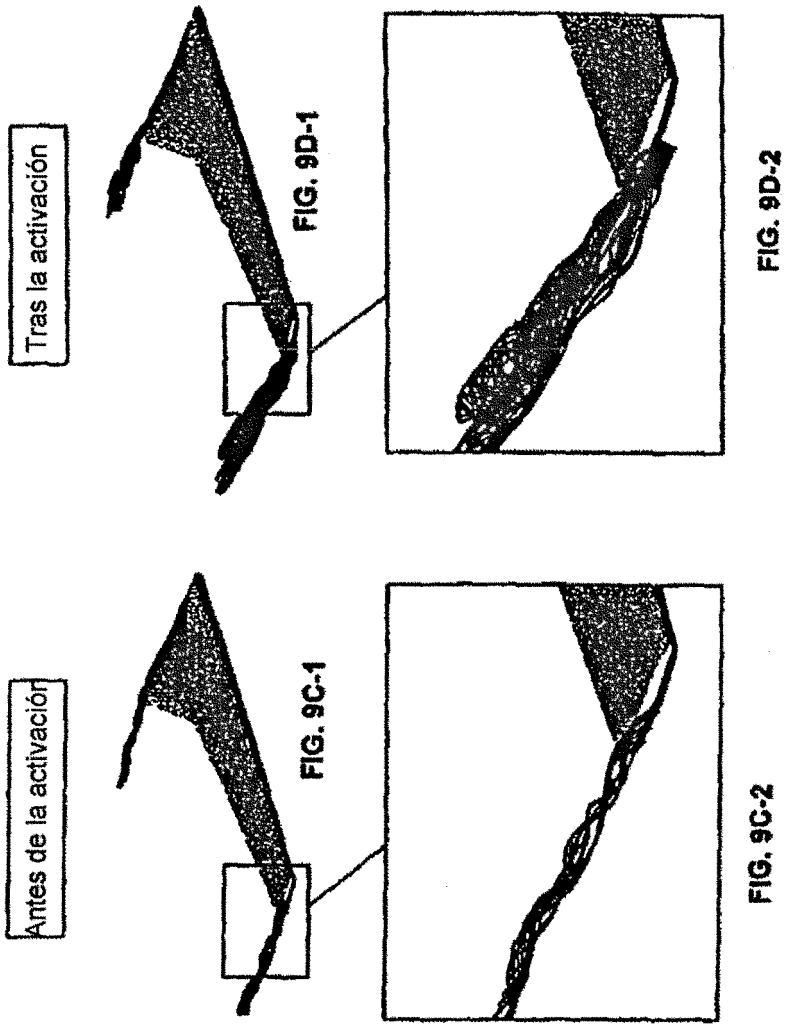


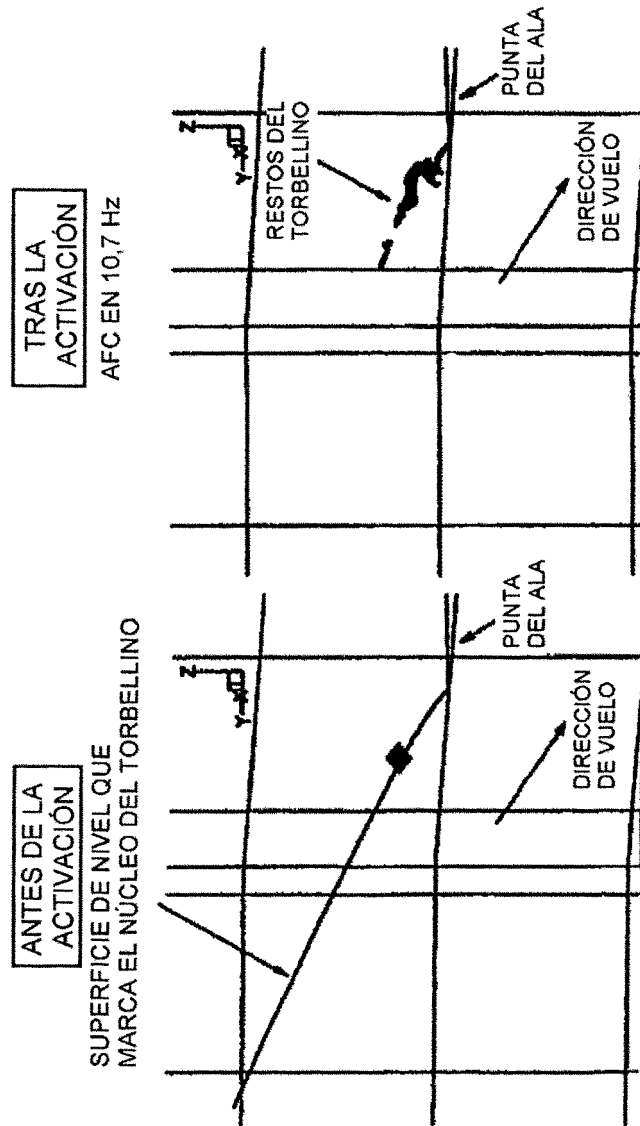
**FIG. 9A**



**FIG. 9B**







**FIG. 10A**

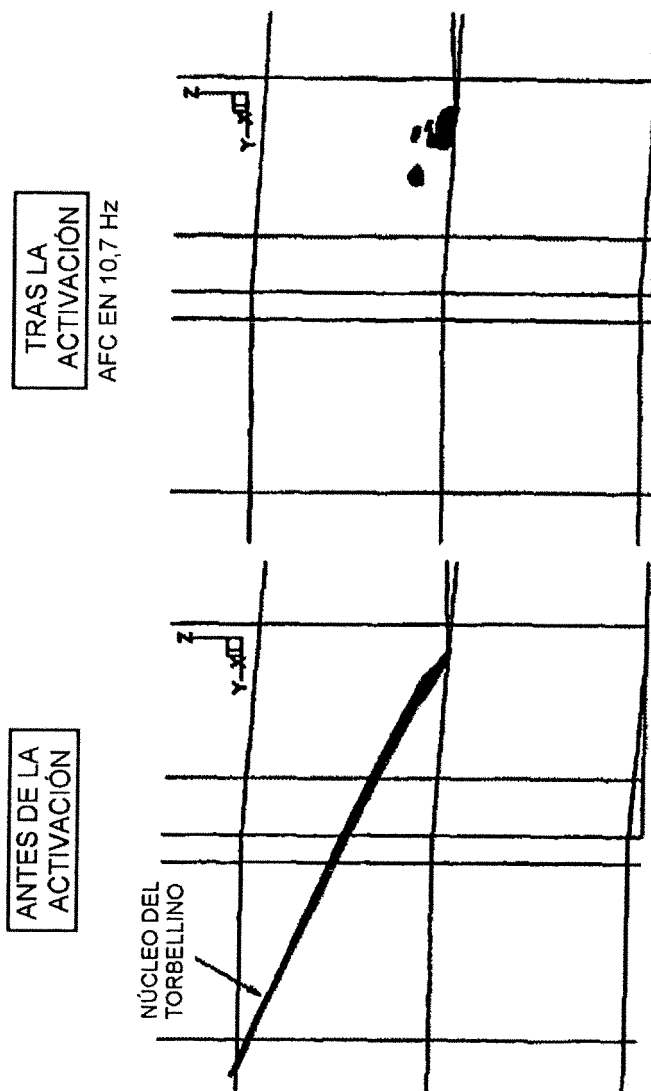


FIG. 10B

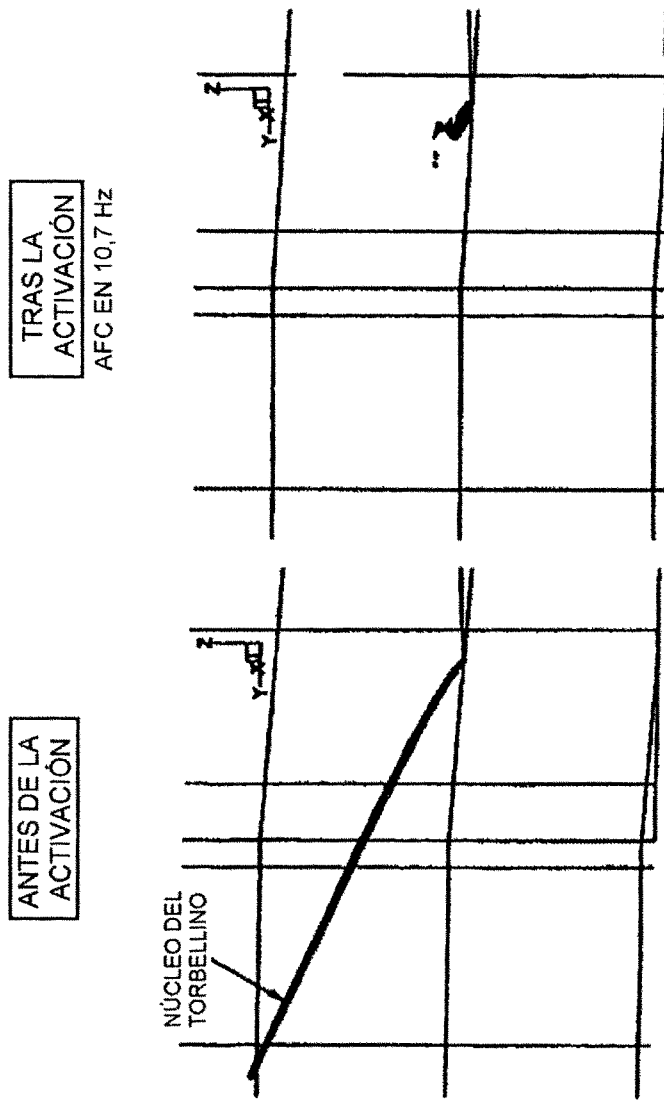


FIG. 10C

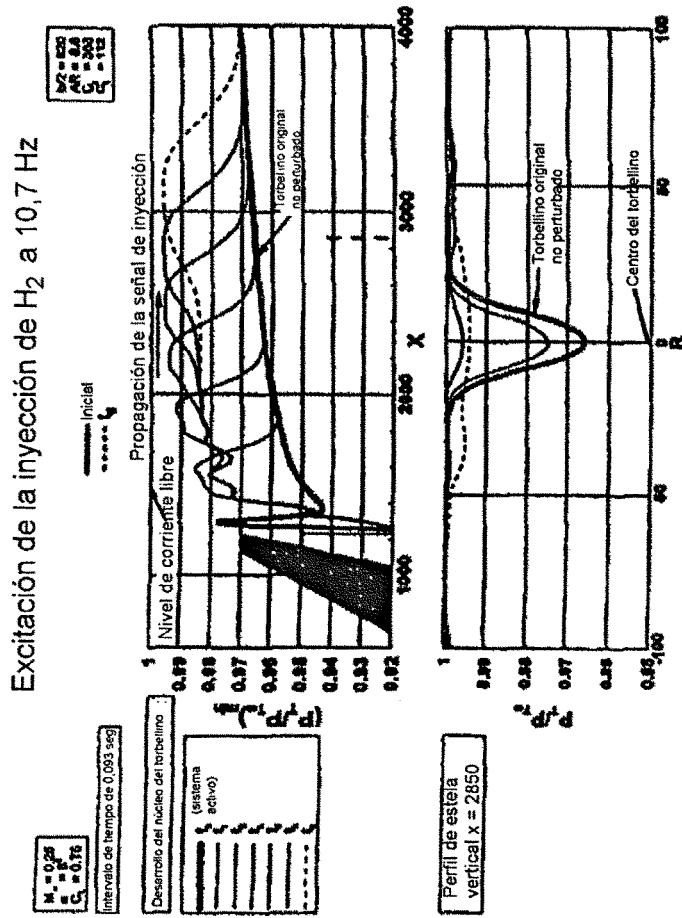


FIG. 11A

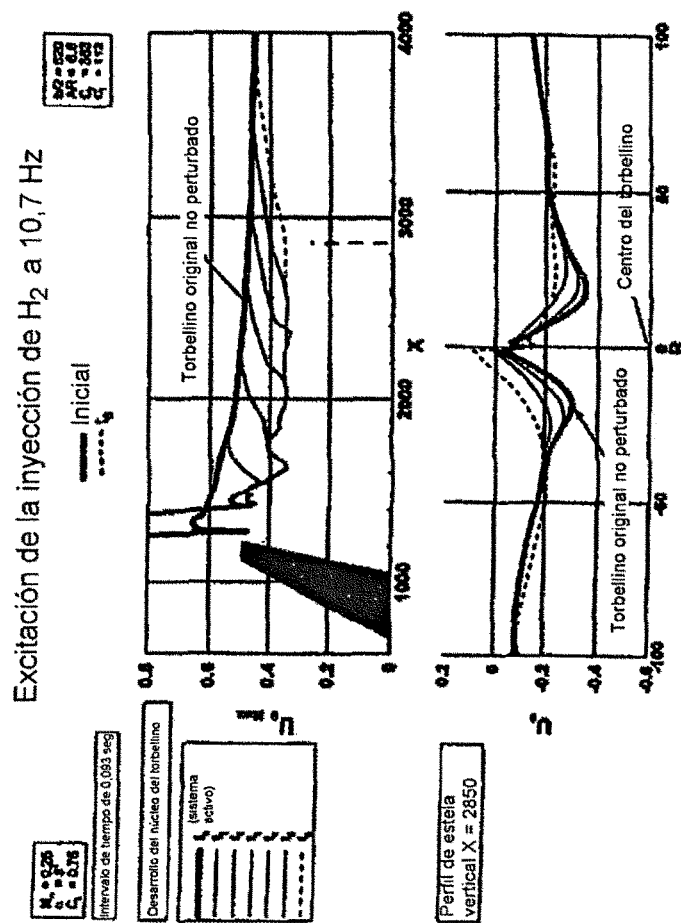


FIG. 11B

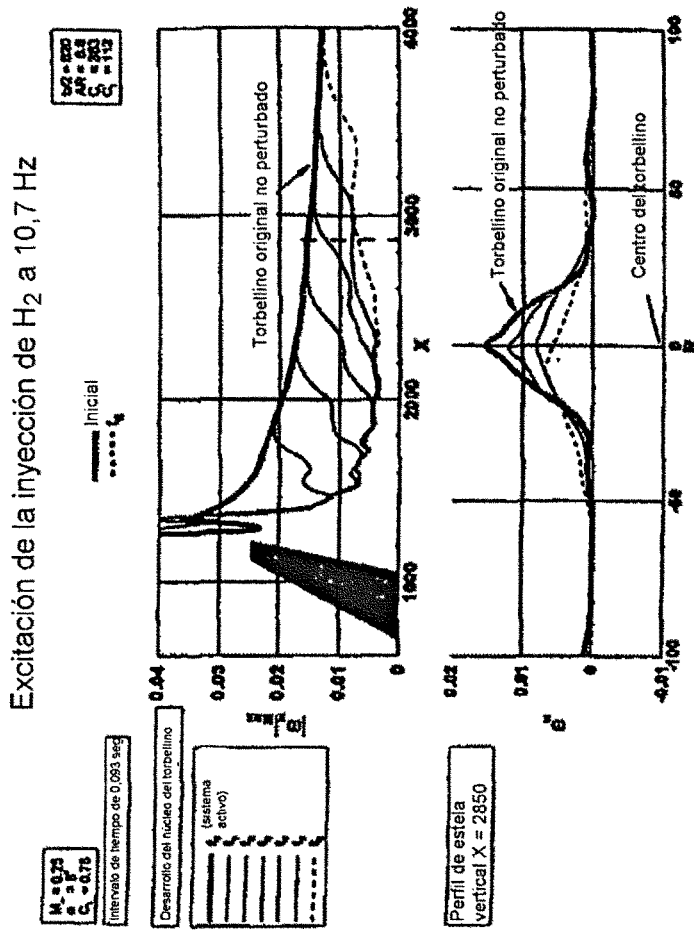


FIG. 11C

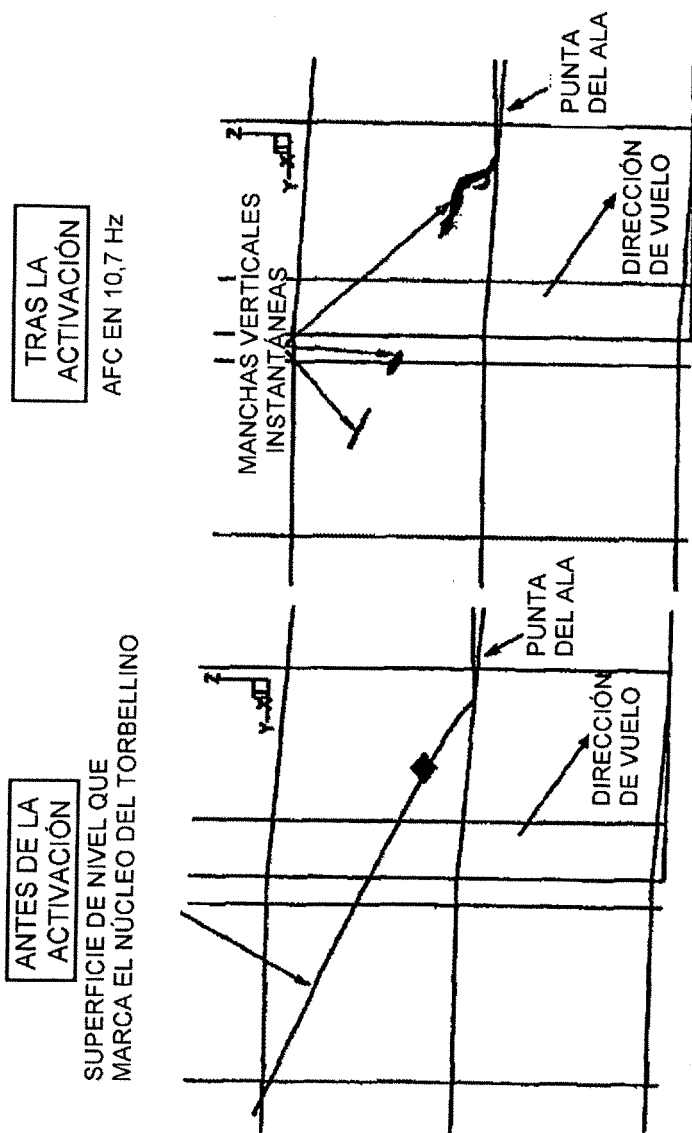


FIG. 12A

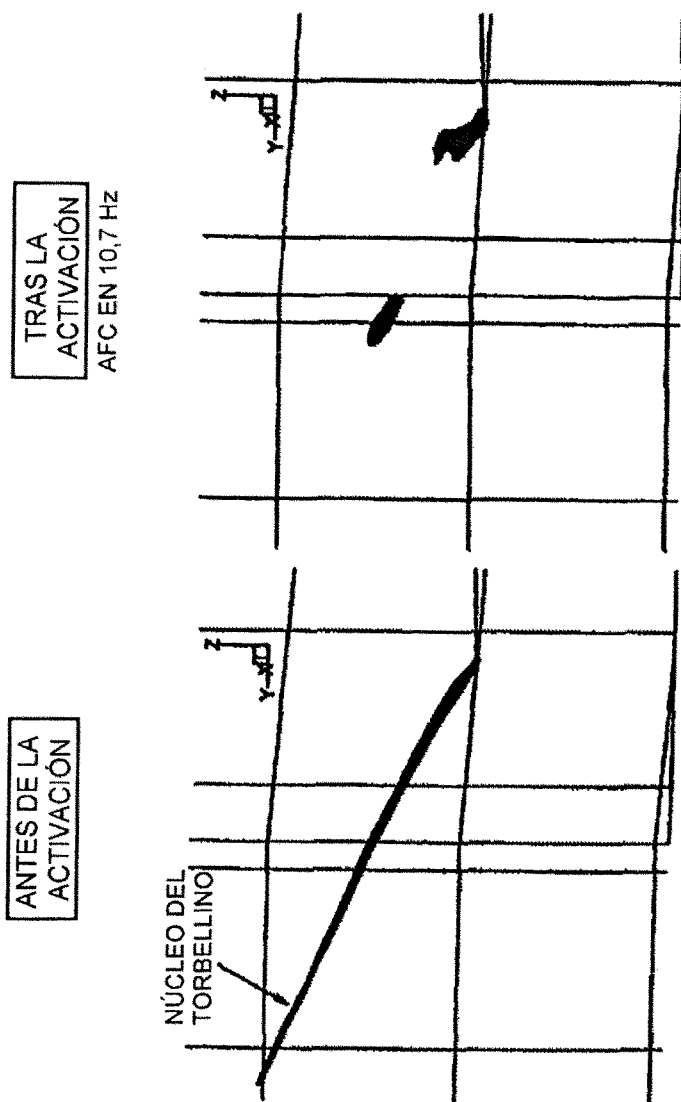


FIG. 12B

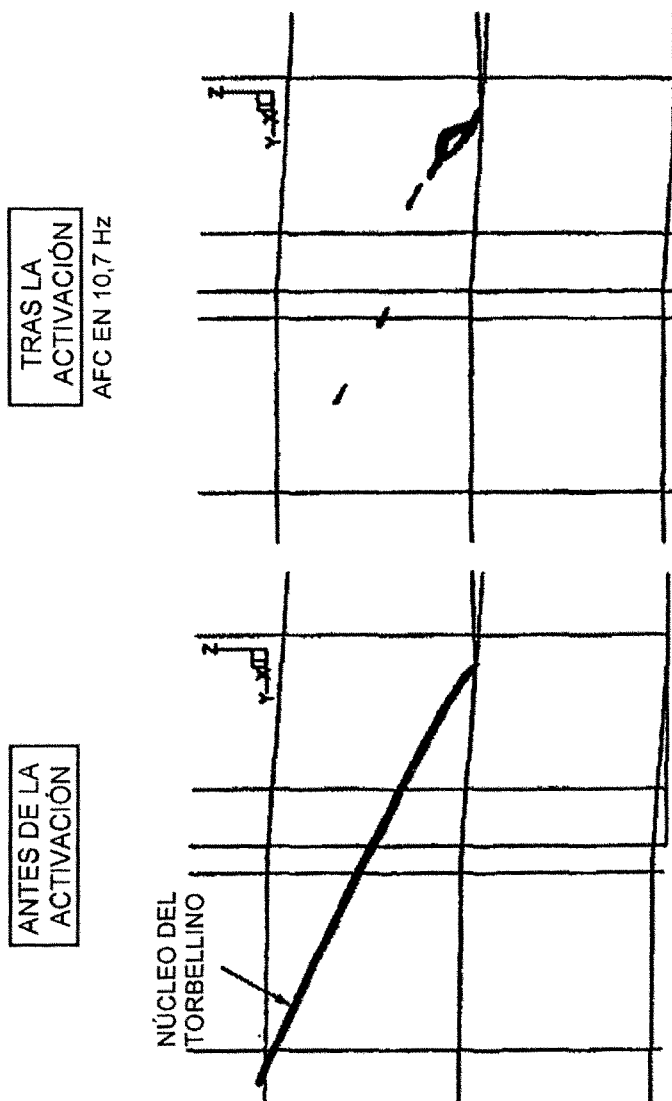


FIG. 12C

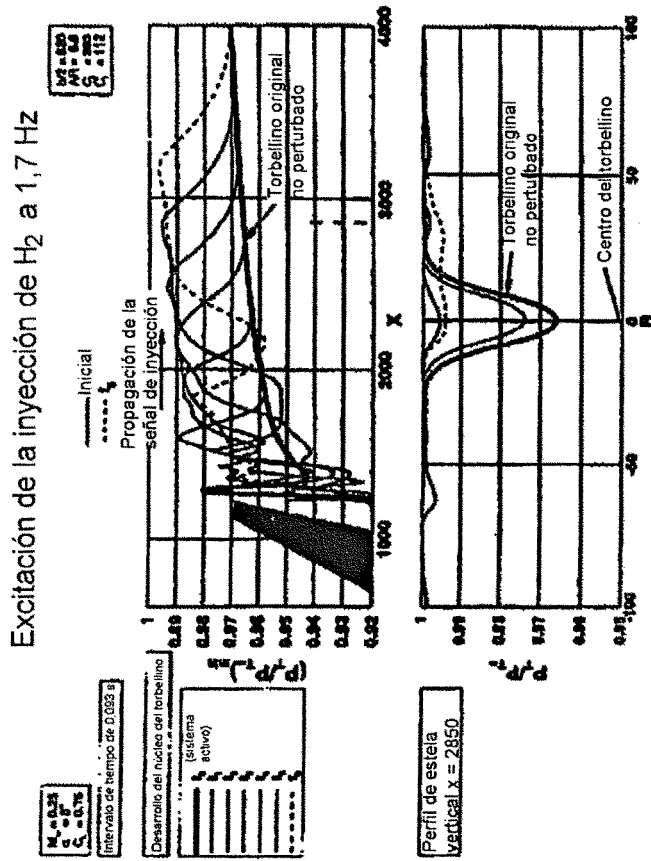


FIG. 13A

Estado de inyección de H<sub>2</sub> a 10,7 Hz

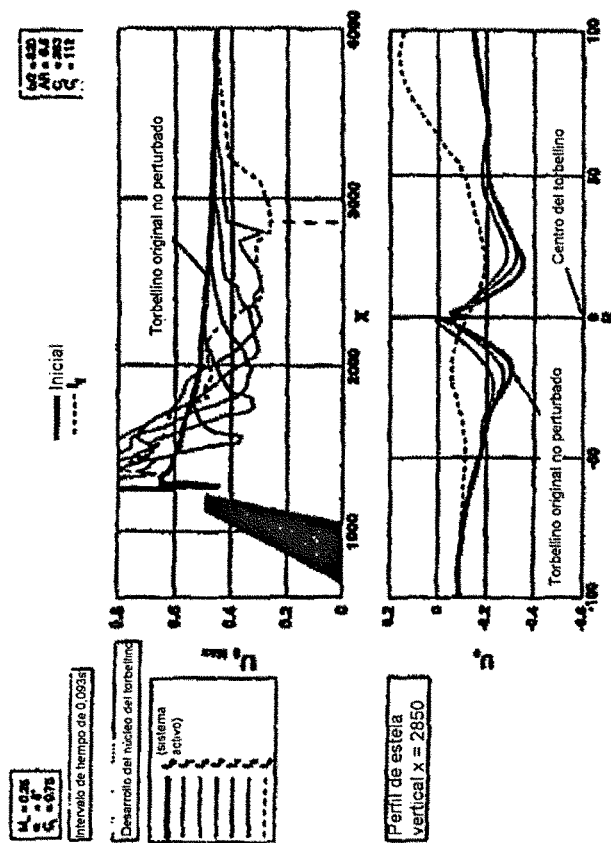
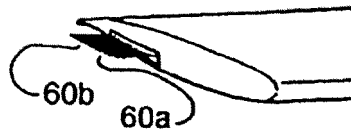


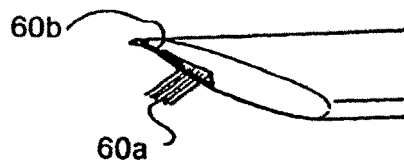
FIG. 13B



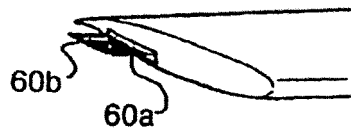
**FIG. 14A**



**FIG. 14B**



**FIG. 14C**



**FIG. 14D**



**FIG. 14E**

