

19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 398 489**

51 Int. Cl.:

B64C 21/00 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **16.05.2008 E 08156378 (5)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **07.11.2012 EP 1995172**

54 Título: **Sistema de accionamiento por plasma y método para su uso con un compartimento para armas en una plataforma móvil de alta velocidad**

30 Prioridad:

25.05.2007 US 753869

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

19.03.2013

73 Titular/es:

**THE BOEING COMPANY (100.0%)
100 North Riverside Plaza
Chicago, IL 60606-2016, US**

72 Inventor/es:

**SCHWIMLEY, SCOTT L. y
DROUIN-JR, DONALD V.**

74 Agente/Representante:

DE ELZABURU MÁRQUEZ, Alberto

ES 2 398 489 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

Sistema de accionamiento por plasma y método para su uso con un compartimento para armas en una plataforma móvil de alta velocidad.

5 CAMPO
 La presente invención se refiere a dispositivos de accionamiento por plasma y, más particularmente, a un sistema y a un método que emplean uno o más dispositivos de accionamiento por plasma con el fin de mejorar la acústica de un receptáculo o compartimento para armas de una plataforma móvil de alta velocidad cuando se abre una
 10 compuerta del compartimento de armas de la plataforma móvil, y también para mejorar la separación de un arma que es liberada desde el compartimento para armas, al modificar el flujo de capa límite sobre el compartimento para armas.

ANTECEDENTES

15 Las afirmaciones realizadas en esta sección meramente proporcionan información de antecedentes relacionada con la presente invención y pueden no constituir técnica anterior.

A fin de satisfacer muchos requisitos actuales de comportamiento, las plataformas móviles aerotransportadas, por ejemplo, mediante una aeronave o avión militar de reacción, presentan con frecuencia configuraciones de plataforma
 20 diversas y altamente integradas. Estas configuraciones pueden incluir receptáculos o compartimentos para armas internos, que están situados, por lo común, en la panza del fuselaje de la aeronave. Cuando un arma almacenada en el interior del compartimento para armas ha de ser liberada desde la aeronave, por lo común, una compuerta soportada de forma articulada, o un par de compuertas del compartimento soportadas de forma articulada, se abren y, seguidamente, el arma es liberada. Sin embargo, debido a las altas velocidades a las que operan muchos aviones de reacción en el momento en que las armas son liberadas del compartimento para armas, el flujo de aire de la capa de desprendimiento o deslizando en torno al compartimento para armas puede producir elevadas intensidades acústicas y cambios en la liberación de las armas cuando se abren las compuertas del compartimento. En efecto, se produce una separación dependiente del tiempo de la capa deslizando en el borde de ataque del compartimento para
 25 armas, que se desplaza al interior del compartimento, por lo que se produce un ruido acústico y una carga elevados. Para complicar esto, las armas existentes están, por lo común, cualificadas para condiciones máximas que pueden no ser suficientes para su despliegue desde un compartimento para armas interno de un avión. La modificación o recalificación de las armas no es, típicamente, una opción.

Convencionalmente, para contrarrestar de forma pasiva las elevadas intensidades acústicas experimentadas en el interior del compartimento para armas y con el fin de mejorar las características de separación de las armas, existe un deflector de flujo situado en el fuselaje del avión, externamente al compartimento para armas y aguas arriba con respecto a este. El deflector funciona "desviando" el flujo de aire que se aproxima, además de "quebrando" y reduciendo la intensidad de las ondas de presión oscilantes en el compartimento, en posición adyacente a la
 35 abertura existente en el fuselaje. Esta solución pasiva se ve, normalmente, limitada, en un comportamiento óptimo, a operar dentro de una porción limitada de la envolvente o dominio de vuelo (es decir, con un intervalo de velocidades predeterminado para el avión). El deflector de flujo mecánico requiere, por lo común, una ligadura mecánica y dispositivos de accionamiento electromecánicos y/o hidráulicos, todos los cuales pueden añadir al aparato aéreo un peso, complejidad y costes ligados al ciclo de vida útil significativos.

El documento titulado "The attenuation of cavity tones using plasma actuators" (La atenuación de tonos de cavidad utilizando dispositivos de accionamiento por plasma), por Chan, S. et al., XP 009141229, divulga un estudio llevado a cabo mediante experimentos en el túnel de viento a baja velocidad. Se colocó un conjunto geoméricamente
 40 ordenado de dispositivos de accionamiento por plasma paraeléctricos en la superficie de aproximación a la cavidad, alineados con la dirección del flujo que llegaba. Se estudió el flujo de fluido en el interior de las cavidades utilizando un abanico de técnicas de medición. Se incluyeron mediciones de flujo de aceite, formación de imágenes de partículas, mediciones de velocidad y con micrófonos montados en las superficies.

El documento titulado "Control of high speed cavity flow using plasma actuator" (Control del flujo en cavidad a alta velocidad utilizando dispositivos de accionamiento por plasma), por Mitchell, D. A., XP 002610057, divulga
 55 dispositivos de accionamiento por plasma que están colocados a lo largo del borde delantero o de ataque de una cavidad y que son capaces de influir en la separación de la capa de desprendimiento o deslizando. Se utilizaron dispositivos de accionamiento por plasma para determinar su capacidad a la hora de influir en el flujo en torno a la cavidad, en particular, las fluctuaciones de presión resultantes.

El documento "Airflow control by non-thermal plasma actuators" (Control del flujo de aire mediante dispositivos de accionamiento por plasma no térmico), por Moreau, Eric, divulga el conocimiento concerniente al viento eléctrico inducido por dispositivos de accionamiento por plasma no térmico superficial, que actúan en el aire a la presión atmosférica. Este documento también divulga un control activo del flujo de aire por medio de dispositivos de accionamiento por plasma y el control de los dispositivos de accionamiento por plasma en asociación con una vena
 60 de aire.

SUMARIO

La invención se establece en las reivindicaciones independientes. Características preferidas u opcionales se establecen en las reivindicaciones dependientes de las mismas.

5 La presente invención se refiere a un sistema y a un método que emplean al menos un dispositivo de accionamiento por plasma situado en una superficie de una plataforma móvil, aguas arriba con respecto a una cavidad de la plataforma móvil (en relación con un flujo de aire de libre circulación en torno a la plataforma), a fin de modificar el recorrido de un flujo de aire adyacente a la cavidad. El sistema puede ser utilizado en cualquier forma de plataforma móvil, en asociación con cualquier forma de abertura, cavidad o, potencialmente, en cualquier parte en que se desee desviar el flujo de libre circulación que se desplaza en torno a la plataforma móvil. Se espera que el sistema encuentre utilidad particular en asociación con aeronaves o aviones militares, para modificar un flujo de aire de libre circulación con el fin de reducir las ondas de presión acústica oscilantes dentro del compartimento para armas del avión cuando la(s) compuerta(s) del compartimento para armas se está(n) abriendo.

15 En una realización, existe un dispositivo de accionamiento por plasma situado aguas arriba con respecto a un borde de aguas arriba de un compartimento para armas existente en un avión. La activación energética del dispositivo de accionamiento por plasma con una señal eléctrica provoca la ionización de las moléculas de aire contenidas en la capa límite de un flujo de aire de libre circulación que se desplaza en torno al dispositivo de accionamiento. Esto también tiene como resultado el desarrollo de un campo eléctrico adyacente al dispositivo de accionamiento, que actúa en el aire ionizado para crear un flujo inducido que es dirigido aguas arriba en relación con la dirección del flujo de aire de libre circulación. Ello provoca, a su vez, que el flujo de aire de libre circulación sea desviado en alejamiento del compartimento para armas. El flujo de aire de libre circulación desviado ayuda a reducir significativamente las ondas de presión acústica oscilantes que, de otro modo, se desarrollarían a partir de una capa de desprendimiento o deslizante que pasa sobre el compartimento para armas y se curva al interior de este. La reducción de las ondas de presión acústica oscilantes contribuye a reducir las intensidades acústicas dentro del compartimento para armas y a mejorar las características de separación para el armamento o municiones que se liberan desde el compartimento para armas.

BREVE DESCRIPCIÓN DE LOS DIBUJOS

Los dibujos que se describen en la presente memoria son para propósitos de ilustración únicamente y no están destinados a limitar de ningún modo el ámbito de la presente invención.

35 La Figura 1 es una vista lateral de un sistema de control de vuelo que se emplea en una superficie de Coanda del ala de un avión o aeronave, de tal manera que el sistema hace uso de una pluralidad de dispositivos de accionamiento por plasma que están situados sobre la superficie de Coanda;

La Figura 1A muestra una vista en perspectiva de una porción del ala de la Figura 1, que emplea una pluralidad de filas o hileras separadas entre sí de dispositivos de accionamiento por plasma que se han mostrado en la Figura 1;

40 La Figura 2 es una vista lateral ampliada de uno de los dispositivos de accionamiento por plasma mostrados en la Figura 1;

La Figura 3 es una vista lateral del ala de la Figura 1, que ilustra el aspecto que tiene el flujo de capa límite cuando no se ha activado ninguno de los dispositivos de accionamiento por plasma;

45 La Figura 4 muestra el ala de la Figura 1, pero en la que se ha activado energéticamente al menos uno de los dispositivos de accionamiento por plasma únicamente de la superficie inferior, con el cambio resultante en el flujo de capa límite a lo largo de la superficie de Coanda y la modificación asociada de la circulación y de las líneas de corriente en torno a la sección del ala (esto es, haciendo que el flujo de salida o estela sea desviado hacia arriba);

50 La Figura 5 muestra el ala de la Figura 1, pero en la que se ha activado energéticamente al menos un dispositivo de accionamiento por plasma únicamente de la superficie superior, con el cambio resultante en el flujo de capa límite a lo largo de la superficie de Coanda y la modificación asociada de la circulación y de las líneas de corriente en torno a la sección del ala (esto es, haciendo que el flujo de salida o estela sea desviado hacia abajo);

55 La Figura 6 es una vista del ala de la Figura 1, que muestra el flujo de capa límite que abandona el ala cuando se ha accionado al menos un dispositivo de accionamiento tanto de la superficie superior como de la superficie inferior (esto es, no hay cambios significativos en el flujo de estela);

La Figura 7 ilustra el modo como pueden emplearse una pluralidad de dispositivos de accionamiento por plasma de modo dual en una superficie de Coanda;

60 La Figura 8 ilustra en mayor detalle uno de los dispositivos de accionamiento por plasma de modo dual englobados en la Figura 7, con sus primer y tercer electrodos conectados a través de la fuente de tensión de CA [corriente alterna –“AC –alternating current”] para inducir un flujo que contribuye a retrasar la separación de la capa límite; y

65 La Figura 9 ilustra el dispositivo de accionamiento por plasma de modo dual de la Figura 8, pero con los segundo y tercer electrodos conectados a través de la fuente de tensión de AC con el fin de inducir un flujo que sirve para favorecer el flujo de capa límite en la dirección opuesta;

La Figura 10 es una vista en planta de una superficie inferior de una plataforma móvil, en este ejemplo, un avión, que ilustra el sistema de control de flujo de la presente invención, destinado a utilizarse para desviar una capa de desprendimiento o deslizante en alejamiento de un compartimento para armas del avión;

La Figura 11 es una vista lateral de una porción del fuselaje del avión de la Figura 10, que ilustra un recorrido del flujo de aire en torno al compartimento para armas cuando se abren las compuertas del compartimento para armas; y

La Figura 12 es una vista lateral del avión de la Figura 11, que ilustra el modo como funcionan los dispositivos de accionamiento por plasma para desviar la capa deslizante en alejamiento del compartimento para armas cuando se abren las compuertas del compartimento.

DESCRIPCIÓN DETALLADA

La siguiente descripción es meramente de naturaleza ejemplar y no está destinada a limitar la presente invención, su aplicación o sus usos.

Haciendo referencia a la Figura 1, se muestra en ella un sistema 10 de control de flujo que se utiliza en un ala 14 de una plataforma móvil 12. En este ejemplo, la plataforma móvil es un avión y, por conveniencia, se hará referencia a él a todo lo largo de la siguiente exposición como "avión 12". Se apreciará de inmediato, sin embargo, que las enseñanzas de la presente invención no están limitadas al uso únicamente con plataformas móviles aerotransportadas que utilizan alas, tales como aviones comerciales y militares, sino que son fácilmente aplicables a vehículos aéreos no tripulados (UAVs –"unmanned air vehicles"), misiles, aeronaves de rotor o helicópteros, vehículos terrestres e incluso embarcaciones marinas de alta velocidad.

En la Figura 1, el sistema 10 emplea una pluralidad de dispositivos de accionamiento por plasma 16 que están separados unos de otros a lo largo de una superficie de Coanda 18 del ala 14. Aunque se han mostrado tan solo cuatro dispositivos de accionamiento por plasma 16, es posible emplear una pluralidad mayor o menor para satisfacer las necesidades de una aplicación específica. En este ejemplo, se han proporcionado dos dispositivos de accionamiento por plasma 16a, 16b en una porción de mitad superior de la superficie de Coanda 18, en tanto que se han proporcionado dos dispositivos de accionamiento por plasma adicionales 16c, 16d en una porción de mitad inferior de la superficie de Coanda. Se apreciará que no es necesario que la superficie de Coanda 18 esté asociada con un ala del avión, sino que, en lugar de eso, puede estar asociada con cualquier componente, por ejemplo, un deflector trasero de un vehículo terrestre. Si los dispositivos de accionamiento por plasma se han incorporado en una cola vertical o estabilizador de dirección de un avión u otra forma de plataforma móvil, se apreciará entonces que las referencias a la "mitad superior" y la "mitad inferior" pueden aludirse, en lugar de ello, como "mitad de babor" y "mitad de estribor". Asimismo, en la práctica, se anticipa que muchas aplicaciones pueden requerir que una pluralidad de cada uno de los dispositivos de accionamiento 16a, 16b, 16c y 16d estén separados entre sí en una dirección según la longitud o envergadura del ala, a lo largo del ala 14 u otra forma de superficie aerodinámica. Un ejemplo de esta disposición se ha ilustrado en la Figura 14A. La ubicación precisa de los dispositivos de accionamiento por plasma 16 puede ser modificada según sea necesario para satisfacer una aplicación específica. Por ejemplo, son también posibles disposiciones de los dispositivos de accionamiento por plasma 16 en las que los dispositivos de accionamiento están dispuestos con sus ejes mayores encadenados a modo de cuerda, de tal modo que muchos de los dispositivos de accionamiento están dispuestos a lo largo de la longitud o envergadura del ala con el fin de facilitar el control de separación con una circulación turbulenta coherente.

Un controlador 20 y una fuente 22 de tensión de corriente alterna (CA –"AC (alternating current)") de alto voltaje se encuentran en comunicación con cada dispositivo de accionamiento por plasma 16. El controlador 22 controla de forma independiente la aplicación de una señal de alta tensión, preferiblemente, de entre aproximadamente 3.000 VAC hasta aproximadamente 20.000 VAC o, posiblemente, aún mayor, a cada dispositivo de accionamiento por plasma 16. La activación energética de cada uno de los dispositivos de accionamiento por plasma 16 provoca que el dispositivo de accionamiento ionice el aire en sus inmediaciones adyacentes a la porción de superficie externa 18a de la superficie de Coanda 18. Se crea también un campo eléctrico que es directamente proporcional a la magnitud de la tensión de CA que se está aplicando. El campo eléctrico actúa en el aire ionizado para crear un flujo inducido en torno al dispositivo de accionamiento por plasma 16 activado energéticamente, que tiende a arrastrar la capa límite hacia la superficie de Coanda 18 a medida que este se desplaza sobre la superficie de Coanda. Esto ayuda a retrasar la separación de la capa límite con respecto a la superficie de Coanda 18.

Haciendo referencia a la Figura 2, se ha mostrado en ella con mayor detalle uno de los dispositivos de accionamiento por plasma 16a. Esta forma de dispositivo de accionamiento también se ha expuesto en la Solicitud norteamericana pendiente en común y de número de serie 11/403.252, depositada el 04/12/2006 y asignada a la Boeing Company. Brevemente, sin embargo, el dispositivo de accionamiento por plasma 16a incluye un primer electrodo 24 y un segundo electrodo 26, separados por un material dieléctrico 28. El material dieléctrico 28 puede constituir una capa diferenciada que está dispuesta entre los electrodos 24 y 26, tal y como se muestra en la Figura 2. Preferiblemente, los electrodos 24 y 26 están montados en rebajes practicados en la superficie externa 18a de la superficie de Coanda 18 para así no interferir o interponerse con su contorno superficial liso. Es también posible, sin embargo, el montaje de al menos el primer electrodo 24 directamente sobre la superficie de Coanda. En caso de que se monte directamente sobre la superficie de Coanda 18, entonces el primer electrodo 24 no estará, por lo común,

completamente encapsulado por el material dieléctrico 28. Los dispositivos de accionamiento por plasma 16 se disponen, cada uno de ellos, de manera adicional, en la superficie de Coanda 18 de tal manera el segundo electrodo 26 se sitúa aguas abajo, en relación con la dirección del flujo de la capa límite, del primer electrodo 24.

5 La fuente de tensión de AC 22 se encuentra conectada entre el controlador 20 y el segundo electrodo 26. Un conmutador 30 está interpuesto entre la fuente de tensión de AC 22 y el primer electrodo 24. El conmutador 30 puede ser un conmutador semiconductor o puede consistir en un conmutador electromecánico que sea accionado por una señal eléctrica apropiada. Esencialmente, es posible utilizar cualquier forma de conmutador que satisfaga las necesidades de una aplicación específica.

10 Cuando el controlador 20 cierra el conmutador 30, la señal de AC de alta tensión que se aplica a través de los electrodos 24 y 26 (por lo común, de al menos aproximadamente 3.000 VAC) provoca que el aire situado en las proximidades de los electrodos 24 y 26 y estrechamente adyacente a la superficie externa 18a de la superficie de Coanda 18, se ionice. Se crea también un campo eléctrico entre los electrodos 24 y 26. El campo eléctrico actúa sobre el aire ionizado para inducir un flujo 32 estrechamente adyacente a la superficie externa 18a y que se desplaza desde el primer electrodo 24, sobre la superficie externa 18a y sobre el segundo electrodo 26. El flujo inducido 32 sirve para arrastrar el flujo de capa límite hacia abajo, contra la superficie externa 18a, lo que ayuda a retrasar el comienzo de la separación de la capa límite con respecto a la superficie de Coanda 18.

20 Las particularidades de la construcción de los electrodos 24 y 26 pueden variar considerablemente para satisfacer las necesidades de una aplicación concreta. Los electrodos 24 y 26 pueden estar hechos de cualquier material conductor. El cobre es uno de los materiales que resultan particularmente adecuados. Los electrodos 24 y 26 pueden haberse hecho como tiras delgadas, posiblemente a modo de tiras de hoja metálica, y pueden tener un espesor típico del orden de aproximadamente entre 0,254 mm y 0,127 mm (entre 0,001 pulgadas y 0,005 pulgadas).
25 La longitud y la anchura de cada electrodo 24 y 26 pueden variar según sea necesario para adecuarse a las aplicaciones específicas, pero se anticipa que, en muchas aplicaciones aeronáuticas, las dimensiones de cada electrodo pueden ser, por lo común, del orden de entre 2,54 cm y 50,08 cm (entre 1 y 20 pulgadas) para la longitud y de entre 3 mm y 5 mm (entre 0,12 y 0,20 pulgadas) para la anchura. El material dieléctrico 28 puede comprender cualquier material dieléctrico adecuado, por ejemplo, material dieléctrico de cuarzo, KAPTON® o TEFLON®. Otros materiales dieléctricos pueden ser también adecuados para su uso, y el material dieléctrico concreto que se utilice puede venir determinado por las necesidades de una aplicación específica. Preferiblemente, el material dieléctrico 28 proporciona una capa con un espesor de entre aproximadamente 0,127 mm y 25,4 mm (entre 0,005 pulgadas y 1,0 pulgada) entre los primer y segundo electrodos 24 y 26, respectivamente.

35 Haciendo referencia, a continuación, a las Figuras 3-6, se describirá la influencia en el flujo de la capa límite que se proporciona activando energéticamente, de forma selectiva, varios de los dispositivos de accionamiento por plasma 16. Haciendo referencia, en primer lugar, a la Figura 3, las líneas de corriente 36 y 38 de la superficies superior e inferior se muestran desplazándose en torno a la superficie de Coanda 18, mientras no se ha activado energéticamente ninguno de los dispositivos de accionamiento por plasma 16 (no visibles). En esta Figura, el incremento del coeficiente de sustentación inducido por el sistema 10 (ΔC_L) es igual al incremento del coeficiente del momento de cabeceo inducido por el sistema (ΔC_M), y ambos son iguales a cero.

45 En la Figura 4, los dispositivos de accionamiento por plasma 16c y 16d situados en la mitad inferior de la superficie de Coanda 18 han sido activos energéticamente, en tanto que los dispositivos de accionamiento 16a y 16b en la superficie superior están desactivados energéticamente. Esto crea un coeficiente de sustentación negativo ($-\Delta C_L$) y un momento de cabeceo positivo ($+\Delta C_M$) dirigidos de acuerdo con la flecha 40. La línea de corriente 42 indica el modo como los dispositivos de accionamiento 16c y 16d han modificado ligeramente el flujo de capa límite con el fin de alterar su separación de la superficie de Coanda 18. Es de destacar que la porción 36a de la línea de corriente 36 se encuentra ligeramente más elevada que lo que aparece en la Figura 3.

50 Haciendo referencia a la Figura 5, los dispositivos de accionamiento por plasma 16a y 16b son activados energéticamente, en tanto que los dispositivos de accionamiento 16c y 16d están desactivados energéticamente. Esto crea un coeficiente de sustentación positivo ($+\Delta C_L$) y un momento de cabeceo negativo ($-\Delta C_M$) (denotado por la flecha de flujo de corriente 46). El flujo de corriente 42 indica que los dispositivos de accionamiento por plasma 16a y 16b han retrasado el comienzo de la separación de la capa límite, y las líneas de corriente 36a y 38a han sido modificadas para ser dirigidas ligeramente hacia abajo.

60 La Figura 6 ilustra el efecto en el flujo con todos los dispositivos de accionamiento por plasma 16 activados energéticamente. En este ejemplo, la separación de salida o estela se ha reducido, con lo que se reduce el rozamiento aerodinámico en el ala 14, pero sin alterar el momento de cabeceo o la fuerza de sustentación.

65 Las aplicaciones del sistema 10 son numerosas e incluyen aeronaves comerciales y militares, vehículos aéreos no tripulados (UAVs –“unmanned air vehicles”) y misiles. También se obtendrán beneficios sobre superficies aerodinámicas diversas de vehículos terrestres de motor tales como coches y camiones.

El sistema 10 proporciona un control de guiñada sin articulaciones para una aeronave sin cola, gracias a la generación de un rozamiento aerodinámico asimétrico. El rozamiento aerodinámico asimétrico se crea controlando la separación en la estela de la vena de aire de control de circulación, o induciendo una alteración en una dirección de la envergadura del ala, entre incrementos de circulación positivo y negativo que producen un rozamiento aerodinámico inducido incrementado, sin que la acompañe un cambio en la sustentación o en el momento de cabeceo.

El sistema 10 permite un control aerodinámico sin articulaciones con el fin de aumentar la eficiencia aerodinámica y estructural. La eficiencia aerodinámica se ve mejorada por la eliminación del borde de elevón y de los espacios de separación o intersticios de la línea de articulación y superficies aerodinámicas similares. La eficiencia estructural se mejora por el incremento del tamaño de la caja de torsión, lo que reduce el peso, elimina el peso y la complejidad del accionamiento mecánico, y aumenta el volumen interno del ala para combustible, etc.

El sistema 10 puede simplificar los sistemas de alta sustentación para aviones (especialmente los transportes comerciales con *flaps*, o alerones para incremento de la superficie de sustentación, de múltiples elementos y altamente complejos), a fin de aumentar el comportamiento a baja velocidad al tiempo que se reduce el coste, el peso y la complejidad. El sistema 10 puede ser utilizado, potencialmente, para reemplazar los compensadores de timón de dirección existentes en los timones o timones de profundidad de los aviones comerciales, suprimiendo la complejidad mecánica de una superficie móvil secundaria sobre la superficie de control primaria. El uso del sistema 10 puede producir tasas o velocidades de control más altas (controlador de anchura de banda elevada) que los actuadores de superficie móvil, puesto que el sistema 10 está limitado únicamente por la velocidad de convección del flujo de fluido de libre circulación y no por el movimiento mecánico del actuador del *flap*. Esto hace posible el control de bastidores o chasis aéreos más altamente inestables, con lo que se incrementa la agilidad y el rendimiento. El sistema 10 que se describe en esta memoria permite diseños de ala de un bajo coste y una complejidad reducida, lo que es especialmente útil para alas delgadas y desplegadas (de misiles o pequeños UAVs) en las que las superficies de control son difíciles de integrar utilizando soluciones convencionales debido a la dificultad de instalación del accionamiento del control. Son posibles otras aplicaciones en vehículos no volantes, tales como la asistencia ante el frenado aéreo en semirremolques mediante un accionamiento de desactivación encaminado a reducir el rozamiento aerodinámico en la base del remolque, o el control de la tracción al inducir una fuerza hacia abajo cuando se instala una superficie de Coanda a lo largo del perímetro o contorno de la base del remolque.

También se espera que el sistema 10 prolongue el tiempo de vuelo de la misión o su alcance como resultado de proporcionar unos medios más eficientes (estructural y aerodinámicamente hablando) para controlar una plataforma móvil aerotransportada. Se hace también posible una flexibilidad de diseño adicional mediante nuevas disposiciones mecánicas de dispositivos de control, específicamente para aviones o aeronaves carentes de cola o vehículos aéreos con superficies aerodinámicas desplegadas. Pueden alcanzarse también en la práctica velocidades de accionamiento de control incrementadas conjuntamente con una complejidad global reducida.

Haciendo referencia a la Figura 7, se ilustra en ella otro sistema 100 que hace uso de una pluralidad de dispositivos de accionamiento por plasma de modo dual 102, integrados en la superficie de Coanda 18 del ala 14. Este sistema 100 es idéntico al sistema 10 de las Figuras 1 y 1A, con la excepción del uso de los dispositivos de accionamiento de modo dual 102. Los dispositivos de accionamiento por plasma de modo dual 102 se exponen en detalle en la Solicitud pendiente en común, de número de serie (Registro de Boeing N° 06-0438; Registro de HDP 7784-001061), que se ha incorporado como referencia a la presente Solicitud. En este ejemplo, se ha dispuesto un par de los dispositivos de accionamiento por plasma de modo dual 102a y 102b en la mitad superior de la superficie de Coanda 18 del ala 14. Un segundo par de dispositivos de accionamiento 102c y 102d se han dispuesto en la mitad inferior. Al igual que con el sistema 10 descrito en asociación con la Figura 1, una pluralidad de los dispositivos de accionamiento por plasma de modo dual 102 pueden haberse dispuesto separados unos de otros, en una dirección según la envergadura del ala, a lo largo de la superficie de Coanda 18. El número preciso, distancia de separación y disposición de los dispositivos de accionamiento por plasma de modo dual 102 empleados variará para satisfacer las necesidades de una aplicación concreta.

Haciendo referencia a las Figuras 8 y 9, los dispositivos de accionamiento por plasma de modo dual 102 son similares a los dispositivos de accionamiento por plasma 16, pero incluyen tres electrodos 104, 106 y 108, en lugar de dos electrodos. Dos conmutadores 110 y 112 permiten que la fuente de tensión de CA 26 sea aplicada, bien a través del par del primer y el segundo electrodos 104 y 108, o bien entre el par del segundo y tercer electrodos 106 y 108. El tercer electrodo 108 está separado por una capa de material dieléctrico adecuado 109, o bien encajado o encastrado en un material dieléctrico apropiado.

Cuando la tensión de CA procedente de la fuente de tensión de CA 26 se aplica a través del par de electrodos 104 y 108 al cerrar el conmutador 110 y abrir el conmutador 112, el dispositivo de accionamiento por plasma 102 funciona de la misma manera que se ha descrito para el dispositivo de accionamiento por plasma 16; es decir, se crea un flujo de fluido inducido 114 (Figura 8). La dirección del flujo inducido 114 es la misma que la del flujo de capa límite que fluye en torno al dispositivo de accionamiento 102. Al igual que con el dispositivo de accionamiento por plasma 16, el

flujo de fluido inducido 114 actúa sobre el flujo de capa límite ayudando a impedir la separación del flujo de capa límite de la superficie de Coanda 18. Sin embargo, cuando el par de electrodos 106 y 108 se activa energéticamente mediante el cierre del conmutador 112 y la apertura del conmutador 110, se crea un flujo inducido 116 que se encuentra en la dirección opuesta a la del flujo inducido 114 (Figura 9). En este caso, el flujo inducido 116 contribuye a favorecer la adhesión de la capa límite adicionalmente en torno al borde de salida de la superficie de Coanda 18, cuando se hace funcionar en cooperación con el dispositivo de accionamiento por plasma situado en la otra mitad de la superficie de Coanda.

El sistema 100 proporciona un grado añadido de flexibilidad en el control del flujo debido a que varios de los dispositivos de accionamiento por plasma 102 pueden tener diferentes pares de electrodos 104, 106, 108 activados energéticamente con el fin de tener un efecto aún más significativo en el flujo de la capa límite (es decir, favorecer más significativamente ya sea la adhesión, ya sea la separación, del flujo de la capa límite). Por ejemplo, ciertos de los dispositivos de accionamiento por plasma 102, póngase por caso los situados en la mitad superior de la superficie de Coanda 18, pueden ser activados energéticamente para crear el flujo inducido 114 (con el fin de favorecer la adhesión de la capa límite), en tanto que otros de los dispositivos de accionamiento 102 situados en la mitad inferior de la superficie de Coanda 18 pueden ser activados energéticamente para producir un flujo inducido 116 (a fin de mejorar el giro o vuelta del flujo en torno a la superficie de Coanda 18). El resultado global, en este ejemplo concreto, es que todos los dispositivos de accionamiento por plasma 102 estarán funcionando con el fin de desplazar aún más significativamente el punto de remanso del borde de salida en torno a la superficie de Coanda 18. El controlador 20 puede controlar la activación energética de pares de electrodos específicos 104, 108 o 106, 108 de los dispositivos de accionamiento por plasma 102 según sea necesario para que se produzca un movimiento de encabritamiento o de picado en la superficie en la que se emplea el sistema 100.

De esta forma, el sistema 100 proporciona un abanico aún más mejorado de posibilidades de control del flujo aerodinámico. Ha de apreciarse también que es posible utilizar diversas combinaciones de dispositivos de accionamiento por plasma 16 y 102 en una superficie, por ejemplo, la superficie de Coanda 18, a fin de mejorar aún más el control sobre la separación y/o la adhesión de la capa límite.

Haciendo referencia a las Figuras 10-12, se ha mostrado en ellas el sistema 200 de la presente invención. El sistema 200 permite que la capa de desprendimiento o deslizante que pasa por encima de una cavidad de una plataforma móvil, por ejemplo, un avión, sea desviada en alejamiento de la cavidad. Esto reduce significativamente las magnitudes o intensidades de presión acústica en el interior de la cavidad. Cuando la cavidad es un compartimento para armas existente en una plataforma móvil aerotransportada, el sistema también mejora significativamente la separación de las armas con respecto a la plataforma móvil.

Haciendo referencia específicamente a la Figura 10, en este ejemplo, la plataforma móvil es un avión 202 que tiene un fuselaje 204. En una superficie inferior 204a del fuselaje 204 se ha proporcionado un receptáculo o compartimento 206 para armas. El compartimento 206 para armas puede estar cubierto por una o más compuertas móviles 208, y se ha mostrado en este ejemplo un par de compuertas 208. Una porción inmediatamente aguas arriba y adyacente al compartimento 206 para armas se ha designado por el número de referencia 210, y una porción situada inmediatamente aguas abajo del compartimento para armas se ha denotado por el número de referencia 212. Se comprenderá que las expresiones "aguas arriba" y "aguas abajo" se utilizan en relación con la dirección de un flujo de aire de libre circulación 216 en torno al fuselaje 204.

Haciendo referencia a las Figuras 10 y 11, el sistema 200 emplea al menos uno de los dispositivos de accionamiento por plasma 16 y, más preferiblemente, una pluralidad de los dispositivos de accionamiento por plasma 16 situados en la superficie inferior 204a del fuselaje 204, a lo largo de la porción de aguas arriba 210. Los dispositivos de accionamiento por plasma 16 consisten, preferiblemente, en unos rebajes montados en el fuselaje 204 con el fin de conservar la superficie aerodinámica lisa del fuselaje 204. Los dispositivos de accionamiento por plasma 16 están dispuestos, en este ejemplo, con sus ejes mayores generalmente paralelos a un borde de aguas arriba 214 del compartimento 206 para armas. Sin embargo, los dispositivos de accionamiento por plasma 16 pueden haberse dispuesto en diferentes orientaciones según se determina por la aerodinámica de una plataforma móvil específica o las necesidades de una aplicación particular. Es importante que los dispositivos de accionamiento por plasma 16 estén dispuestos a 180 grados con respecto a la orientación mostrada en la Figura 2, en relación con el flujo de aire de libre circulación 216 que pasa en torno a ellos. Es decir, estos se sitúan de manera que el segundo electrodo 26 está dispuesto aguas arriba con respecto al primer electrodo 24. Pueden incorporarse dos o más filas o hileras de los dispositivos de accionamiento por plasma 16, según se indica en la Figura 10.

Haciendo referencia adicionalmente a la Figura 11, se ha ilustrado en ella el avión 202 conjuntamente con un recorrido de una capa deslizante o de desprendimiento 218 que se desarrolla conforme el flujo de aire de libre circulación 216 se desplaza sobre el compartimento 206 para armas cuando están abiertas las compuertas 208 del compartimento. A fin de evitar que se recargue en exceso la Figura, las compuertas 208 del compartimento para armas no se han mostrado en la Figura 11.

Se apreciará que la capa de desprendimiento o deslizante 218 es generalmente la interfaz o superficie de

separación entre el aire en reposo presente dentro del compartimento 206 para armas y la masa del flujo de aire de libre circulación 216. No se requiere necesariamente que el aire contenido en el compartimento 206 para armas esté en reposo para que se genere una capa de desprendimiento o deslizante. Dependiendo de las propiedades del flujo de aire en masa de libre circulación 216 (velocidad, etc.), la capa deslizante 218 puede girar al interior del compartimento 206 para armas o puede incidir en el fuselaje 202 aguas abajo de un extremo de popa 220 del compartimento 206 para armas. En ambos casos, la capa deslizante 218 crea ondas de presión acústica oscilantes dentro del compartimento 206 para armas, que, a su vez, provocan un ruido acústico significativo dentro del compartimento para armas. Las ondas oscilantes y la orientación angular del flujo deslizante pueden también interferir en la separación del armamento o municiones guiadas que se están soltando desde el compartimento 206 para armas. Con el fin de reducir el ruido acústico (y mejorar las características de separación de las armas), es necesario controlar el punto de incidencia de la capa deslizante 218.

Haciendo referencia a la Figura 12, cuando se activan energéticamente los dispositivos de accionamiento por plasma 16, las moléculas de aire de la capa límite 222 que fluye en torno a los dispositivos de accionamiento se ionizan. Al mismo tiempo, se desarrolla un campo eléctrico en las proximidades de los electrodos 24 y 26 que actúa en el aire ionizado con el fin de inducir un flujo 224 que es dirigido aguas arriba (esto es, al seno del flujo de capa límite 222). Este flujo inducido 224 actúa efectivamente como un deflector mecánico para provocar la separación de la capa límite 222 en, o justo por delante de, el borde de aguas arriba 214 del compartimento 206 para armas. Esto ayuda, a su vez, a desviar la capa de desprendimiento o deslizante 218 en alejamiento del compartimento 206 para armas a medida que la capa deslizante se desplaza en torno al compartimento para armas. Esto funciona "quebrando" y reduciendo significativamente la intensidad de las ondas de presión acústica oscilantes que se presentan dentro del compartimento 206 para armas, lo que, a su vez, reduce los niveles o intensidades acústicas en el interior del compartimento para armas. Las ondas de presión acústica oscilantes, reducidas, ayudan a mejorar la separación del armamento y/o municiones guiadas con respecto al compartimento 206 para armas.

El comportamiento del sistema 200 puede ser mejorado adicionalmente controlando el ciclo de trabajo de una señal de tensión de CA pulsante u oscilante procedente de una fuente de tensión de CA 22 y dirigida a los dispositivos de accionamiento 16. La eficiencia energética del sistema 200 también puede ser mejorada. El control del ciclo de trabajo de una señal de tensión de CA pulsante que se aplica a los dispositivos de accionamiento por plasma 16 puede posibilitar que el sistema 200 funcione de una manera similar a los dispositivos de control de flujo activo (AFC – "active flow control") previamente desarrollados, que utilizan, típicamente, lumbreras de chorro de aire montadas en superficie para aspiración / soplado. De esta forma, puede conseguirse un ajuste o configuración particular del flujo en las proximidades del compartimento 206 para armas, a través de una envolvente o dominio de vuelo más grande y, para ciertas armas y sistemas de eyección, con una complejidad y un peso significativamente menores en comparación con los deflectores convencionales u otros dispositivos de AFC. Esto puede también dar como resultado costes de ciclo de vida útil mejorados en comparación con los que se tendrían, por lo común, con un deflector mecánico y sistemas de AFC convencionales.

Ya se esté utilizando un sistema pulsante según se ha descrito en lo inmediatamente anterior, ya se utilice un sistema de control analógico que simplemente varíe la señal de salida de CA procedente de la fuente de tensión de CA 22 según sea necesario, la señal de salida de tensión de AC puede ser controlada para variar la magnitud de la desviación del flujo de aire de libre circulación 216. La magnitud de la desviación inducida puede también utilizarse para controlar el punto en el que el flujo de libre circulación 216 vuelve a adherirse al fuselaje 204.

Si bien el sistema 200 se ha descrito por lo que respecta a su empleo para modificar una capa de separación adyacente a un receptáculo o compartimento para armas, se apreciará que el sistema 200 es fácilmente aplicable al control del flujo de libre circulación en posición adyacente a cualquier forma de cavidad o abertura existente en una plataforma móvil. Esencialmente, el sistema 200 es, potencialmente, utilizable en cualquier aplicación en la que sea deseable un deflector mecánico o un sistema de AFC convencional. Si bien el sistema 200 puede ser especialmente válido en aplicaciones de aviones o aeroespaciales, el sistema 200 puede ser utilizado con cualquier plataforma móvil, por ejemplo, una aeronave de rotor o helicóptero, un vehículo aéreo no tripulado, vehículos terrestres de alta velocidad o incluso embarcaciones marinas de alta velocidad. Esencialmente, el sistema 200 puede tener aplicación en asociación con cualquier forma de vehículo en la que se necesite controlar el flujo de libre circulación en posición adyacente a una abertura, cavidad u otro componente existente en el vehículo.

REIVINDICACIONES

- 5 1.- Un método para controlar un flujo de aire en torno a una cavidad existente en un cuerpo de una plataforma móvil con el fin de reducir la intensidad de las ondas de presión oscilantes en las proximidades de dicha cavidad, de tal modo que el método comprende:
- 10 proporcionar una cavidad (206) dentro de un fuselaje (204) de la plataforma móvil (12);
 disponer al menos un dispositivo de accionamiento por plasma en una superficie de dicha plataforma móvil, aguas arriba, con respecto a la dirección del flujo de aire en torno a dicha plataforma móvil, de dicha cavidad y en posición adyacente a un borde de dicha cavidad, de tal manera que el dispositivo de accionamiento por plasma incluye un par de electrodos (24, 26) separados por un material dieléctrico (28) y dispuestos de forma tal, que un primero (24) del par de electrodos tiene una superficie de electrodo expuesta o al descubierto y un segundo (26) del par de electrodos está completamente encapsulado o encastrado dentro del material dieléctrico, de modo que el segundo del par de electrodos está dispuesto aguas arriba con respecto al primero del par de electrodos; y
- 15 aplicar una señal eléctrica a dicho dispositivo de accionamiento por plasma con el fin de activar energéticamente dicho dispositivo de accionamiento por plasma y provocar la ionización del aire adyacente a dicho dispositivo de accionamiento por plasma, para así facilitar la desviación de una capa de desprendimiento o deslizante (218) en alejamiento de dicha cavidad.
- 20 2.- El método de acuerdo con la reivindicación 1, que comprende adicionalmente disponer una pluralidad de dichos dispositivos de accionamiento por plasma (16) adyacentes a un borde de aguas arriba de dicha cavidad (206), y aplicar dicha señal eléctrica a cada uno de dichos dispositivos de accionamiento por plasma.
- 25 3.- El método de acuerdo con la reivindicación 1, en el cual aplicar una señal eléctrica a dicho dispositivo de accionamiento por plasma (16) comprende utilizar un controlador (20) para controlar un conmutador (30) asociado operativamente con dicho dispositivo de accionamiento por plasma para aplicar dicha señal eléctrica a dicho dispositivo de accionamiento por plasma.
- 30 4.- El método de acuerdo con la reivindicación 3, en el cual utilizar dicho controlador (20) para controlar un conmutador (30) comprende utilizar dicho controlador para controlar de forma intermitente dicho conmutador de forma tal, que se aplique a dicho dispositivo de accionamiento por plasma una señal eléctrica de CA de ciclo de trabajo variable.
- 35 5.- El método de acuerdo con la reivindicación 1, en el cual aplicar una señal eléctrica a dicho dispositivo de accionamiento por plasma (16) comprende aplicar una señal de corriente alterna, CA, que tiene una tensión de al menos 3.000 voltios a dicho dispositivo de accionamiento por plasma.
- 40 6.- El método de acuerdo con la reivindicación 1, en el cual aplicar una señal eléctrica a dicho dispositivo de accionamiento por plasma (16) comprende aplicar una tensión de CA de entre 3.000 voltios y 20.000 voltios a dicho dispositivo de accionamiento por plasma.
- 45 7.- El método de acuerdo con la reivindicación 1, que comprende adicionalmente disponer el par de electrodos (24, 26) de manera tal, que los primer y segundo electrodos del par de electrodos estén escalonados en elevación con respecto a la superficie del fuselaje (204) de la plataforma móvil (12).
- 50 8.- Un sistema de control de flujo para uso en una plataforma móvil con el fin de alterar un flujo de aire en torno a una cavidad de dicha plataforma móvil, de tal modo que dicho sistema comprende:
- 55 una cavidad (206) de un fuselaje (204) de la plataforma móvil (12);
 un dispositivo de accionamiento por plasma (16), dispuesto en una superficie de la plataforma movible, aguas arriba de dicha cavidad, con respecto a un flujo de aire en torno a una superficie exterior de dicha plataforma móvil de dicha cavidad, y adyacente a un borde de dicha cavidad, de tal manera que el dispositivo de accionamiento por plasma incluye un par de electrodos (24, 26), separados por un material dieléctrico (28), una fuente de tensión de corriente alterna, CA, para generar una señal de tensión de CA, y un controlador (20) para aplicar dicha señal de tensión de CA a dicho dispositivo de accionamiento por plasma con el fin de activar energéticamente dicho dispositivo de accionamiento por plasma, caracterizado por que el par de electrodos (24, 26) está dispuesto de tal manera que un primero (24) del par de electrodos tiene una superficie de electrodo expuesta o al descubierto, y un segundo (26) del par de electrodos está completamente encapsulado o encastrado dentro del material dieléctrico, de modo que el segundo del par de electrodos está dispuesto aguas arriba con respecto al primero del par de electrodos, de tal manera que dicha activación energética provoca una ionización del aire en las proximidades de dicho dispositivo de accionamiento por plasma, que causa la separación de un flujo de capa límite (222) en torno a dicho dispositivo de accionamiento y la desviación de una capa de desprendimiento o deslizante (218) aguas abajo de dicho dispositivo de accionamiento, y en alejamiento de dicha cavidad.
- 60
65

- 5 9.- El sistema de acuerdo con la reivindicación 8, que comprende adicionalmente un conmutador (30) interpuesto entre dicho controlador (20) y dicho dispositivo de accionamiento por plasma, de tal manera que dicho conmutador es controlado por dicho controlador para controlar la aplicación de dicha señal de tensión de CA a dicho dispositivo de accionamiento por plasma.
- 10 10.- El sistema de acuerdo con la reivindicación 9, en el cual dicho controlador (20) controla dicho conmutador (30) para aplicar una señal de tensión de CA pulsante u oscilante, de ciclo de trabajo variable, a dicho dispositivo de accionamiento por plasma.
- 15 11.- El sistema de acuerdo con la reivindicación 8, que comprende adicionalmente una pluralidad de dispositivos de accionamiento por plasma (16), dispuestos en dicha superficie, adyacentes a dicho borde de aguas arriba de dicha cavidad (206), de tal manera que cada uno de dichos dispositivos de accionamiento por plasma es susceptible de ser activado por dicha señal de tensión de CA, aplicada por dicho controlador (20).
- 12.- El sistema de acuerdo con la reivindicación 8, en el cual el par de electrodos (24, 26) están dispuestos de tal modo que los primer y segundo electrodos del par de electrodos se encuentran escalonados en elevación, con respecto a la superficie del fuselaje (204) de la plataforma móvil (12).

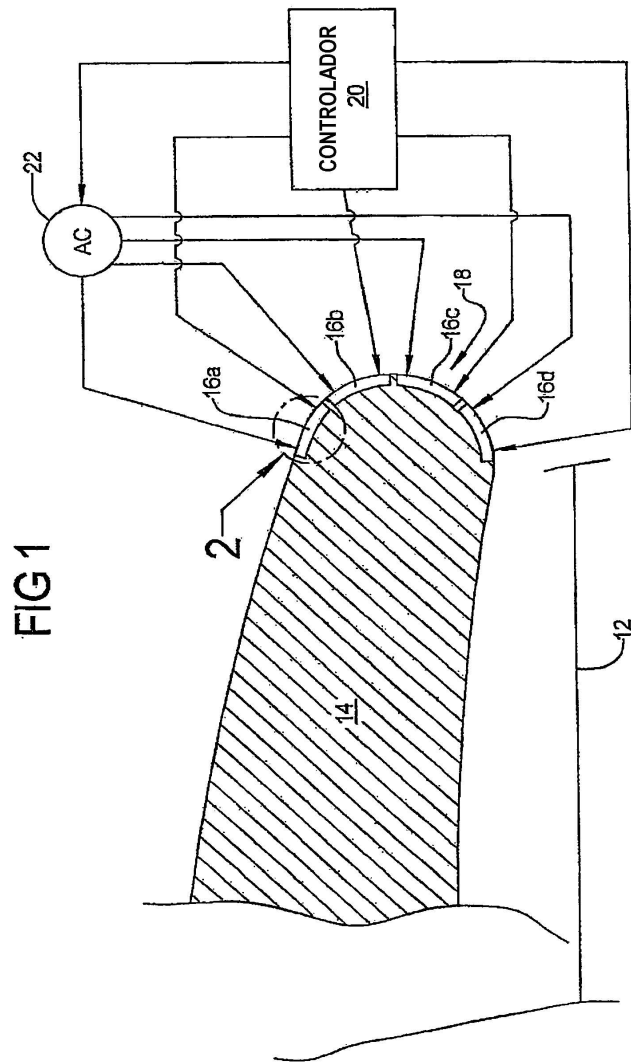


FIG 1

FIG 1A

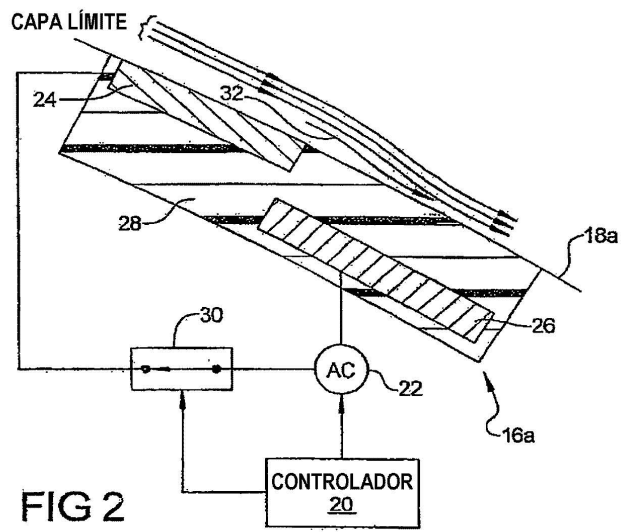
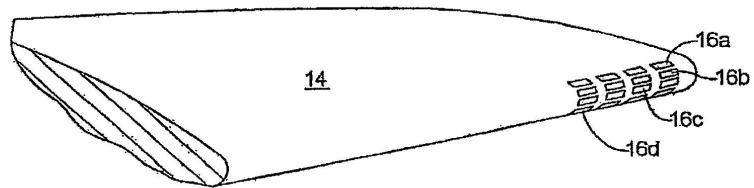
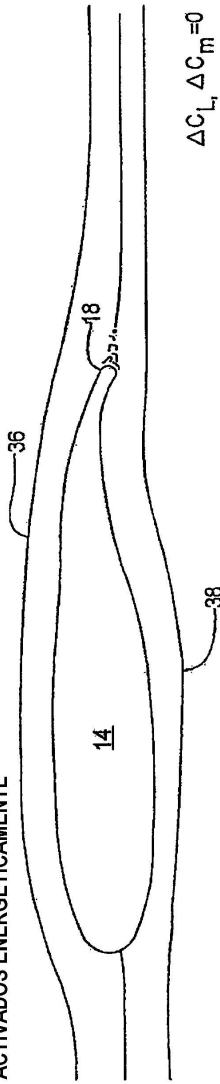


FIG 3

NINGUNO DE LOS DISPOSITIVOS DE ACCIONAMIENTO POR PLASMA 16a, 16b, 16c Y 16d
ACTIVADOS ENERGÉTICAMENTE



DISPOSITIVOS DE ACCIONAMIENTO POR PLASMA 16c Y 16d ACTIVADOS ENERGÉTICAMENTE;
DISPOSITIVOS DE ACCIONAMIENTO 16a Y 16b DESACTIVADOS ENERGÉTICAMENTE

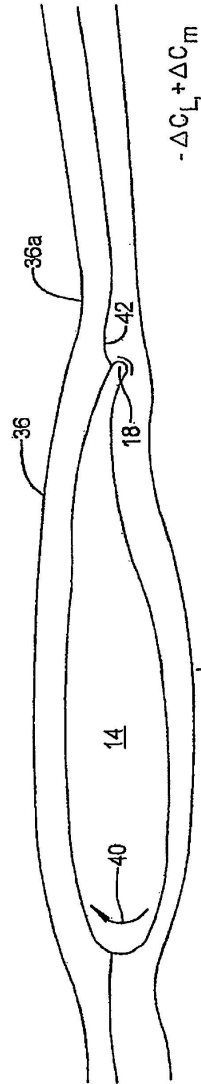
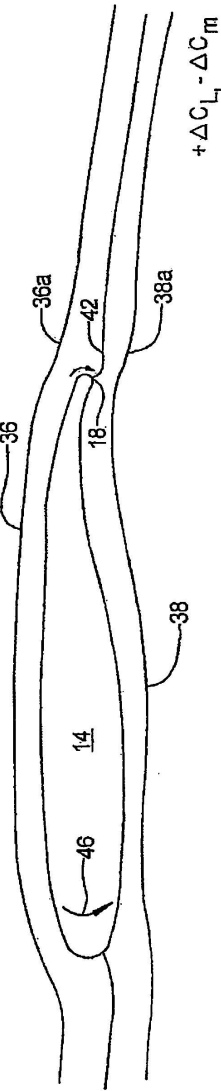


FIG 4

FIG5

DISPOSITIVOS DE ACCIONAMIENTO POR PLASMA 16a Y 16b ACTIVADOS ENERGÉTICAMENTE;
DISPOSITIVOS DE ACCIONAMIENTO 16c Y 16d DESACTIVADOS ENERGÉTICAMENTE



TODOS LOS DISPOSITIVOS DE ACCIONAMIENTO POR PLASMA 16a, 16b, 16c Y 16d
ACTIVADOS ENERGÉTICAMENTE



FIG6

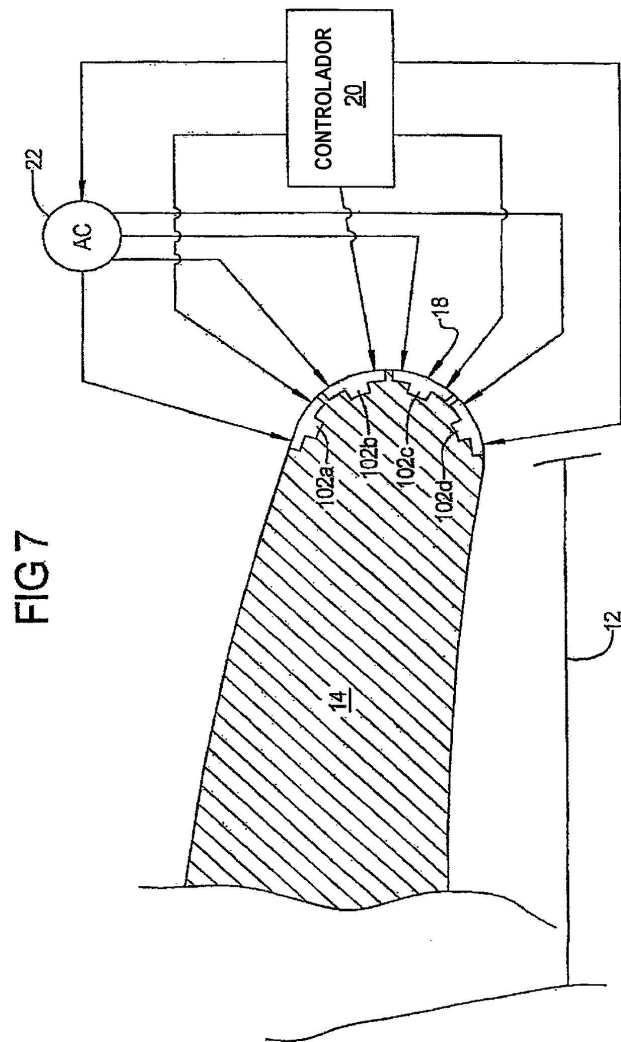


FIG 7

FIG 8

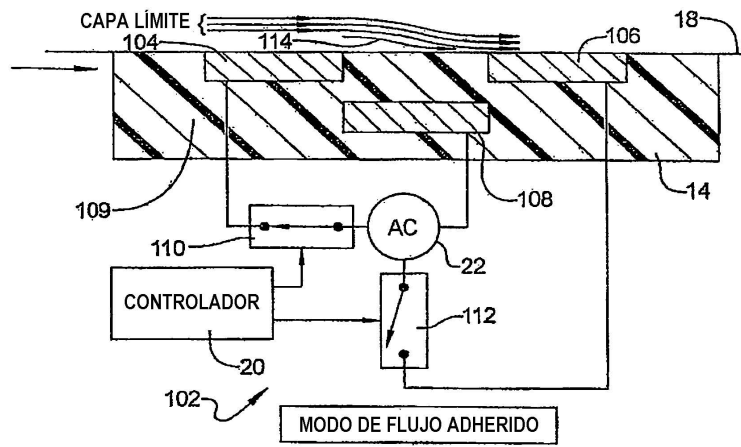
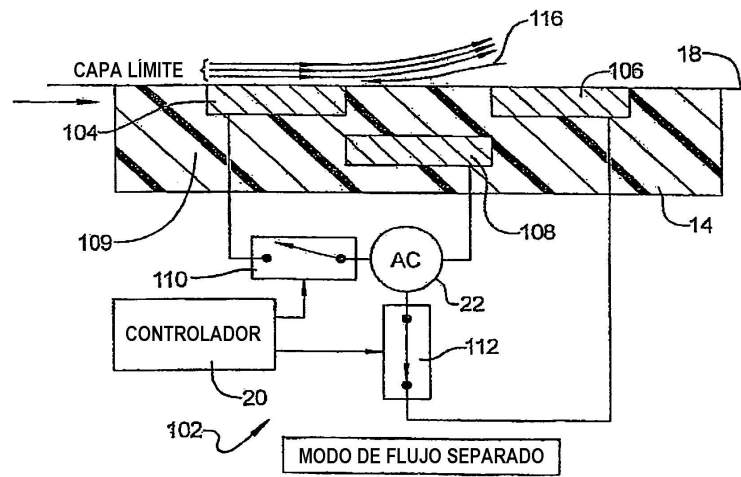


FIG 9



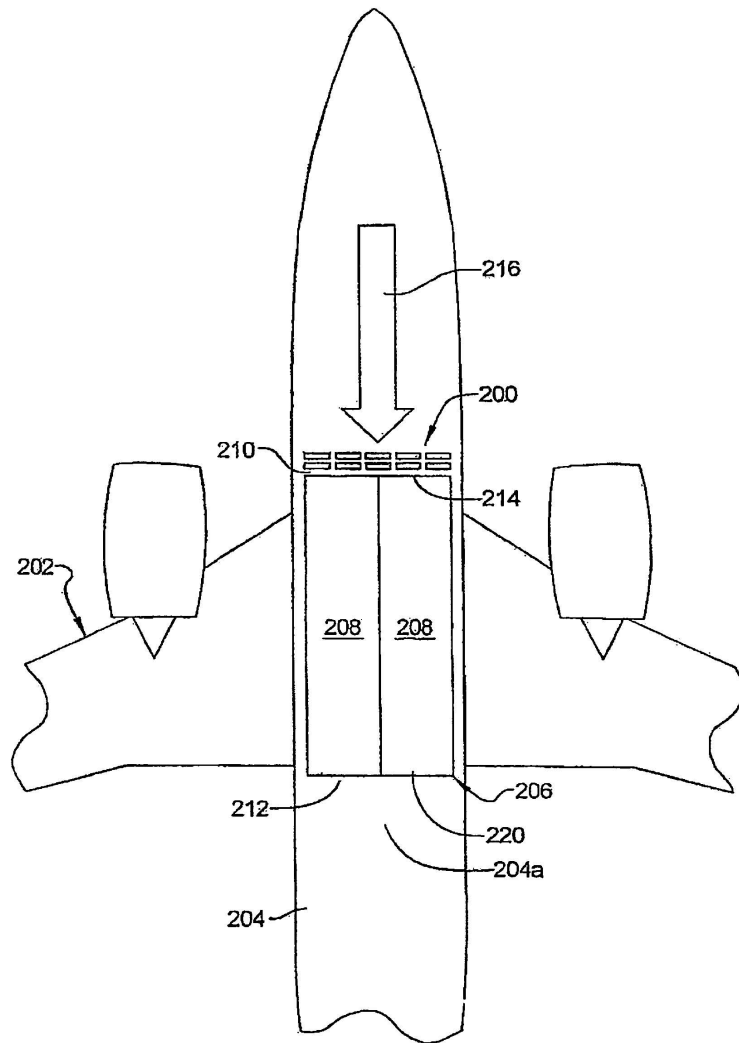


FIG 10

FIG 11

DISPOSITIVO DE ACCIONAMIENTO
POR PLASMA DESACTIVADO ENERGÉTICAMENTE

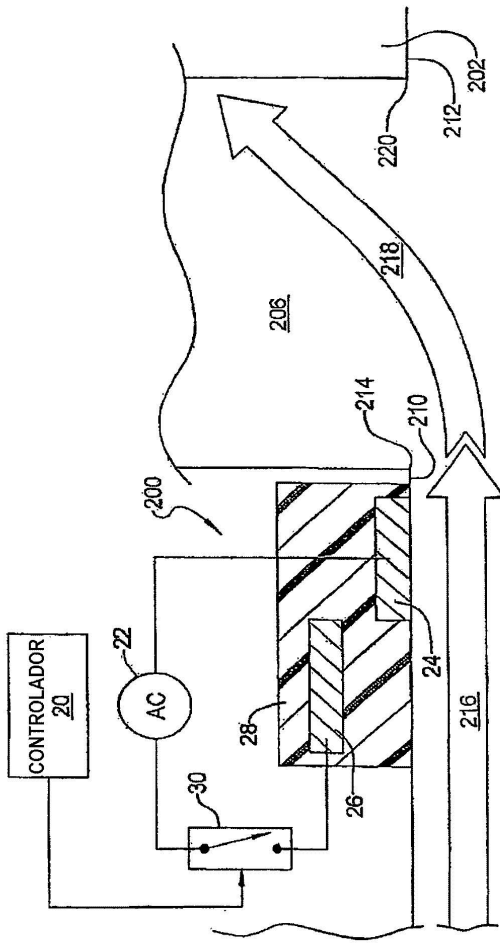


FIG 12

DISPOSITIVO DE ACCIONAMIENTO POR PLASMA
ACTIVADO ENERGETICAMENTE

