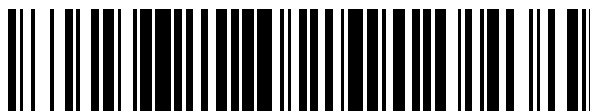


19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 387 001**

51 Int. Cl.:
B64C 21/00 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

- 96 Número de solicitud europea: **08156375 .1**
- 96 Fecha de presentación: **16.05.2008**
- 97 Número de publicación de la solicitud: **1995171**
- 97 Fecha de publicación de la solicitud: **26.11.2008**

54 Título: **Aparato y método para controlar el flujo de plasma en el borde de salida de un perfil aerodinámico**

30 Prioridad:
25.05.2007 US 753857

45 Fecha de publicación de la mención BOPI:
11.09.2012

45 Fecha de la publicación del folleto de la patente:
11.09.2012

73 Titular/es:
**The Boeing Company
100 North Riverside Plaza
Chicago, IL 60606-2016, US**

72 Inventor/es:
**Osborne, Bradley Alan y
Wilson, Christopher Daniel**

74 Agente/Representante:
de Elzaburu Márquez, Alberto

ES 2 387 001 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 controlar el flujo de plasma en el borde de salida de un perfil aerodinámico.

5 CAMPO

La descripción presente se refiere a actuadores de flujo de plasma, y más particularmente a un sistema y método de control de flujo que incorpora actuadores de flujo de plasma aplicados a una superficie de Coanda para modificar un flujo de capa límite sobre la superficie de Coanda.

10

ANTECEDENTES

Lo que se expone en esta sección proporciona meramente información sobre antecedentes con relación a la descripción presente y puede no ser constituyente de una técnica anterior.

15

Para conseguir la eficiencia aerodinámica, las plataformas móviles aéreas, por ejemplo, aviones, deben tener unas configuraciones sumamente integradas que combinen buenas actuaciones de vuelo, carga de pago útil, y buenas características de estabilidad y control. Para conseguir este objetivo, las configuraciones de plataformas móviles deben tener conjuntos de efectores eficaces, efectivos y robustos. Suprimir superficies de control convencionales ofrece el beneficio de una aerodinámica y de una eficacia estructural mejoradas pero puede degradar la estabilidad y el control del vehículo aéreo. Esto es especialmente cierto en configuraciones de aviones sin cola, en los que los conceptos de control de guiñada sin articulaciones han sido difíciles de aplicar hasta la fecha.

20

25

Los dispositivos de control de circulación activados neumáticamente proporcionan un potencial de control aerodinámico similar al de los controles móviles convencionales pero requieren un suministro de aire a alta presión para los actuadores. Esto puede necesitar una infraestructura de suministro voluminosa, pesada y caliente que es difícil de incorporar en muchas porciones de una plataforma móvil aérea. Los dispositivos de control acústico activados eléctricamente se basan en una excitación armónica para alterar la capa límite. La excitación armónica se genera usando dispositivos similares a un altavoz, lo que incluye partes móviles. Sin embargo, en el diseño de plataformas móviles, existe un interés por disminuir el número de partes móviles asociadas a los diversos y numerosos subsistemas que emplean típicamente las plataformas.

30

35

El documento WO2007/133239 se refiere al uso de actuadores de plasma para reducir la resistencia de alas de avión y de otras superficies. El plasma comunica un impulso dirigido al aire que rodea la superficie para reducir la separación del flujo del aire desde la superficie.

El documento EP 1936116A2 se refiere a un perfil aerodinámico con un generador de plasma en el borde de salida del mismo que es usado para reducir vórtices en el borde de salida.

40

El documento de EE.UU. 6 570 333 se refiere a un método para generar una descarga de plasma que cubre una superficie de un cuerpo inmerso en un gas a presiones desde 0,01 Torr hasta la presión atmosférica, que aplica una energía de radiofrecuencia con frecuencias entre aproximadamente 1 MHz y 10 GHz por medio de una pluralidad de conductores aislados emparejados en la superficie. A estas frecuencias puede generarse un plasma no filamentado, sin arco, para afectar las características de resistencia de vehículos que se desplazan a través de gas. El plasma puede ser usado también en los reactores de plasma como una fuente para operaciones de reacción químicas.

45

50

El documento de Eric Moreau: "Airflow control by non-thermal plasma actuators", Journal of Physics D. Applied Physics. IOP Publishing, Bristol, GB: XP020112117, y el documento de Thomas C. Corke y Chuan He: "Plasma Flaps and Slats: an Application of Weakly - Ionized Plasma Actuators", AIAA Paper 2004 - 2127, XP 009114869, se refieren a la aplicación de actuadores de plasma para el control del flujo de aire.

SUMARIO

55

El invento se explica en las reivindicaciones independientes. Características preferidas u opcionales se explican en las reivindicaciones dependientes de ellas.

60

La descripción presente está destinada a un sistema y método para el control de flujo que está especialmente bien adaptado para ser usado en conexión con una superficie de Coanda. En una realización se describe un método de control de flujo para una plataforma móvil aérea que comprende disponer un actuador de plasma en una superficie del borde de salida de la plataforma móvil. Se aplica un voltaje al actuador de plasma y se controla para que ionice aire en el entorno próximo del actuador de plasma adyacente al borde de salida. Esto da lugar a un flujo inducido que opera influenciando la adhesión o la separación, al menos una de ellas, de un flujo de capa límite sobre la superficie de borde de salida. En una realización específica se usa un controlador para controlar la aplicación del voltaje al actuador de plasma, y el voltaje es una corriente alterna (CA) de un voltaje de al menos 3.000 voltios.

65

En variaciones de la realización anterior hay dispuesta una pluralidad de actuadores de plasma en la superficie del borde de salida. La superficie del borde de salida puede formar una superficie de Coanda. Los actuadores de plasma pueden ser activados selectivamente para influenciar el flujo de la capa límite sobre la superficie de Coanda para retrasar la separación de la capa límite de la superficie de Coanda, o para causar la separación de la capa límite.

En una realización se describe un sistema de control de vuelo que hace uso de al menos un actuador de plasma dispuesto en una primera porción de una superficie de Coanda de una plataforma móvil, y de un segundo actuador de plasma dispuesto en una segunda porción de la superficie de Coanda. Se usa una fuente de voltaje para activar selectivamente los actuadores de plasma. Mediante la activación selectiva de los actuadores de plasma, el(los) actuador(es) energizado(s) puede(n) causar ionización del aire en su(s) entorno(s) próximo(s). Esto induce un flujo de fluido en un sentido específico sobre la superficie de Coanda que o bien ayuda a retrasar la separación de un flujo de capa límite sobre la superficie de Coanda, o ayuda a promover la separación de la capa límite de la superficie de Coanda.

En una realización se describe un avión que hace uso de un sistema de control de vuelo que tiene al menos un actuador de plasma dispuesto en una superficie de Coanda del avión. Se usa una fuente de voltaje para activar selectivamente el actuador de plasma para influir en el flujo de la capa límite sobre la superficie de Coanda.

En otra realización se emplea una pluralidad de actuadores de plasma de modo dual en una superficie en la que se necesita control sobre la separación y adhesión de una capa límite.

DESCRIPCIÓN BREVE DE LOS DIBUJOS

Los dibujos que se describen aquí tienen un objeto ejemplar únicamente y no se pretende de ninguna manera limitar el alcance de la descripción presente.

La Figura 1 es una vista lateral de una realización ejemplar de un sistema de control de vuelo empleado en una superficie de Coanda de un ala de un avión, en la que el sistema hace uso de una pluralidad de actuadores de 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 empleando una pluralidad de hileras separadas de los actuadores de plasma mostrados en la Figura 1;

La Figura 2 es una vista lateral a escala ampliada de uno de los actuadores de plasma mostrados en la Figura 1;

La Figura 3 es una vista lateral del ala de la Figura 1 ilustrando cómo aparece el flujo de la capa límite sin estar activado ninguno de los actuadores de plasma;

La Figura 4 muestra el ala de la Figura 1 pero estando activado al menos uno de los actuadores de plasma solamente en la superficie inferior, con el cambio resultante del flujo de la capa límite a lo largo de la superficie de Coanda y la modificación asociada de la circulación y de las líneas de flujo alrededor de la sección del ala (es decir, causando que el flujo de la estela sea desviado hacia arriba);

La Figura 5 muestra el ala de la Figura 1 pero estando activado al menos un actuador de plasma solamente en la superficie superior, con el cambio resultante del flujo de la capa límite a lo largo de la superficie de Coanda y la modificación asociada de la circulación y de las líneas de flujo alrededor de la sección del ala (es decir, causando que el flujo de la estela sea desviado hacia abajo);

La Figura 6 es una vista del ala de la Figura 1 mostrando el flujo de la capa límite abandonando el ala cuando está activado al menos un actuador en ambas superficies superior e inferior (es decir, no hay ningún cambio significativo en el flujo de la estela);

La Figura 7 ilustra cómo una pluralidad de actuadores de plasma de modo dual puede ser empleada en una superficie de Coanda;

La Figura 8 ilustra con mayor detalle uno de los actuadores de plasma de modo dual mostrados en la Figura 7, con su primer y tercer electrodos conectados a través de la fuente de voltaje de CA para inducir un flujo que ayuda a retrasar la separación de la capa límite; y

La Figura 9 ilustra el actuador de plasma de modo dual de la Figura 8 pero con el segundo y tercer electrodos conectados a través de la fuente de voltaje de CA para inducir un flujo que sirve para promover un flujo de la capa límite en sentido contrario.

DESCRIPCIÓN DETALLADA

La descripción siguiente es de naturaleza meramente ejemplar y no pretende limitar la descripción, aplicación o usos presentes.

Haciendo referencia a la Figura 1, se muestra un sistema de control de flujo 10 usado en un ala 14 de una plataforma móvil 12. En este ejemplo, la plataforma móvil 12 es un avión, y por conveniencia se hará referencia a ella en toda la descripción siguiente como "avión 12". Se apreciará inmediatamente, sin embargo, que las enseñanzas de la descripción presente no están limitadas solamente al uso de plataformas móviles aéreas que

empleen alas, tales como aviones comerciales y militares, sino que son fácilmente aplicables a vehículos no tripulados (UAVs), misiles, aeronaves de alas giratorias, vehículos terrestres e incluso naves marinas de alta velocidad.

5 En la Figura 1 el sistema 10 emplea una pluralidad de actuadores de plasma 16 que están separados a lo largo de una superficie de Coanda 18 del ala 14. Aunque solamente se muestran cuatro actuadores de plasma 16, puede emplearse una pluralidad mayor o menor para satisfacer las necesidades de una aplicación específica. En este ejemplo, dos actuadores de plasma 16a, 16b están dispuestos en la porción de la mitad superior de la superficie de Coanda 18 mientras que dos actuadores de plasma adicionales 16c, 16d están dispuestos en la porción de la mitad inferior de la superficie de Coanda. Hay que destacar que la superficie de Coanda 18 no necesita estar asociada a un ala de avión, sino que en lugar de esto puede estar asociada a cualquier componente, por ejemplo, un spoiler trasero de un vehículo terrestre. Si los actuadores de plasma están incorporados en una cola vertical de un avión o en otra forma de plataforma móvil, entonces se apreciará que las referencias a la "mitad superior" y a la "mitad inferior" pueden ser denominadas entonces "mitad del lado de babor" y "mitad del lado de estribor". También, en la práctica, se anticipa que muchas aplicaciones pueden requerir que una pluralidad de cada uno de los actuadores 16a, 16b, 16c y 16d estén separadas sobre la envergadura a lo largo del ala 14 ó de otra forma de superficie aerodinámica. Se ilustra un ejemplo de esta disposición en la Figura 1A. Puede variarse la situación precisa de los actuadores de plasma 16 según sea necesario para satisfacer una aplicación específica. Por ejemplo, son posibles también realizaciones de actuadores de plasma 16 en las que los actuadores estén dispuestos con sus ejes más largos a lo largo de la cuerda, con muchos de los actuadores dispuestos sobre la envergadura del ala para facilitar el control de la separación con vorticidad coherente.

Un controlador 20 y una fuente de voltaje de corriente alterna (CA) 22 de alto voltaje están en comunicación con cada actuador de plasma 16. El controlador 22 controla independientemente la aplicación de una señal de alto voltaje, de preferencia entre unos 3.000 voltios de CA hasta unos 20.000 voltios de CA, o posiblemente más, a cada actuador de plasma 16. Activar cada uno de los actuadores de plasma 16 causa que el actuador ionice el aire en su entorno próximo adyacente a la porción de superficie exterior 18a de la superficie de Coanda 18. Se crea también un campo eléctrico que es directamente proporcional a la magnitud del voltaje de CA que está siendo aplicado. El campo eléctrico actúa sobre el aire ionizado creando un flujo inducido sobre el actuador de plasma activado 16 que tiende a arrastrar la capa límite hacia la superficie de Coanda 18 cuando se desplaza sobre la superficie de Coanda. Esto ayuda a retrasar la separación de la capa límite de la superficie de Coanda 18.

Haciendo referencia a la Figura 2, se muestra con mayor detalle uno de los actuadores de plasma 16a. Se analiza también esta forma de actuador en la solicitud de patente copendiente de EE.UU. número de serie 11/403.252, presentada el 12 de abril de 2006, y concedida a The Boeing Company. En resumen, sin embargo, el actuador de plasma 16a incluye un primer electrodo 24 y un segundo electrodo 26 separados por un material dieléctrico 28. El material dieléctrico 28 puede formar una capa bien definida que esté dispuesta entre los electrodos 24 y 26 y que encapsule los electrodos 24 y 26, como se muestra en la Figura 2. De preferencia, los electrodos 24 y 26 están montados en un rebajo de la superficie exterior 18a de la superficie de Coanda 18 para no interferir en su contorno de superficie lisa. Sin embargo, también es posible montar directamente al menos el primer electrodo 24 en la superficie de Coanda. Si se monta directamente en la superficie de Coanda 18, entonces el primer electrodo 24 no está típicamente completamente encapsulado por el material dieléctrico 28. Los actuadores de plasma 16 están dispuestos cada uno además en la superficie de Coanda 18 de tal manera que el segundo electrodo 26 está situado aguas abajo, con relación al sentido del flujo de la capa límite, del primer electrodo 24.

La fuente de voltaje de CA 22 está acoplada entre el controlador 20 y el segundo electrodo 26. Un interruptor 30 está interpuesto entre la fuente de voltaje de CA 22 y el primer electrodo 24. El interruptor 30 puede ser un interruptor semiconductor, o puede ser un interruptor electromecánico que sea activado mediante una señal eléctrica adecuada. Esencialmente, cualquier forma de interruptor puede ser usada con tal de que satisfaga las necesidades de una aplicación específica.

Cuando el controlador 20 cierra el interruptor 30, la señal de alto voltaje de CA aplicada a través de los electrodos 24 y 26 (típicamente, al menos unos 3.000 voltios de CA) causa que se ionice el aire en el entorno próximo de los electrodos 24 y 26, y muy cerca de la superficie exterior 18a de la superficie de Coanda 18, a ser ionizada. Se crea también un campo eléctrico entre los electrodos 24 y 26. El campo eléctrico actúa sobre el aire ionizado induciendo un flujo 32 muy cerca de la superficie exterior 18a que se desplaza desde el primer electrodo 24, sobre la superficie exterior 18a, y sobre el segundo electrodo 26. El flujo inducido 32 sirve para arrastrar el flujo de la capa límite hacia abajo contra la superficie exterior 18a, lo que ayuda a retrasar el inicio de la separación de la capa límite de la superficie de Coanda 18.

Las particularidades de la construcción de los electrodos 24 y 26 pueden variar considerablemente para satisfacer las necesidades de una aplicación particular. Los electrodos 24 y 26 pueden estar formados de cualquier material conductor. El cobre es un material particularmente adecuado. Los electrodos 24 y 26 pueden tener forma de tiras delgadas, posiblemente como láminas metálicas, y pueden tener un espesor típico del orden de unos 0,0254 mm – 0,127 mm. La longitud y anchura de cada electrodo 24 y 26 pueden variar según sea necesario para adaptarse a

aplicaciones específicas, pero se anticipa que en muchas aplicaciones para aviones, las dimensiones de cada electrodo pueden ser típicamente del orden de 2,54 cm – 50,08 cm de longitud y 3 mm – 5 mm de anchura. El material dieléctrico 28 puede comprender cualquier material dieléctrico adecuado, por ejemplo cuarzo, KAPTON®, o material dieléctrico TEFLON®. Otros materiales dieléctricos pueden ser también adecuados para el uso, y el material dieléctrico preciso usado puede estar dictado por las necesidades de una aplicación específica. De preferencia, el material dieléctrico 28 proporciona una capa de espesor de unos 0,127 mm - 25,4 mm entre el primero y segundo electrodos 24 y 26, respectivamente.

Haciendo referencia ahora a las Figuras 3 – 6, se describe la influencia del flujo de la capa límite que se proporciona al activar selectivamente varios de los actuadores de plasma 16. Haciendo referencia en primer lugar a la Figura 3, se muestran las líneas de flujo de las superficies superior e inferior 36 y 38 desplazándose sobre la superficie de Coanda 18 cuando ninguno de los actuadores de plasma 16 (no visibles) está activado. En esta Figura el coeficiente de sustentación incremental inducido por el sistema 10 (ΔC_L) es igual al coeficiente de momento de cabeceo incremental inducido por el sistema (ΔC_M), y ambos son cero.

En la Figura 4 los actuadores de plasma 16c y 16d de la mitad inferior de la superficie de Coanda 18 han sido activados, mientras que los actuadores 16a y 16b de la mitad superior están desactivados. Esto crea un coeficiente de sustentación negativo ($-\Delta C_L$) y un momento de cabeceo positivo ($+\Delta C_M$) dirigido según la flecha 40. La línea de flujo 42 indica cómo los actuadores 16c y 16d han modificado ligeramente el flujo de la capa límite para alterar su separación de la superficie de Coanda 18. Es de destacar que la porción 36a de la línea de flujo 36 está ligeramente más elevada de lo que aparece en la Figura 3.

Haciendo referencia ahora a la Figura 5, los actuadores de plasma 16a y 16b están activados mientras que los actuadores 16c y 16d están desactivados. Esto crea un coeficiente de sustentación positivo ($+\Delta C_L$) y un momento de cabeceo negativo ($-\Delta C_M$) (indicado por la flecha de la línea de flujo 46). La línea de flujo 42 indica que los actuadores de plasma 16a y 16b han retrasado el inicio de la separación de la capa límite, y las líneas de flujo 36a y 38a han sido modificadas para ser dirigidas ligeramente hacia abajo.

La Figura 6 ilustra el efecto del flujo con todos los actuadores de plasma 16 activados. En este ejemplo se ha reducido la separación de la estela, disminuyendo de esta manera la resistencia del ala 14 pero sin alterar el momento de cabeceo o la sustentación.

Son numerosas las aplicaciones del sistema 10, incluyendo aviones comerciales y militares, vehículos aéreos no tripulados (UAVs) y misiles. Los beneficios resultarán evidentes también en varias superficies aerodinámicas de vehículos terrestres de motor tales como coches y camiones.

El sistema 10 proporciona control de guiñada sin articulaciones para aviones sin cola por medio de generar resistencia asimétrica. La resistencia asimétrica es creada controlando la separación de la circulación de la estela del perfil aerodinámico de control o induciendo una alteración a lo largo de la envergadura entre incrementos de circulación positivos y negativos que producen una resistencia inducida aumentada sin estar acompañada de cambios en la sustentación o en el momento de cabeceo.

El sistema 10 permite el control aerodinámico sin articulaciones para aumentar la eficiencia aerodinámica y estructural. Se mejora la eficiencia aerodinámica eliminando las separaciones en el borde del elevón y en la línea de la articulación de las alas y superficies aerodinámicas similares. Se mejora la eficiencia estructural aumentando el tamaño de la caja de torsión lo que disminuye el peso, elimina el peso y complejidad de la actuación mecánica, y aumenta el volumen interno para combustible, etc.

El sistema 10 puede simplificar sistemas de alta sustentación para aviones (especialmente transportes comerciales con flaps de elementos múltiples muy complejos) para mejorar las actuaciones a baja velocidad al mismo tiempo que se reduce costo, peso y complejidad. Potencialmente, el sistema 10 puede ser usado para sustituir aletas de compensación en timones de dirección o en elevadores o timones de profundidad de aviones comerciales, eliminando la complejidad mecánica de una superficie móvil secundaria de la superficie de control primaria. El uso del sistema 10 puede producir mayores velocidades de control (controlador de alto ancho de banda) que los efectores de superficies móviles convencionales ya que el sistema 10 está limitado solamente por la velocidad de convección del flujo del fluido libre y no por el movimiento mecánico del efector del flap. Esto permite el control de células de avión con una inestabilidad mayor, aumentando su agilidad y actuaciones de vuelo. El sistema 10 descrito aquí permite diseños de alas de complejidad reducida de bajo costo, que son especialmente útiles para alas desplegables delgadas (misiles o pequeños UAVs) en las que las superficies de control son difíciles de integrar mediante planteamientos convencionales debido a la dificultad de instalación de la actuación de control. Otras aplicaciones son posibles para vehículos no volantes, tales como asistencia mediante freno aéreo para semitráiler desactivando la actuación enfocada a reducir la resistencia de base del tráiler, o el control de tracción induciendo una fuerza hacia abajo cuando una superficie de Coanda es instalada a lo largo de un perímetro de base de un tráiler.

- 5 Se espera también que el sistema 10 aumente el tiempo de vuelo o el alcance de la misión como resultado de disponer unos medios más eficientes (en el sentido estructural y aerodinámico) para controlar una plataforma móvil aérea. Se permite también una flexibilidad de diseño adicional mediante nuevas mecanizaciones de dispositivos de control, especialmente para aviones sin cola o para vehículos aéreos con superficies aerodinámicas desplegadas. Se pueden conseguir también un aumento de las velocidades de control junto con una complejidad reducida general.
- 10 Haciendo referencia a la Figura 7, se ilustra otro sistema 100 de la descripción presente que hace uso de una pluralidad de actuadores de 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 actuadores de modo dual 102. En la solicitud copendiente de número de serie (Boeing Docket No. 06-0438; HDP Docket 7784-001061) se describen con detalle los actuadores de plasma de modo dual 102. En este ejemplo un par de los actuadores de plasma de modo dual 102a y 102b está dispuesto en la mitad superior de la superficie de Coanda 18 del ala 14. Un segundo par de actuadores 102c y 102d está dispuesto en la mitad inferior. Al igual que en el sistema 10 descrito en conexión con la Figura 1, una pluralidad de actuadores de plasma de modo dual 102 pueden estar separados, sobre la envergadura, a lo largo de la superficie de Coanda 18. El número preciso, la separación y la disposición de los actuadores de plasma de modo dual 102 empleados varía para satisfacer las necesidades de una aplicación específica.
- 20 Haciendo referencia a las Figuras 8 y 9, los actuadores de plasma de modo dual 102 son similares a los actuadores de plasma 16, pero incluyen tres electrodos 104, 106 y 108 en lugar de dos electrodos. Dos interruptores 110 y 112 permiten que la fuente de voltaje de CA 26 sea aplicada a través o bien del primero y segundo par de electrodos 104 y 108, o entre el segundo y el tercer par de electrodos 106 y 108. El tercer electrodo 108 está separado por una capa de material dieléctrico adecuado 109, o está encapsulado en un material dieléctrico adecuado.
- 25 Cuando el voltaje de CA de la fuente de voltaje de CA 26 es aplicado a través del par de electrodos 104 y 108 cerrando el interruptor 110 y abriendo el interruptor 112, el actuador de plasma 102 opera de la misma manera que se ha descrito para el actuador 16; esto es, se crea un flujo de fluido inducido 114 (Figura 8). El sentido del flujo inducido 114 es el mismo que el del flujo de la capa límite que fluye sobre el actuador 102. Al igual que con el actuador de plasma 16, el flujo de fluido inducido 114 actúa sobre el flujo de la capa límite para contribuir a impedir la separación del flujo de la capa límite de la superficie de Coanda 18. Sin embargo, cuando el par de electrodos 106 y 108 es activado cerrando el interruptor 112 y abriendo el interruptor 110, se crea un flujo inducido 116 que circula en el sentido contrario al del flujo inducido 114 (Figura 9). En este caso el flujo inducido 116 ayuda a promover la adhesión adicional de la capa límite alrededor del borde de salida de la superficie de Coanda 18 cuando es operado conjuntamente con el actuador de plasma en la otra mitad de la superficie de Coanda.
- 35 El sistema 100 proporciona un grado adicional de flexibilidad en el control del flujo debido a que varios de los actuadores de plasma 102 pueden tener pares de electrodos 104, 106, 108 diferentes activados para afectar incluso más significativamente el flujo de la capa límite (es decir, ya sea promover más significativamente la adhesión o la separación del flujo de la capa límite). Por ejemplo, ciertos actuadores de plasma 102, por ejemplo, los situados en la mitad superior de la superficie de Coanda 18, pueden ser activados para crear el flujo inducido 114 (para promover la adhesión de la capa límite), mientras que otros de los actuadores 102 situados en la mitad inferior de la superficie de Coanda 18 pueden ser activados para producir flujo inducido 116 (para mejorar el giro del flujo alrededor de la superficie de Coanda 18). El resultado global en este ejemplo específico es que todos los actuadores de plasma 102 trabajan para desplazar incluso más significativamente el punto de estancamiento o de remanso del borde de salida alrededor de la superficie de Coanda 18. El controlador 20 puede controlar la activación de pares de electrodos específicos 104, 108 ó 106, 108 de los actuadores de plasma 102 según sea necesario para producir un momento de encabritamiento o de morro arriba, o de picado o de morro abajo en la superficie donde se emplea el sistema 100.
- 40 Así, el sistema 100 proporciona un margen incluso mejorado de posibilidades de control de flujo aerodinámico. Debe tenerse en cuenta que pueden usarse varias combinaciones de actuadores de plasma 16 y 102 en una superficie, por ejemplo, en una superficie de Coanda 18, para mejorar aún más el control sobre la separación y/o adhesión de la capa límite.
- 45 Aunque se han descrito varias realizaciones, las personas expertas en la técnica reconocerán modificaciones o variaciones que pueden realizarse sin apartarse del invento presente según se define en las reivindicaciones que se adjuntan.
- 50
- 55

REIVINDICACIONES

1. Un método de control de flujo para una plataforma móvil (12), que comprende:
 - 5 disponer al menos un actuador de plasma (16; 102) en una superficie del borde de salida (18) de una porción de una plataforma móvil; aplicar un voltaje a dicho actuador de plasma; y controlar dicho voltaje para dicho actuador de plasma para ionizar aire en un entorno próximo a dicho actuador de plasma adyacente a dicha superficie del borde de salida, para causar un flujo inducido adyacente a la superficie del borde de salida y **que se caracteriza porque** el flujo inducido fluye selectivamente en el mismo sentido que el del flujo de la capa límite que fluye sobre el actuador de plasma o en sentido contrario a él, y opera influenciando la adhesión o la separación de un flujo de capa límite sobre dicha superficie del borde de salida dependiendo del sentido en el que se causa que circule el flujo inducido.
 - 10
 - 15 2. El método de la reivindicación 1, en el que disponer al menos un actuador de plasma (16; 102) comprende disponer un actuador de plasma de modo único (16) en dicha superficie del borde de salida (18).
 - 20 3. El método de la reivindicación 1, en el que disponer al menos un actuador de plasma comprende disponer un actuador de plasma de modo dual (102) en dicha superficie del borde de salida (18).
 - 25 4. El método de la reivindicación 1, en el que disponer al menos un actuador de plasma (16; 102) en una superficie del borde de salida comprende disponer un actuador de plasma en una mitad superior de una superficie de Coanda (18).
 - 30 5. El método de la reivindicación 1, en el que disponer al menos un actuador de plasma (16; 102) en una superficie del borde de salida comprende:
 - 35 disponer un actuador de plasma en una mitad inferior de una superficie de Coanda (18).
 - 40 6. El método de la reivindicación 1, en el que disponer al menos un actuador de plasma (16; 102) en una superficie del borde de salida (18) comprende:
 - 45 disponer un primer actuador de plasma en una mitad superior de una superficie de Coanda (18); disponer un segundo actuador de plasma en una mitad inferior de una superficie de Coanda; y controlar un voltaje aplicado a cada uno de dichos actuadores de plasma para influenciar dicho flujo de capa límite sobre dicha superficie de Coanda.
 - 50 7. El método de la reivindicación 1, que comprende además:
 - 55 usar un controlador para controlar la actuación de dicho actuador de plasma (16; 102).
 - 60 8. El método de la reivindicación 1, en el que aplicar un voltaje a dicho actuador de plasma (16; 102) comprende aplicar un voltaje de corriente alterna de al menos 3.000 voltios a dicho actuador de plasma.
 - 65 9. El método de la reivindicación 6, que comprende además usar un controlador para controlar independientemente la aplicación de dicho voltaje a dichos primero y segundo actuadores de plasma.
 10. Un sistema de control de flujo para influenciar una capa límite que fluye sobre una superficie de Coanda (18), comprendiendo dicha superficie de Coanda una superficie con la que el flujo de la capa límite puede estar sometido a un efecto de Coanda, el sistema comprende:
 - al menos un actuador de plasma (16; 102) dispuesto en dicha superficie de Coanda; una fuente de voltaje para aplicar un voltaje suficientemente alto a dicho actuador de plasma para causar que dicho actuador de plasma ionice aire en un entorno próximo a dicho actuador de plasma, influenciando dicha ionización de aire un flujo de capa límite sobre dicha superficie de Coanda para causar un flujo inducido, **caracterizado porque** el actuador de plasma comprende un actuador de plasma de modo dual que incluye tres electrodos a los que puede aplicarse selectivamente la fuente de voltaje a cualquiera de las dos combinaciones de pares de electrodos; y en el que el flujo inducido fluye selectivamente en un sentido adyacente a la superficie de Coanda que tiene el mismo sentido que el del flujo de la capa límite que fluye sobre el actuador de plasma o en sentido contrario a él para influenciar la adhesión o la separación del flujo de la capa límite dependiendo del sentido en el que se causa que circule el flujo inducido.
 11. El sistema de control de flujo de la reivindicación 10, que comprende además un controlador para controlar la aplicación de dicho voltaje a dicho actuador de plasma (16; 102).

5 12. El sistema de control de flujo de la reivindicación 11, que comprende además una pluralidad de actuadores de plasma (16; 102) dispuestos en una relación de separación entre uno y otro sobre dicha superficie de Coanda (18); y en el que dicha fuente de voltaje es aplicada a actuadores seleccionados de dichos actuadores de plasma por dicho controlador para ayudar a retrasar la separación de dicha capa límite de dicha superficie de Coanda o para acelerar la separación de dicha capa límite de dicha superficie de Coanda.

13. El sistema de control de flujo de la reivindicación 10, en el que dicha fuente de voltaje comprende un voltaje de CA de al menos 3.000 voltios.

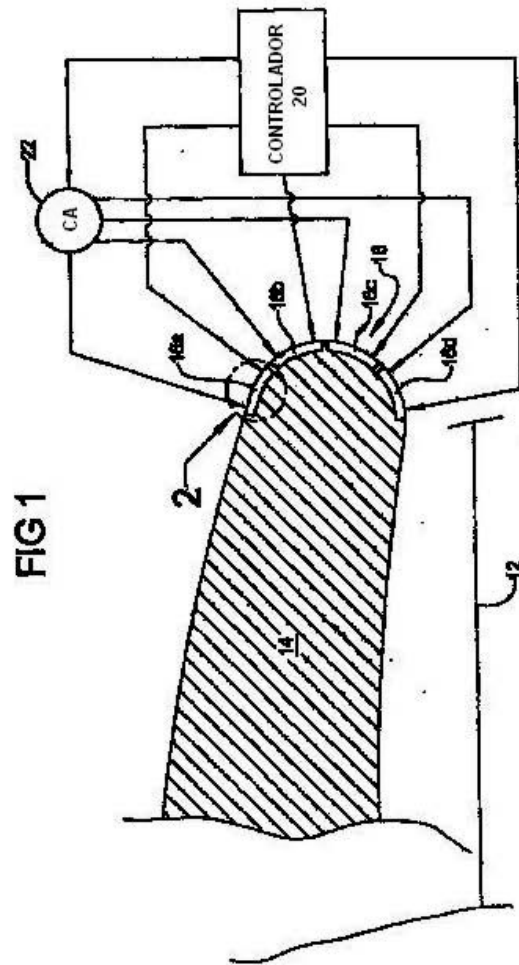


FIG 1

FIG 1A

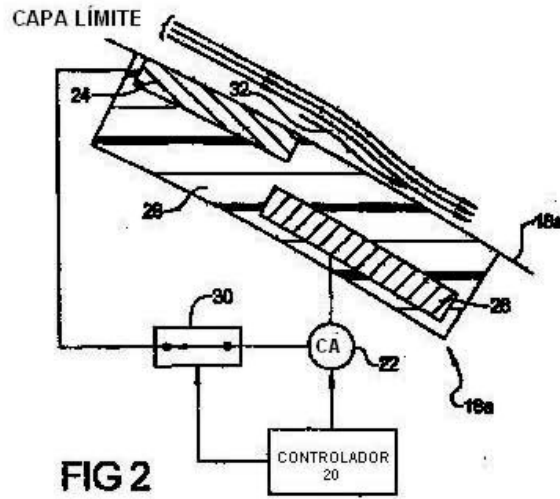
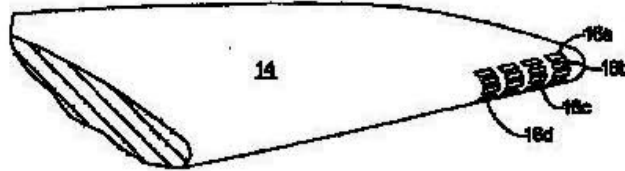
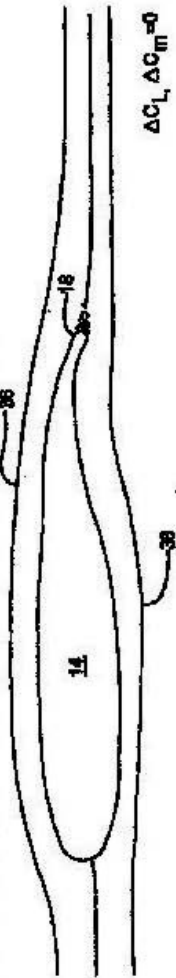


FIG 3

NINGUNO DE LOS ACTUADORES DE PLASMA 16a, 16b, 16c y 16d ACTIVADO



ACTUADORES DE PLASMA 16c y 16d ACTIVADOS; ACTUADORES DE PLASMA 16a y 16b DESACTIVADOS

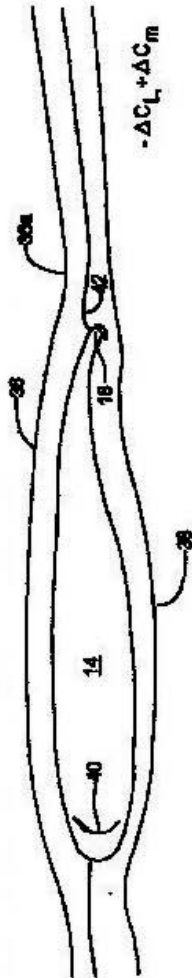
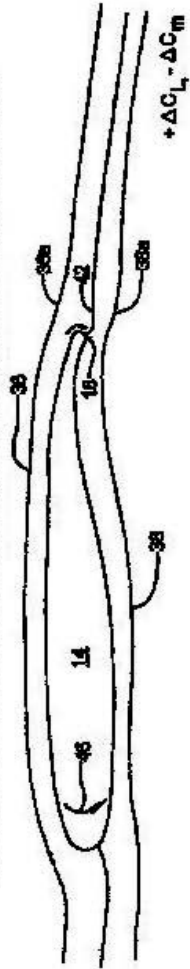


FIG 4

FIG5

ACTUADORES DE PLASMA 16a Y 16b ACTIVADOS; ACTUADORES 16c Y 16d DESACTIVADOS



TODOS LOS ACTUADORES DE PLASMA 16a, 16b, 16c Y 16d ACTIVADOS

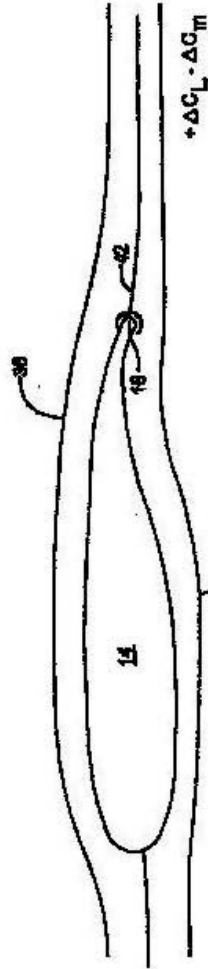


FIG6

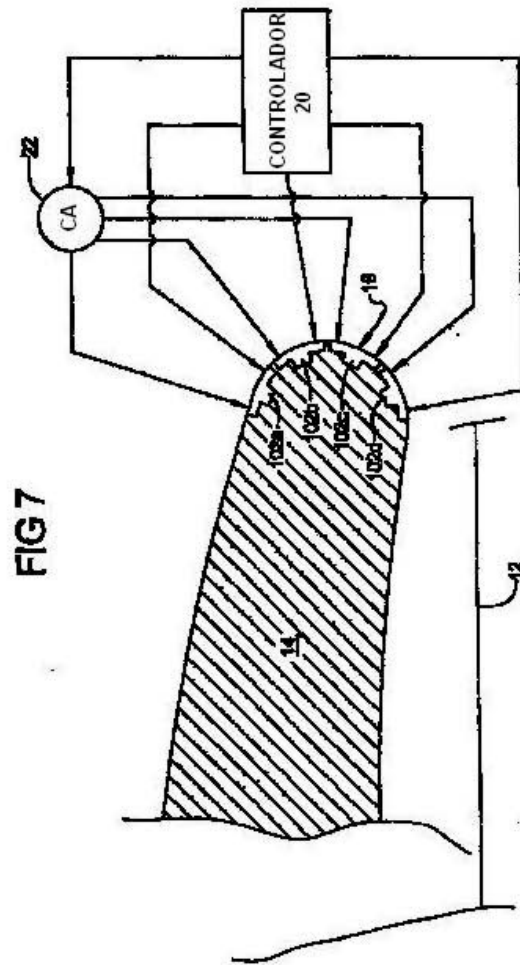


FIG 7

FIG 8

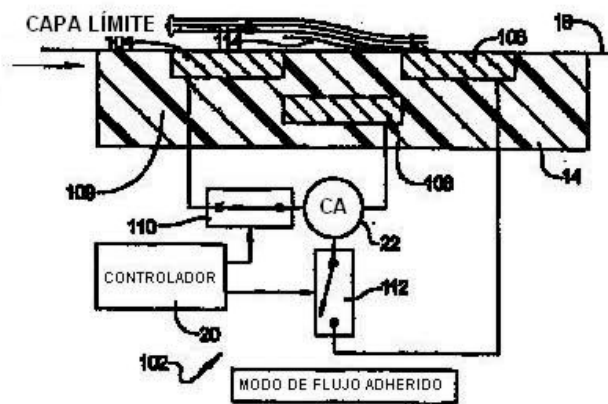


FIG 9

