

19



OFICINA ESPAÑOLA DE  
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 803 356**

51 Int. Cl.:

**B64C 9/36**

(2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

86 Fecha de presentación y número de la solicitud internacional: **07.03.2017 PCT/EP2017/055299**

87 Fecha y número de publicación internacional: **14.09.2017 WO17153393**

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **07.03.2017 E 17708540 (4)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **22.04.2020 EP 3426554**

54 Título: **Dispositivo de atenuación de la estela de un vórtice**

30 Prioridad:

**10.03.2016 FR 1652008**

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

**26.01.2021**

73 Titular/es:

**INSTITUT SUPÉRIEUR DE L'AÉRONAUTIQUE ET DE L'ESPACE (100.0%)**

**10 avenue Edouard, Belin BP 54032  
31055 Toulouse Cedex 4, FR**

72 Inventor/es:

**BURY, YANNICK**

74 Agente/Representante:

**GONZÁLEZ PECES, Gustavo Adolfo**

**ES 2 803 356 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

Dispositivo de atenuación de la estela de un vórtice

**Campo de la invención**

5 La invención se refiere al campo del transporte aéreo, y más particularmente propone un dispositivo para atenuar la estela de vórtice producida en la parte trasera de aviones de transporte que presentan una forma trasera con reducción de sección rápida.

**Estado de la técnica**

10 La forma del cuerpo trasero de los aviones de transporte militar o de otro sector de transporte está condicionada por el papel de funcionamiento de lanzamiento de personal o de material desde altitudes de vuelo variables. Para responder a esta necesidad, estos aviones están equipados de puertas laterales, denominadas puertas “*paratroopers*” según el anglicismo específico, para el lanzamiento de paracaidistas según un ritmo moderado. Presenta además un cuerpo trasero que tiene una fuerte reducción de sección asimétrica, hacia la parte alta del fuselaje trasero, conocido bajo el término de “*upsweep*” según el anglicismo específico, y que permite integrar en el mismo una puerta trasera y una rampa. Estas últimas pueden abrirse en volumen para asegurar el lanzamiento a un ritmo fuerte de paracaidistas o en lanzamiento de material, de tonelaje potencialmente elevado.

15 El *upsweep* es responsable de un aumento notable de arrastre aerodinámico. Genera igualmente un flujo tridimensional y de vórtice intenso en la estela próxima al avión que provoca en la parte trasera del avión el reflujo del flujo hacia el plano de simetría del avión y hacia arriba, con una ascendencia fuerte.

20 Las estructuras de vórtice contra rotativas así generadas simétricamente con respecto al plano de simetría del avión, que son intensas y calificadas de torbellinos de estela o torbellinos de *upsweep*, son fuentes de diferentes problemas durante operaciones de aerolanzamiento, tales como por ejemplo:

- de objetos lanzados que pueden entrar en contacto con la punta trasera del fuselaje;
- de trayectorias iniciales de materiales o de personas lanzadas desviadas;
- 25 - un retraso de extracción de salto de materiales lanzados por la puerta trasera impactada, debido a una pérdida parcial de eficacia;
- un retraso de apertura de los paracaídas deceleradores del material lanzado impactado, teniendo estos paracaídas de extracción de carga un mismo riesgo de incendiarse;
- 30 - una trayectoria de los paracaidistas lanzados por las puertas laterales o por la puerta trasera reorientada, provocando un riesgo de colisión entre paracaidistas en la estela próxima, conocido como un fenómeno de “*centerlining*” en inglés;
- una ascendencia de los materiales de tonelaje reducido, lanzados por la puerta trasera, comprometiendo la seguridad del equipo.

35 En un contexto diferente de aviones de transporte utilizados por ejemplo en la lucha contra los incendios forestales o contra la contaminación por hidrocarburos (u otros contaminantes) en el mar, los vórtices de *upsweep* tienden a dispersar los productos químicos lanzados en la parte trasera del avión. Estos productos fuertemente corrosivos, se van a disponer por tanto sobre los elementos estructurales del avión, el fuselaje trasero, los timones, entre otros, provocando una degradación prematura de los materiales.

40 Es conocido utilizar, en los aviones dedicados a las misiones de lanzamiento aéreo (denominado “aerolanzamiento”), de dispositivos que permiten guiar los flujos de aire. Un primer enfoque consiste en colocar deflectores laterales aguas arriba de las puertas laterales. Estos apéndices que se parecen a pequeñas puertas desplegadas cuando el lanzamiento de los paracaidistas es accionado por las puertas laterales tienen por función limitar el fuerte gradiente de viento sufrido por los paracaidistas en el momento de su extracción de la carlinga del aparato.

45 En la solicitud de patente WO 2013/100767 A1, se propone añadir sobre diferentes zonas del fuselaje de un avión apéndices que pueden ser ajustados entre una posición neutra de reposo y una posición de trabajo desplegada con el fin de crear superficies de control del fuselaje en caso de entrada en pérdida u otras perturbaciones, influenciando las corrientes de aire alrededor de la aeronave.

50 Sin embargo, estos reflectores no atenúan la intensidad y el posicionamiento de los núcleos de vórtice generados por la forma aérea del fuselaje del aparato en una zona de *upsweep*. También, el impacto de los torbellinos de estela en las operaciones de aerolanzamiento permanece completo, ya sean los deflectores de puertas laterales desplegados o no.

- Otro enfoque conocido consiste en colocar apéndices fijos denominados “*strakes*” de *upsweep* en inglés, situados en el punto trasero del fuselaje, en el extremo trasero de la zona de *upsweep*. Estos apéndices tienen por función reducir el impacto de la estela del avión en las operaciones de aerolanzamiento. Sin embargo, se reconoce que la eficacia real de estos dispositivos fijos es reducida. Esto resulta en particular debido a que estos dispositivos están situados lejos aguas abajo de la zona de nacimiento de los vórtices de *upsweep*, haciendo por tanto que el control de estos vórtices sea menos eficaz que estos últimos que ya han adquirido una intensidad máxima antes de interactuar con los *strakes* de *upsweep* que se supone que los disminuyen. Por otro lado, el propio diseño de estos *strakes*, y su posicionamiento con respecto al flujo de aire local, no pueden proporcionar la energía suficiente al flujo para producir un efecto suficientemente notable en la reducción de la intensidad de vórtices de *upsweep*. Finalmente, el posicionamiento de estos apéndices puede resultar peligroso para la seguridad del personal y del material lanzado. De hecho, existe un riesgo de contacto, incluso de anclaje, entre los paracaídas de extracción de cargas pesadas y los *strakes* en el transcurso de las fases de salida de salto. Del mismo modo, no se excluye el riesgo de contacto entre los paracaídas de apertura automática de personal lanzado por las puertas *paratroopers* y los *strakes*. Dicho escenario puede producir la pérdida del material lanzado, con los riesgos inducidos para las personas o los bienes en el suelo. La presencia de estos apéndices en el diseño relativamente acabado en punta trasero del fuselaje puede igualmente representar un riesgo para la integridad física de personal aerolanzado en caso de impacto con estos apéndices en su trayectoria de salto, o en caso de fallo del sistema de apertura automática de paracaídas, pudiendo permanecer enganchado el personal a la línea estática conectada a la aeronave y sufriendo por tanto el efecto de vórtices de *upsweep*.
- Los documentos siguientes proponen diferentes enfoques para atenuar la estela de vórtice:
- El documento U.S. 4,739,957 A que presenta un “*Strake Fence Flap*”;
  - El documento U.S. 5,437,419 A que presenta un “*Rotorcraft Blade-Vortex Interaction Controller*”
  - El documento U.S. 4,165,849 A que presenta una “*Combination Air Brake and Engine Shield for Aircraft*”; y
  - El documento JP H08 230793 A.
- Por tanto no existe una solución para reducir de manera significativa la estela de vórtice de los aviones que presentan una forma trasera de reducción de sección rápida, permitiendo eliminar o disminuir los problemas resultantes de la interacción de la estela de vórtice con las cargas o personas aerolanzadas por las puertas laterales o la puerta trasera. La presente invención responde a esta necesidad.
- Un objeto de la presente invención es proponer un dispositivo, adaptado a vehículos de transporte y de lanzamiento aéreo, que presentan una forma trasera con reducción de sección rápida, que permite reducir significativamente la intensidad de las estructuras de vórtice que se desarrollan en la estela próxima a estos vehículos, y modificar significativamente la trayectoria alejándolos por ejemplo del plano de simetría longitudinal del vehículo.
- Ventajosamente, el dispositivo de la presente invención permite optimizar el ritmo de operaciones de lanzamiento y su precisión y por tanto limitar la pérdida de material durante las operaciones de aerolanzamiento, y garantizar una mejor seguridad de las tropas o de las personas en el suelo. Permite también garantizar la seguridad de las personas lanzadas.
- Otro objeto de la presente invención es proponer un dispositivo adaptado a las misiones de aerolanzamiento del tipo lanzamiento de *paratroopers* por las puertas laterales y de tipo lanzamiento de cargas y/o de personal por la puerta de carga trasera.
- De una manera general, la invención está basada en el principio combinado de una redinamización de la capa límite y de la interacción de vórtice entre las estructuras de vórtice producidas por los flujos de aire alrededor de la aeronave, y de las estructuras o capas de vórtice generadas voluntariamente gracias a apéndices aerodinámicos generadores de vórtice, que son desplegados durante las operaciones de aerolanzamiento con el fin de limitar el impacto sobre el arrastre aerodinámico y que están orientados de manera predeterminada o modulable con respecto al flujo de aire.
- De forma más general, la presente invención encontrará una aplicación ventajosa en las misiones de tipo de lanzamiento y/o de recuperación en vuelo de escuadrillas de drones, o incluso en lanzamiento a altas altitudes de lanzadores espaciales, ofreciendo un mejor control de las condiciones iniciales de lanzamiento y de las condiciones de flujo en la proximidad del avión.
- La invención encontrará igualmente una aplicación ventajosa en el campo de lanzamiento de productos químicos dedicados a la lucha contra los incendios forestales o a la lucha contra las contaminaciones por hidrocarburos (u otros productos contaminantes) en el mar.
- Según un modo de realización, se propone un dispositivo de atenuación de estela de vórtice creada en la zona trasera de una aeronave, presentando la aeronave al menos una superficie de alas y un cuerpo trasero que tenga una fuerte reducción de sección asimétrica hacia la parte superior del fuselaje trasero según la reivindicación 1. El dispositivo está situado aguas debajo de la superficie de alas de la aeronave, a cada lado del fuselaje el aeronave de manera

- simétrica con respecto al plano de simetría longitudinal de la aeronave. Comprende al menos dos apéndices aerodinámicos generadores de vórtice adecuados para ser desplegados entre una posición replegada en la que los apéndices aerodinámicos están replegados sensiblemente en el sentido del fuselaje, y una posición desplegada, siendo calculada la posición desplegada para generar estructuras de vórtice que tengan una intensidad y una trayectoria que modifique el campo de presión local con el fin de interactuar con la estela de vórtice para atenuar y alejar los torbellinos de *upsweep* del plano longitudinal de la aeronave.
- 5
- En un modo de realización, el dispositivo comprende medios hidráulicos o eléctricos o electrohidráulicos o electromecánicos que permiten desplegar los apéndices aerodinámicos según un ángulo dado, pudiendo ir hasta un despliegue máximo que sitúa por tanto el apéndice sensiblemente de forma vertical a la superficie local del fuselaje.
- 10
- En un modo de realización, cada apéndice aerodinámico en posición desplegada está orientado según un ángulo de incidencia " $\alpha$ " predeterminado, definido con respecto a las líneas de flujo locales del flujo que llega sobre el apéndice aerodinámico.
- En un modo de realización, el ángulo " $\alpha$ " de incidencia está comprendido entre  $-20^\circ$  y  $+30^\circ$ .
- 15
- En un modo de realización, el dispositivo comprende medios hidráulicos o eléctricos o electrohidráulicos o electromecánicos que permiten hacer variar el ángulo " $\alpha$ " de incidencia de los apéndices aerodinámicos en posición desplegada.
- 20
- En un modo de realización, los apéndices aerodinámicos son de forma sensiblemente de ala delta, presentando dos aristas (b, h) sensiblemente perpendiculares una de las cuales, la base "b" está colocada de manera adyacente a la superficie de la aeronave y por tanto la otra, la altura "h" es sensiblemente perpendicular a la superficie de la aeronave cuando el apéndice está en posición totalmente desplegada.
- En un modo de realización, la relación "b/h" entre la base y la altura de las dos aristas del apéndice aerodinámico es del orden de dos. Puede sin embargo ser fijada en una gama más grande, típicamente del orden de 1 a 3, según las restricciones de implantación propias de la aeronave considerada.
- 25
- En un modo de realización, la altura "h" de un apéndice aerodinámico está comprendida en un rango que va de aproximadamente un 50% a un 120% de un grosor " $\delta$ " predefinido de la capa límite, sin que esto constituya una limitación.
- En un modo de realización, los apéndices aerodinámicos son realizados en un material análogo al del fuselaje de la aeronave.
- 30
- En un modo de realización, el dispositivo comprende medios de software que permiten gestionar el despliegue de dichos al menos dos apéndices aerodinámicos y la orientación de cada uno de dichos al menos dos apéndices.
- La invención cubre también una aeronave que presenta el cuerpo trasero que tiene una fuerte reducción de sección asimétrica hacia la parte superior del fuselaje trasero que comprende al menos un dispositivo de atenuación de la estela de vórtice creada en la zona trasera de la aeronave tal como se reivindica.
- 35
- En un modo de realización, la aeronave comprende al menos una puerta lateral y al menos un dispositivo situado en las inmediaciones y aguas arriba de la puerta lateral.
- 40
- En un modo de realización, el dispositivo comprende un primer apéndice aerodinámico situado aproximadamente a 1/3 de la altura del fuselaje de la aeronave y un segundo apéndice aerodinámico situado aproximadamente a 2/3 de la altura del fuselaje de la aeronave. En una implementación ventajosa, los apéndices están situados de manera simétrica a cada lado de la aeronave, a una distancia aguas arriba de las puertas laterales y según la dirección longitudinal de la aeronave de aproximadamente 1 a 5 veces la altura "h" del apéndice aerodinámico.
- 45
- En un modo de realización en el que un aeronave presenta un cuerpo trasero que tiene una fuerte reducción de sección asimétrica hacia la parte superior del fuselaje trasero, comprende al menos una puerta y/o una rampa trasera para el lanzamiento por puerta y/o rampa trasera, el dispositivo de atenuación de la estela de vórtice creado en la zona trasera de la aeronave tal y como se reivindica se sitúa a lo largo de la zona de *upsweep*, a cada lado a lo largo de la puerta y/o de la rampa trasera, sobre la parte fija del fuselaje, según una posición azimutal ligeramente aguas arriba de la línea de separación de flujo.
- En un modo de realización, el dispositivo reivindicado está compuesto de una pluralidad de apéndices aerodinámicos situados en rampa según una dirección longitudinal del fuselaje.
- En un modo de realización, los apéndices aerodinámicos están separados regularmente.
- 50
- Según la reivindicación 17, la invención cubre también un procedimiento de atenuación de la estela de vórtice creada por un aeronave que presenta un cuerpo trasero que tiene una fuerte reducción de sección asimétrica hacia la parte superior del fuselaje trasero, comprendiendo la aeronave un dispositivo tal como el reivindicado, comprendiendo el procedimiento las etapas de:

- desplegar y orientar dichos al menos dos apéndices aerodinámicos del dispositivo según un ángulo de incidencia que tenga un valor inicial predefinido;
- medir la presión en una zona de la aeronave representativa de la presencia de estructuras de vórtice; y
- ajustar el ángulo de incidencia de los apéndices aerodinámicos en función de la presión medida.

5 En un modo de realización, la etapa de ajuste del ángulo de incidencia consiste en bloquear los apéndices según la incidencia para la cual se maximiza la presión medida.

En un modo de realización, la etapa de medir la presión consiste en medir la presión en el extradós de dichos apéndices, y la etapa de ajuste del ángulo de incidencia comprende las etapas de:

- hacer variar el ángulo de incidencia de los apéndices;

- 10
- medir la presión en el extradós para una posición dada de los apéndices aerodinámicos; y
  - bloquear los apéndices según la incidencia para la cual se minimiza la presión medida.

La invención cubre también un producto de programa de ordenador, comprendiendo dicho programa de ordenador instrucciones de código que permiten efectuar las etapas del procedimiento reivindicado, cuando dicho programa es ejecutado en un ordenador.

15 La invención cubre también un medio de almacenamiento de información es, extraíble o no, parcialmente o totalmente legible por un ordenador o un microprocesador que comprende instrucciones de código de un programa de ordenador para la ejecución de cada una de las etapas del procedimiento reivindicado.

#### Descripción de las figuras

20 Diferentes aspectos y ventajas de la invención van a aparecer para ayudar a la descripción de un modo preferido de implementación de la invención pero no limitativo, con referencia a las figuras siguientes:

La figura 1 muestra esquemáticamente un avión de transporte sobre el cual puede implantarse un dispositivo de la invención;

La figura 2a muestra un apéndice aerodinámico según la invención en posición retraída;

La figura 2b ilustra diferentes formas de apéndices aerodinámicos según la invención;

25 La figura 3 muestra un apéndice aerodinámico según la invención en posición desplegada;

Las figuras 4a y 4b muestran dos modos de realización del dispositivo de la invención según una primera variante de implementación aguas arriba de una puerta lateral;

La figura 5 muestra un modo de realización del dispositivo de la invención según una variante de implementación para una puerta de lanzamiento trasera;

30 La figura 6 muestra un encadenamiento de etapas que permiten ajustar la incidencia de los apéndices del dispositivo de la invención.

#### Descripción detallada de la invención

35 De una manera general, el principio de la invención consiste en controlar la generación de capas de vórtice para la colocación de series de apéndices aerodinámicos denominados generadores de vórtices (VG) en emplazamientos elegidos sobre el fuselaje de la aeronave, en zonas de fuselaje aguas abajo de las alas, de manera simétrica con respecto al plano de simetría longitudinal del avión. El posicionamiento de los apéndices aerodinámicos se define de manera que asegura a la vez una eficacia óptima para la reducción de la intensidad de los vórtices de *upsweep*, y la modificación de su trayectoria en la estela próxima al avión, separándolos por ejemplo del plano de simetría longitudinal del avión, a la vez que se garantiza un despliegue de estos apéndices fuera de las zonas potenciales de interacción con el personal o los materiales lanzados.

40 De manera preferible, el posicionamiento de los apéndices se sitúa en la zona aguas arriba del nacimiento de los vórtices de *upsweep*. Produciendo una serie de estructuras de vórtices o vórtice aguas arriba de la zona de flujo de aire en donde se separa naturalmente del fuselaje trasero del avión y produce torbellinos de *upsweep*, el flujo del flujo es en un primer momento redinamizado, retardando entonces su separación a nivel de la zona de *upsweep* y después retardando su enrollamiento consecutivo en torbellinos de *upsweep*. Las estructuras o capas de vórtice producidas voluntariamente por la serie de apéndices aerodinámicos interactúan con los torbellinos de *upsweep* naturales. Esta interacción produce un cizallamiento intenso, responsable de la producción de turbulencias a pequeña escala, que permite disipar más rápidamente los torbellinos de *upsweep* y las estructuras de vórtices producidas por los apéndices

y permite aumentar su difusión gracias a un aumento de su radio, con una fuerte disminución de su intensidad y de su velocidad de rotación.

5 Por otro lado, la generación por los apéndices aerodinámicos de diferentes estructuras de vórtices o vórtice induce una modificación local del campo de presión que afecta a la trayectoria de los torbellinos de *upsweep*. Estos torbellinos son por tanto desplazados sensiblemente del plano de simetría del avión, y por tanto de la zona de operatividad para las misiones de aerolanzamiento, haciendo así las operaciones más seguras.

10 La figura 1 ilustra de manera esquemática un avión (100) de transporte sobre el cual se puede implantar un dispositivo según la invención. Dicho tipo de aeronave presenta un cuerpo (106) trasero que tiene una fuerte reducción de sección asimétrica del fuselaje (110) hacia arriba. Esta zona de fuerte reducción de sección asimétrica del fuselaje hacia arriba es denominada zona de *upsweep*. Tal como se detalla más tarde en referencia las figuras 4 y 5, estos apéndices aerodinámicos pueden estar dispuestos en las zonas del fuselaje aguas abajo de la superficie (108) de alas, a nivel de las puertas (102) laterales y/o de la puerta (104) trasera de manera simétrica con respecto al plano de simetría longitudinal del avión. El experto en la técnica comprende que por razones de simplificación, la figura 1 ilustra una vista lateral del avión, pero el mismo puede presentar otra puerta lateral simétrica en la que pueden también implantarse apéndices aerodinámicos. De la misma manera, los apéndices traseros están situados de manera simétrica a ambos lados del fuselaje. De manera preferible, sin constituir limitación, los apéndices aerodinámicos son realizados de un material análogo a aquel constitutivo del fuselaje de la aeronave o en cualquier material compatible con las reglas de la técnica del diseño de aviones, siempre que soporten las tensiones mecánicas inducidas por el flujo de aire, garantizando la rigidez del dispositivo.

20 Ventajosamente, los apéndices aerodinámicos son desplegados a demanda. En una primera posición retraída, los apéndices están replgados sensiblemente en el sentido del fuselaje. Pueden ser llevados a una segunda posición desplegada, en la que son desplegados sensiblemente verticalmente con respecto a la superficie del fuselaje. En una fase de vuelo inicial, los apéndices están, con preferencia, en posición replgada, y después desplegados durante la duración de las operaciones de aerolanzamiento. Los apéndices pueden ser de nuevo retraídos después del fin del lanzamiento, permitiendo por tanto controlar el consumo de carburante o el ruido emitido durante toda la duración del vuelo.

30 La figura 2a ilustra un apéndice (200) aerodinámico en modo retraídos situado sobre el fuselaje (106) de un avión. En este modo, los apéndices están incrustados en la superficie del fuselaje, no constituyendo un obstáculo al flujo existente, tal como se ilustra por las líneas de flujo locales del flujo (210) de aire en la figura 2a. En un modo de realización preferible, los apéndices (200) aerodinámicos tienen forma de ala delta, presentando dos aristas sensiblemente perpendiculares (b, h) una de las cuales, la base "b" está colocada de manera adyacente a la superficie de la aeronave y por tanto la otra, la altura "h" es sensiblemente perpendicular a la superficie de la aeronave cuando el apéndice está en posición totalmente desplegada. Esta arista de altura "h" puede presentar un ángulo más reducido que el de la perpendicular a la superficie de la aeronave cuando el apéndice no está totalmente desplegado.

35 El experto en la técnica podrá adaptar, sin perjudicar su eficacia, la forma y las dimensiones de estos apéndices en función de las restricciones existentes para su integración sobre cada tipo de avión. A título de variantes, algunas formas de apéndices aerodinámicos adaptadas al dispositivo de atenuación de vórtices de la invención son ilustradas en la figura 2b.

40 La figura 3 muestra un apéndice (200) aerodinámico "VG" en posición desplegada sobre el fuselaje (106) de un avión, según un modo de realización. El despliegue de un apéndice aerodinámico hace de obstáculo a las líneas de flujo locales del flujo (210) de aire y se crea por detrás de un apéndice aerodinámico desplegado de las estructuras de vórtices o vórtice (212) cuya intensidad y trayectoria son controladas por la forma, el posicionamiento sobre el fuselaje, el grado de despliegue y el calado en incidencia de los apéndices aerodinámicos.

45 Tomando la forma de ala delta mostrada en la figura 2a, el apéndice (200) aerodinámico presenta, de manera preferible, una relación "b/h" del orden de "2" entre su base "b" (202) y su altura "h" (204).

Ventajosamente, el grosor de los apéndices aerodinámicos VG no es crítico para la eficacia del dispositivo de la invención, y puede ser fijado según reglas de dimensionamiento asociadas a la resistencia mecánica de estos apéndices sometidos al viento, en condiciones de vuelo relativas a su despliegue.

50 La altura "h" de un apéndice aerodinámico es preferiblemente determinada con respecto al grosor " $\delta$ " de la capa límite local en la zona de implementación, y fijada a varias decenas de porcentaje de este grosor. Es bien conocido por el experto en la técnica que la capa límite se define como la zona de interacción entre un cuerpo y un fluido circundante durante un movimiento relativo entre los dos, y siendo la zona en la que la velocidad de flujo es ralentizada por la pared. La misma comienza en el contacto de la superficie en la que la velocidad de flujo es prácticamente nula y se extiende hasta una distancia en la que la velocidad de flujo es sensiblemente igual a la del flujo libre, distancia que da el grosor " $\delta$ " de la capa límite.

55 Según variantes de implementación, la altura "h" de un apéndice VG aerodinámico puede estar comprendida en un rango que va desde aproximadamente un 50% a un 120% del grosor " $\delta$ " de la capa límite.

- Aunque no se ha ilustrado, el despliegue de un apéndice se hace por medios normales que permitan asegurar la robustez del mecanismo, utilizando por ejemplo cilindros hidráulicos o electrohidráulicos, de tipo similar a los implementados por ejemplo para el despliegue de deflectores laterales embarcados en aviones tales como un Airbus A400M o un Boeing C17, pero que tengan un dimensionamiento y una potencia adaptados a la superficie alar de cada uno de los apéndices, que es bastante inferior a la de los deflectores laterales.
- De manera preferible, por razones de mantenimiento, pero también de minimización de los cables y de las tuberías de conexión a los servicios hidráulicos y eléctricos (cables, etc.) para alimentar los dispositivos, los apéndices VG aerodinámicos son implantados en zonas de fuselaje aguas abajo de la superficie de alas en las que las que los servicios hidráulicos y/o eléctricos, necesarios para el despliegue de los apéndices son fácilmente accesibles, todo ello permitiendo por otro lado una ganancia de peso.
- Los apéndices desplegados pueden ser elevados hasta una apertura de aproximadamente  $90^\circ$  con respecto a la superficie total del fuselaje.
- Ventajosamente, los apéndices son orientables. La incidencia " $\alpha$ " con respecto a las líneas de flujo locales del flujo de aire, inicialmente definida para un valor nominal asociado a una misión dada, puede ser regulable para cada apéndice. El ángulo de incidencia puede ajustarse a través de un dispositivo de rotación (no ilustrado) hidráulico, eléctrico, electrohidráulico o incluso electromecánico alrededor del eje de un émbolo utilizado para el despliegue del apéndice, y controlado a demanda por el personal de a bordo, desde una interfaz de control, o de manera automática por un autómatas que funciona en bucle cerrado tal como se representa posteriormente con referencia a la figura 6.
- El posicionamiento exacto y el calado en incidencia de cada uno de los apéndices pueden afinarse en función de las líneas de flujo locales de flujo, en función del tipo de avión considerado en configuración de misión. Se ha de señalar que las líneas de flujo locales son determinadas con anterioridad en el transcurso del desarrollo del avión, por medio de simulaciones numéricas, de ensayos en túnel de viento o de ensayos en vuelo.
- Ventajosamente, el rango de variación de la incidencia local puede estar comprendido entre " $\alpha=-20^\circ$ " y " $\alpha=+30^\circ$ " según la zona de implantación y la misión pretendida.
- Las figuras 4a y 4b muestran dos modos de realización del dispositivo de la invención particularmente adaptados para el lanzamiento *paratrooper* por la puerta lateral. En esta configuración, designada en la presente descripción como configuración "*TwingWG*", el dispositivo está compuesto de un par de apéndices (402, 404) aerodinámico situado sobre el fuselaje (106) aguas arriba de la puerta (102) lateral, para cada puerta lateral del avión. El acoplamiento creado entre los dos apéndices aerodinámicos, debido a su geometría y a su posicionamiento, produce capas de vórtice controladas que van a interactuar con los torbellinos de *upsweep* para atenuar la intensidad y modificar la trayectoria.
- De manera preferible como se ilustra en la figura 4a, los dos apéndices (VG) generadores de vórtice están situados aproximadamente a 1/3 de la altura del fuselaje para el primer apéndice (402) y aproximadamente a 2/3 de la altura de fuselaje para el segundo apéndice (404), los mismos a cada lado del fuselaje simétricamente. Sin embargo, como se ilustra en la figura 4b, el posicionamiento vertical puede ser ligeramente adaptado en función de las restricciones de implementación según el tipo de avión, sin penalizar la eficacia del dispositivo.
- En un modo de realización, la separación vertical entre los dos apéndices aerodinámicos de un par, se calcula para ser del orden de dos veces la altura "h" del apéndice VG. Sin embargo, se pueden aplicar variantes con un margen de tolerancia razonable a este valor.
- Los apéndices aerodinámicos están en un modo de realización preferible, implantados a una distancia " $d_{PT}$ " de la puerta lateral, distancia definida siendo del orden de 1 a 5 veces la altura "h" de los apéndices.
- La figura 5 ilustra un modo de realización del dispositivo de la invención particularmente adaptado para el lanzamiento por puerta y/o rampa trasera (104). En esta configuración, designada en la presente descripción como configuración "*VG-ramp*", el dispositivo está compuesto de una pluralidad de apéndices (502-1 a 502-n) aerodinámico situados en rampas según una dirección longitudinal del fuselaje (106) y separados regularmente entre sí. En un modo de realización preferible, la distancia " $d_{VG}$ " entre dos apéndices aerodinámicos VG es elegida como igual a aproximadamente dos veces la altura "h" de apéndice. Sin embargo, se pueden aplicar variantes con un margen de tolerancia razonable a este valor.
- La pluralidad de apéndices VG aerodinámicos se sitúa a lo largo de toda la zona de *upsweep*, simétricamente a ambos lados del fuselaje, a lo largo de la puerta y/o de la rampa trasera, sobre la parte fija del fuselaje, según una posición azimutal sobre el fuselaje, ligeramente aguas arriba de la línea separadora de flujo. La línea separadora y las líneas de flujo locales en la zona de implementación de las rampas de apéndices aerodinámicos han sido determinadas con anterioridad en el transcurso del desarrollo del avión mediante simulaciones numéricas, ensayos en túnel de viento o ensayos en vuelo.
- Ventajosamente, en cada apéndice que es desplegable a demanda, el calado en incidencia " $\alpha$ " de cada apéndice se puede adaptar relativamente a las líneas de flujo locales. De manera preferible, la regulación del ángulo de incidencia

se sitúa entre “ $\alpha=-20^\circ$ ” y “ $\alpha=+30^\circ$ ”, dependiendo el valor de la zona de implementación y de la misión de aerolanzamiento pretendida.

5 De manera ventajosa, el calado adaptativo en incidencia de cada uno de los apéndices puede ser gestionado por medios de software en forma de un algoritmo que toma en cuenta medidas de presión en tiempo real, en puntos distribuidos en la zona de punta trasera del fuselaje (112), y repartidos simétricamente a ambos lados de un plano de simetría del avión.

10 El procedimiento (600) de calado de la incidencia es descrito en la figura 6. El procedimiento comienza (602) por la activación del despliegue de un apéndice VG aerodinámico y su calado en incidencia según un valor de referencia inicial (602). El valor en incidencia inicial es un valor predefinido antes de las operaciones de lanzamiento y que depende de la misión de aerolanzamiento y del tipo de aeronave.

15 Después, el procedimiento permite (604) recuperar valores de presión medidos en tiempo real en la zona de la punta trasera del fuselaje (112). El experto en la técnica comprende que las medidas de presión pueden realizarse por componentes conocidos de tipo de sensores de presión. Se ha de señalar que el procedimiento se describe para permitir el calado en incidencia de un solo apéndice aerodinámico pero se puede aplicar para todos o parte de los apéndices implementados. Por otro lado, el calado puede tener un mismo valor para el conjunto de apéndices o ser fijado a valores diferentes.

20 En una etapa siguiente, el procedimiento busca maximizar la presión medida en la zona de punta trasera del fuselaje (112), al final de *upsweep* variando el calado en incidencia de los diferentes apéndices (606). El procedimiento entra en un proceso de convergencia (608) que permite hacer variar la incidencia del apéndice VG hasta alcanzar el valor maximizado de presión. Cuando se obtiene un máximo local de presión haciendo variar el calado en incidencia de los diferentes VG, el calado en incidencia es considerado óptimo y el apéndice VG se mantiene sobre el calado (610).

25 En un modo de realización, la etapa de convergencia (608) hacia el calado óptimo de cada uno de los apéndices consiste en hacer variar la incidencia alrededor del valor de calado de referencia, en un rango de variación predefinido en el transcurso de una calibración inicial obtenido por simulaciones, en túnel de viento o en el transcurso de ensayos de certificación.

En un modo alternativo, la etapa de medida de la presión (606) consiste en medir la presión en el extradós de cada uno de los apéndices VG y la etapa de convergencia (608) consiste en hacer variar la incidencia para minimizar la presión de extradós del apéndice, y bloquear el apéndice en la orientación según la incidencia que da el valor de presión minimizado.

30 Ventajosamente, la capacidad de adaptar de manera robusta el calado en incidencia de los diferentes apéndices aerodinámicos garantiza al dispositivo de la invención una eficacia máxima a pesar de las posibles variaciones de las condiciones de lanzamiento, tales como la velocidad del avión, la disimetría del viento con respecto al avión, la apertura más o menos grande de la rampa y de la puerta trasera, por ejemplo o de las condiciones de emisión, que imponen velocidades de lanzamiento dadas en función de la aeronave, la altitud de vuelo, el tipo de material lanzado (tonelaje, ritmo de lanzamiento, etc.), pero también de las condiciones fortuitas relacionadas con la meteorología, en el escenario de la operación que puede que no sea forzosamente asegurado (lanzamiento no necesariamente posible en el eje del viento dominante) etc.

35

**REIVINDICACIONES**

1. Dispositivo de atenuación de la estela de vórtice creada en la zona trasera de una aeronave (100), presentando la aeronave al menos una superficie (108) de alas y un cuerpo trasero que tiene una fuerte reducción de sección asimétrica hacia la parte superior del fuselaje trasero designada “*upsweep*”, siendo adecuado el dispositivo para estar situado aguas abajo de la superficie (108) de alas de la aeronave de manera simétrica con respecto al plano longitudinal de la aeronave (100), comprendiendo el dispositivo al menos dos apéndices (200) aerodinámicos generadores de vórtices adecuados para ser desplegados entre una posición replegada en la que los apéndices aerodinámicos están replegados sensiblemente en el sentido del fuselaje, y una posición desplegada, estando caracterizado el dispositivo porque comprende medios para:
- 5                   desplegar y orientar dichos al menos dos apéndices aerodinámicos según un ángulo “ $\alpha$ ” de incidencia que tiene un valor inicial predefinido;
- 10                   medir la presión en una zona de la aeronave representativa de la presencia de estructuras de vórtice; y
- 15                   ajustar el ángulo de incidencia de dichos al menos dos apéndices aerodinámicos en función de la presión medida; permitiendo la posición desplegada ajustada generar estructuras de vórtice que tengan una intensidad y una trayectoria que modifiquen el campo de presión local con el fin de interactuar con la estela de vórtice para atenuar y alejar los torbellinos de *upsweep* del plano longitudinal de la aeronave.
2. Dispositivo según la reivindicación 1, en el cual cada apéndice aerodinámico en posición desplegada esta orientados según un ángulo “ $\alpha$ ” de incidencia cuyo valor inicial es definido con respecto a las líneas de flujo (210) locales del flujo que llega sobre el apéndice aerodinámico.
- 20                   3. Dispositivo según la reivindicación 2 en el cual el ángulo “ $\alpha$ ” de incidencia está comprendido entre  $-20^\circ$  y  $+30^\circ$ .
4. Dispositivo según la reivindicación 2 o 3 que comprende medios hidráulicos o eléctricos o electrohidráulicos o electromecánicos que permiten hacer variar el ángulo “ $\alpha$ ” de incidencia de los apéndices aerodinámicos en posición desplegada.
- 25                   5. Dispositivo según una cualquiera de las reivindicaciones 1 a 4 que comprende medios hidráulicos o eléctricos o electrohidráulicos o electromecánicos que permiten hacer pasar los apéndices aerodinámicos de una posición a otra posición.
- 30                   6. Dispositivo según una cualquiera de las reivindicaciones 1 a 5, en el cual los apéndices aerodinámicos son de forma sensiblemente de ala delta, presentando dos aristas (202, 204) sensiblemente perpendiculares (b, h), una de las cuales que constituye la base “b” está colocada de manera adyacente a la superficie de la aeronave y la otra que constituye la altura “h” es perpendicular a la superficie de la aeronave cuando el apéndice está en posición totalmente desplegada.
7. Dispositivo según la reivindicación 6 en el cual la relación “b/h” entre la base y la altura de las dos aristas (202, 204) del apéndice aerodinámico es del orden de dos.
8. Dispositivo según la reivindicación 6 o 7 en el cual la altura “h” de un apéndice aerodinámico está comprendida en un rango que va de aproximadamente un 50% a un 120% del grosor “ $\delta$ ” predefinido de la capa límite.
- 35                   9. Dispositivo según una cualquiera de las reivindicaciones 1 a 8 en el cual los apéndices aerodinámicos están realizados de un material análogo al del fuselaje de la aeronave.
10. Dispositivo según una cualquiera de las reivindicaciones 1 a 9 que comprende además medios de control del despliegue de dichos al menos dos apéndices aerodinámicos y de la orientación de cada uno de dichos al menos dos apéndices.
- 40                   11. Aeronave (100) con superficie (108) de alas que presenta un cuerpo (106) trasero que tiene una reducción de sección asimétrica del fuselaje (110) trasero, comprendiendo la aeronave al menos un dispositivo según una cualquiera de las reivindicaciones 1 a 10 situado aguas abajo de la superficie de alas de la aeronave de manera simétrica con respecto al plano longitudinal de la aeronave.
- 45                   12. Aeronave según la reivindicación 11 que comprende al menos una puerta (102) lateral y al menos un dispositivo (402, 404) situado en las inmediaciones y aguas arriba de la puerta lateral.
13. Aeronave según la reivindicación 11 o 12 en la cual dicho al menos un dispositivo comprende un primer apéndice aerodinámico situado aproximadamente a 1/3 de la altura del fuselaje y un segundo apéndice aerodinámico situado aproximadamente a 2/3 de la altura del fuselaje.
- 50                   14. Aeronave (100) con superficie (108) de alas que presenta un cuerpo (106) trasero que tiene una reducción de sección asimétrica hacia la parte superior del fuselaje (110) trasero y que comprende al menos una puerta y/una rampa (104) trasera para el lanzamiento por puerta y/o por rampa trasera, comprendiendo la aeronave al menos un dispositivo según una cualquiera de las reivindicaciones 1 a 10, estando situado dicho al menos un dispositivo sobre el fuselaje

trasero a lo largo del cuerpo trasero, a cada lado de la aeronave a lo largo de la puerta y/o de la rampa trasera, sobre la parte fija del fuselaje, según una posición azimutal ligeramente aguas arriba de la línea separadora del flujo.

15. Aeronave según la reivindicación 14 en la cual dicho al menos un dispositivo está compuesto de una pluralidad de apéndices (502-i) aerodinámicos sensiblemente alineados según una dirección longitudinal del fuselaje.

5 16. Aeronave según la reivindicación 15 en la cual los apéndices aerodinámicos están separados regularmente.

17. Procedimiento de atenuación de la estela de vórtice creada por un aeronave con superficie de alas y que presenta un cuerpo trasero que tiene una reducción de sección asimétrica hacia la parte superior del fuselaje trasero, comprendiendo la aeronave un dispositivo de atenuación de la estela de vórtice según una cualquiera de las reivindicaciones 1 a 10, el procedimiento que comprende las etapas de:

10 desplegar y orientar (602) dichos al menos dos apéndices aerodinámicos del dispositivo según un ángulo de incidencia que tenga un valor inicial predefinido;

medir (604) la presión en una zona de la aeronave representativa de la presencia de estructuras de vórtice; y

ajustar (610) el ángulo de incidencia de los apéndices aerodinámicos en función de la presión medida.

15 18. Procedimiento según la reivindicación 17 en el cual la etapa de ajuste del ángulo de incidencia consiste en bloquear los apéndices aerodinámicos según la incidencia para la cual es maximizada la presión medida.

19. Procedimiento según la reivindicación 17 en el cual la etapa de medir la presión consiste en medir la presión en el extradós de dichos apéndices, y la etapa de ajuste del ángulo de incidencia comprende las etapas (606, 608) de:

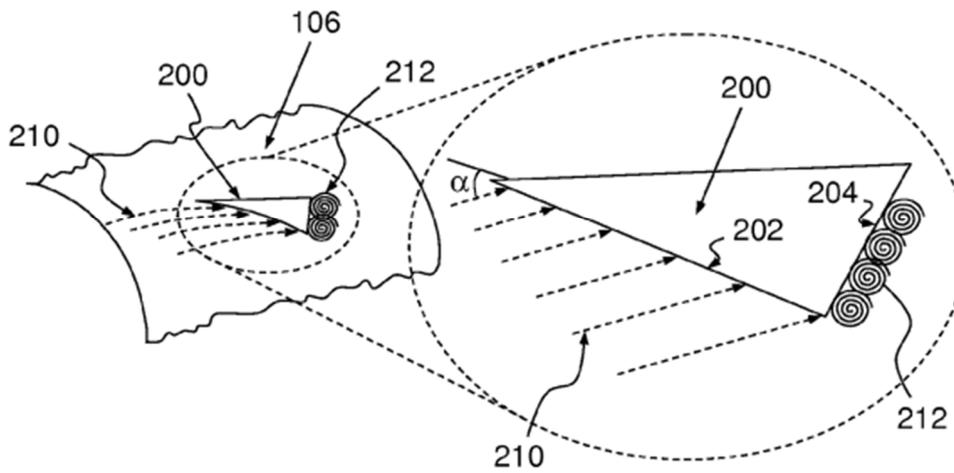
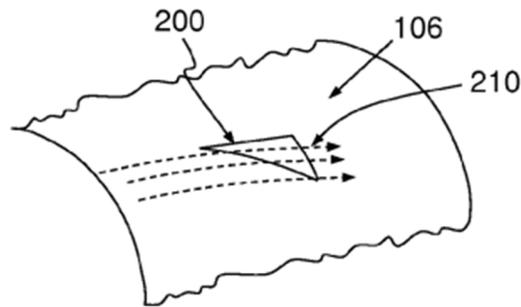
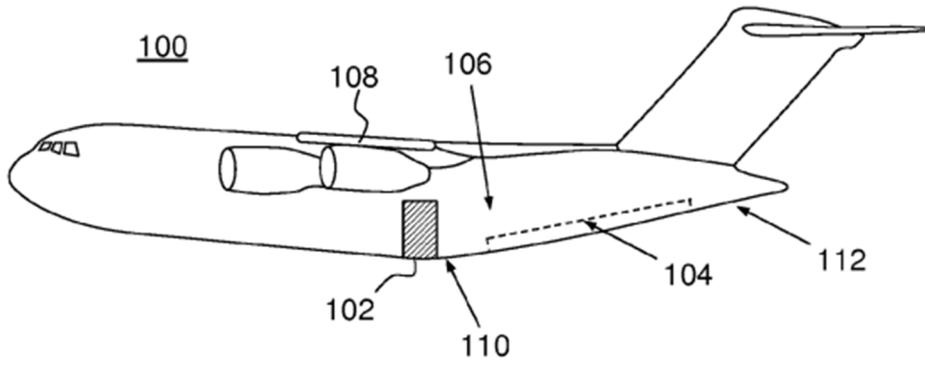
hacer variar el ángulo de incidencia de los apéndices aerodinámicos;

20 medir la presión en el extradós de los apéndices aerodinámicos para una posición dada de los apéndices aerodinámicos; y

bloquear los apéndices aerodinámicos según la incidencia para la cual es minimizada la presión medida.

20. Producto de programa de ordenador, comprendiendo dicho programa de ordenador instrucciones de código que permiten efectuar las etapas del procedimiento según una cualquiera de las reivindicaciones 17 a 19, cuando dicho programa es ejecutado en un ordenador.

25 21. Medio de almacenamiento de informaciones, extraíble o no, parcial o totalmente legible por un ordenador o un microprocesador que comprende instrucciones de código de un programa de ordenador para la ejecución de cada una de las etapas del procedimiento según una cualquiera de las reivindicaciones 17 a 19.



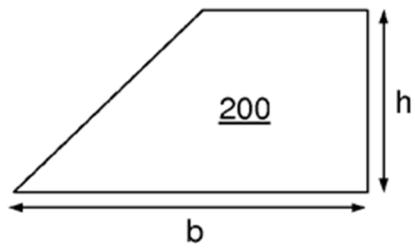
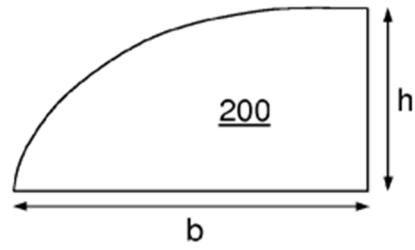
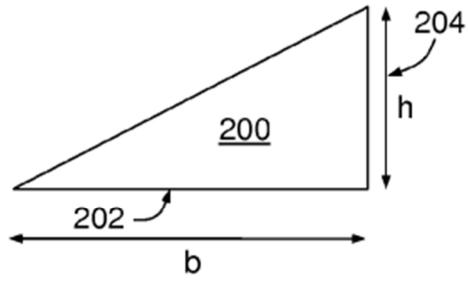


FIG.2b

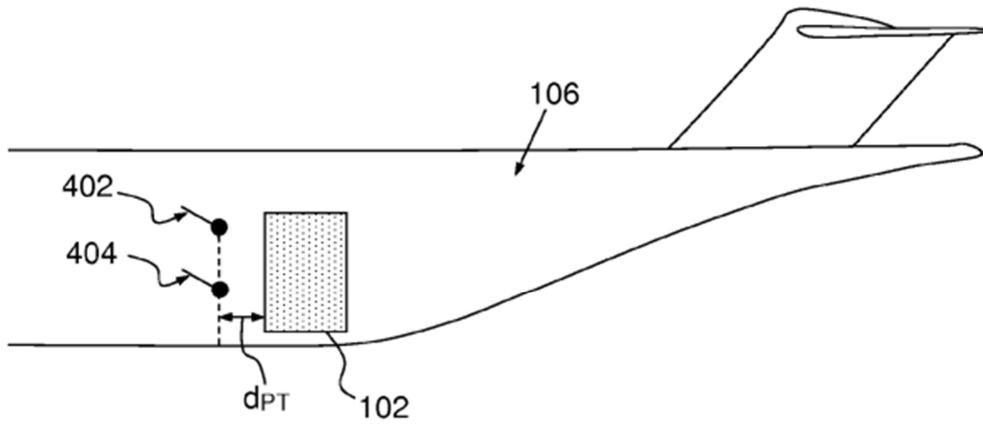


FIG. 4a

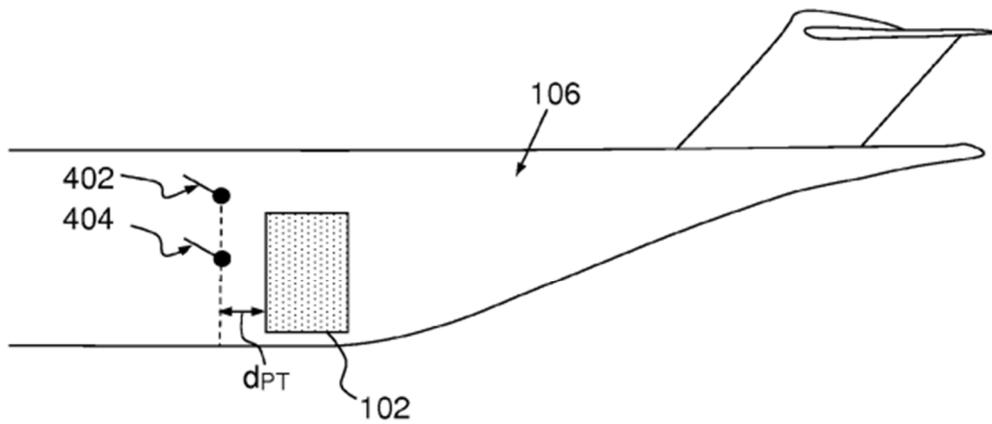


FIG. 4b

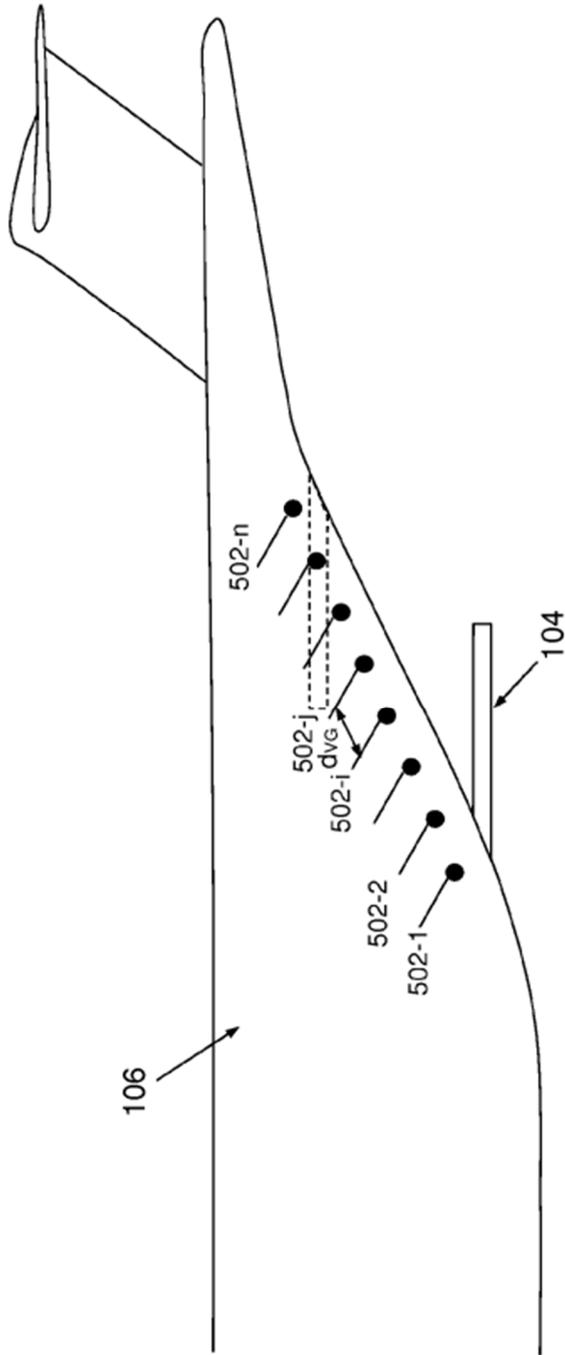


FIG.5

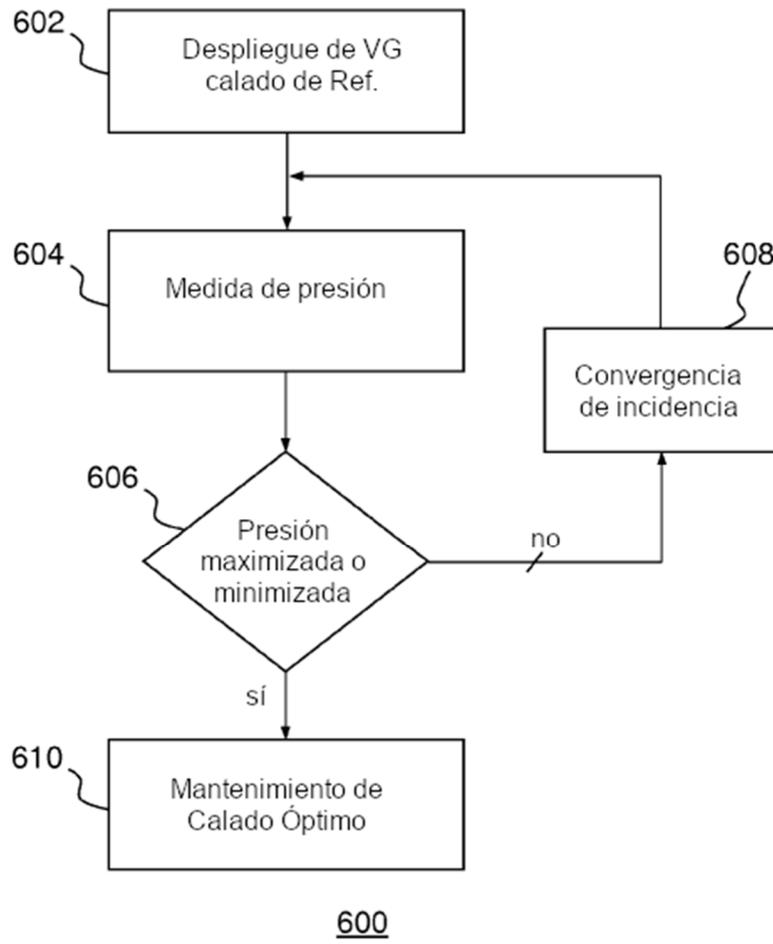


FIG.6