

19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 768 876**

51 Int. Cl.:

B64C 21/00 (2006.01)

B64C 23/06 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **21.11.2016** **E 16199770 (5)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **01.01.2020** **EP 3323716**

54 Título: **Dispositivo de modificación del flujo de aire de un avión y dispositivo generador de vórtice para un avión**

45 Fecha de publicación y mención en BOPI de la traducción de la patente:
23.06.2020

73 Titular/es:

AIRBUS OPERATIONS GMBH (100.0%)
Kreetslag 10
21129 Hamburg, DE

72 Inventor/es:

ELBRACHT, DIRK y
STEFES, BRUNO

74 Agente/Representante:

LEHMANN NOVO, María Isabel

ES 2 768 876 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 modificación del flujo de aire de un avión y dispositivo generador de vórtice para un avión

5 CAMPO DE LA TECNOLOGÍA

La presente tecnología se refiere a un dispositivo de modificación del flujo de aire de un avión y a un dispositivo generador de vórtice para un avión, que comprende un dispositivo de modificación del flujo de aire de avión.

10 ANTECEDENTES

El plano de cola vertical de un avión y el timón vertical montado en el plano de cola vertical proporcionan un medio para controlar un momento de guiñada para girar el avión alrededor de su eje vertical o de guiñada. Por lo tanto, proporcionan estabilidad y control direccionales. El momento máximo de guiñada que se puede generar por el timón depende del tamaño del timón y del grado en el que el timón es desviado alrededor de un eje de timón. En otras palabras, se puede generar más momento de guiñada con un timón mayor o un timón que se puede desviar en un ángulo mayor. Puesto que el timón sólo puede ser desviado en un ángulo limitado para evitar el estancamiento del flujo en el timón, el momento de guiñada máximo se determina en gran medida por la forma general y el área de la superficie del timón y el plano de cola vertical.

20 El momento máximo de guiñada nunca se requiere en condiciones operativas regulares, por lo que la mayor parte del momento de guiñada que podría generarse por el timón vertical permanece no utilizado, lo que da como resultado una resistencia aerodinámica innecesaria y a medida que se incrementa la resistencia, se incrementa el consumo de combustible, que reduce el rango máximo del avión. Por lo tanto, debería evitarse toda resistencia innecesaria.

Se conocen otros antecedentes técnicos a partir de los documentos US 5 326 050 A, US 2008/217485 A1 and US 2009/120205 A1, que se refieren a sistemas de generación de vórtice.

30 A la vista de lo anterior, se puede considerar un objeto de la presente tecnología mejorar el flujo por el plano de cola vertical y el timón vertical sin tener que incrementar las dimensiones del plano de cola vertical. Otro objeto de la presente tecnología es proporcionar un dispositivo generador de vórtice que es menos propensa a fallo o menos costosa de mantener al tener menos partes móviles en su diseño.

35 BREVE SUMARIO DE LA TECNOLOGÍA

Una forma de realización de la presente tecnología proporciona un dispositivo generador de vórtice para un avión que comprende una sección que define una abertura y una cavidad correspondiente, un dispositivo de modificación del flujo de aire del avión dispuesto dentro de la cavidad, que comprende, además, un miembro de aleta deformable elásticamente y un miembro de base deformable elásticamente, en donde el miembro de aleta deformable elásticamente del dispositivo de modificación del flujo de aire en un primer estado se extiende a través del orificio cuando el miembro de base deformable elásticamente está en un primer estado correspondiente, y en donde el miembro de aleta deformable elásticamente del dispositivo de modificación del flujo de aire del avión en un segundo estado es retraído desde el orificio cuando el miembro de base deformable elásticamente está en un segundo estado correspondiente.

El primer estado del miembro de aleta deformable elásticamente y el primer estado correspondiente del miembro de base deformable elásticamente son estados no alabeados.

50 El dispositivo generador de vórtice puede comprender, además, al menos una disposición de actuador configurada para aplicar una fuerza al miembro de base deformable elásticamente del dispositivo de modificación del flujo de aire del avión para deformarlo desde un primer estado hasta un segundo estado o viceversa. La disposición de actuador puede estar configurada para proporcionar una fuerza sustancialmente en la dirección del eje vertical del miembro de base deformable elásticamente. La disposición de actuador puede estar configurada para proporcionar una fuerza sustancialmente en la dirección del eje lateral del miembro de base deformable elásticamente.

60 Otra forma de realización proporciona un avión con al menos un dispositivo generador de vórtice. El dispositivo generador de vórtice puede estar instalada sobre un conjunto superficial de un avión, por ejemplo un pilón de motor, un fuselaje o un carenado. El conjunto superficial puede ser un conjunto de superficie de elevación por ejemplo un plano de cola vertical u horizontal, un timón de proa, un dispositivo de punta de ala, un ala o un dispositivo elevador.

Las ventajas de la presente invención serán evidentes a partir de la descripción detallada con referencia apropiada a los dibujos que se acompañan.

BREVE DESCRIPCIÓN DE LOS DIBUJOS

Ahora se describirán formas de realización de la tecnología, sólo a modo de ejemplo, con referencia a los siguientes dibujos, en los que:

5 La figura 1 es una vista lateral de un avión que comprende una pluralidad de disposiciones de generador de vórtice y un sistema para accionar las disposiciones de generador de vórtice.

10 La figura 2 es una vista en primer plano del avión de la figura 1 que muestra las posiciones del dispositivo generador de vórtice con más detalle.

La figura 3A es una vista isométrica de un dispositivo de modificación del flujo de aire del avión de una de las disposiciones de generador de vórtice de las figuras 1 y 2 en un primer estado que está extendido.

15 La figura 3B es una vista isométrica de un dispositivo de modificación del flujo de aire del avión de la figura 3A en un segundo estado que está retraído.

20 La figura 4A es una vista isométrica de uno de los dispositivos generadores de vórtice de las figuras 1 y 2 que comprende un dispositivo de modificación del flujo de aire del avión en un primer estado que está extendido.

La figura 4B es una vista isométrica del dispositivo generador de vórtice de la figura 3B en un segundo estado que está retraído.

25 La figura 5A proporciona una vista de la sección lateral del dispositivo generador de vórtice 115 a lo largo del plano YZ indicado en la figura 4A.

La figura 5B proporciona una vista de la sección transversal del dispositivo generador de vórtice 115 a lo largo del plano YZ indicado en la figura 4B.

30 La figura 6A es una vista de la sección delantera del dispositivo generador de vórtice de la figura 4A a través del plano XZ dado en la figura 4A.

35 La figura 6B es una vista de la sección delantera del dispositivo generador de vórtice de la figura 4B a través del plano XZ dado en la figura 4B.

La figura 7A es una vista de la sección delantera del dispositivo generador de vórtice de la figura 4A, de acuerdo con otra forma de realización de la presente tecnología.

40 La figura 7B es una vista de la sección delantera del dispositivo generador de vórtice de la figura 4B acuerdo con otra forma de realización de la presente tecnología.

DESCRIPCIÓN DETALLADA

45 Con referencia a la figura 1, un avión 101 comprende una pareja de conjuntos de superficies de elevación en forma de alas 103 que se unen a un fuselaje 105. Cada ala 103 comprende superficies de control articuladas tales como alerones y spoilers (no mostrados), y dispositivo de alta elevación, tales como aletas y listones (no mostrados). Cada ala 103 lleva un motor 107 que está montado utilizando un ala hasta el pilón del motor 108. El avión 101 comprende, además, conjuntos de superficies de elevación en forma de un plano de cola horizontal 109 y un plano de cola vertical 111, cada uno fijado en la parte trasera del fuselaje 105. El plano de cola vertical 111 está provisto con una superficie de control articulada en forma de un timón 113. El avión 101 comprende otros conjuntos superficiales, tales como un carenado de panza 112 que une las alas 103 al fuselaje 105, carenados de dispositivos de alta elevación 114 que cubren porciones de las aletas (no mostradas) en el ala 103 respectiva.

55 En la presente forma de realización, el avión 101 comprende, además, una pluralidad de disposiciones de generador de vórtice 115 instaladas en el plano de cola vertical 111. La deflexión de cada superficie de control, así como cada dispositivo generador de vórtice 115, se controla por al menos una unidad de control de vuelo 117. La unidad de control de vuelo 117 recibe entradas desde al menos una unidad de sensor 119 y comanda deflexiones de acuerdo con una envolvente de vuelo predefinida almacenada en un medio (no mostrado) que está conectado a la unidad de control de vuelo 117.

60 Con referencia a la figura 2, en la presente forma de realización, cada dispositivo generador de vórtice 115 está separado de un dispositivo generador de vórtice 115 adyacente en una dirección de extensión del plano de cola vertical 111. Cada dispositivo generador de vórtice 115 está instalado en el cuerpo principal 203 del plano de cola vertical 111 y tiene una posición de cuerda que se ajusta delante de un borde delantero 201 del timón 103.

Con referencia a la figura 3A, en la presente forma de realización está previsto un dispositivo de modificación del flujo de aire de un avión 301, que comprende un miembro de aleta 303 deformable elásticamente que está laminado a un miembro de base deformable elásticamente 305 para formar un componente individual formado integralmente, es decir, que no tiene articulaciones o elementos conectores separados. En un primer estado, el miembro de aleta 303 deformable elásticamente es sustancialmente plano y de forma rectangular y se extiende sustancialmente perpendicular en el plano YZ desde el miembro de base deformable elásticamente 305, que está también en un primer estado correspondiente, de tal manera que un borde más lateral 307 del miembro de aleta 303 deformable elásticamente está aproximadamente coincidente con el plano Y-Z.

El miembro de aleta 303 deformable elásticamente está formado de 8 capas de material laminado GFRP co-endurecido que está escalonado desde abajo hasta 4 capas en su borde 307. Un compuesto de epoxi/vidrio-E puede utilizarse para cada capa.

El miembro de aleta 303 deformable elásticamente puede tener una dimensión H_e en la dirección Z de al menos 10 mm, pero preferiblemente tiene una dimensión H_f en la dirección Z de 20 mm. El miembro de aleta 303 deformable elásticamente puede tener una dimensión W_f en la dirección Y de al menos 30 mm, pero preferiblemente tiene una dimensión W_f en la dirección Z de 60 mm. El miembro de aleta 303 deformable elásticamente puede tener una dimensión T_f en la dirección X de al menos 0,5 mm, pero preferiblemente tiene una dimensión T_f en la dirección X de 1 mm.

El miembro de aleta 303 deformable elásticamente está formado de un perfil laminado rectangular de GFRP, de tal manera que el miembro de aleta 303 deformable elásticamente tiene un espesor lateral relativamente bajo cuando se compara con el miembro 305 de base deformable elásticamente.

El miembro 305 de base deformable elásticamente puede tener una dimensión H_b en la dirección Z de al menos 2 mm, pero preferiblemente tiene una dimensión H_b en la dirección Z de 5 mm.

El miembro 305 de base deformable elásticamente puede tener una dimensión W_b en la dirección Y de al menos 60 mm (es decir, la misma dimensión Y que el miembro de aleta 303 deformable elásticamente, pero preferiblemente tiene una dimensión W_b en la dirección Y de 80 mm).

El miembro 305 de base deformable elásticamente tiene preferiblemente una dimensión T_b en la dirección X de 20 mm.

Alternativamente, el miembro de aleta 303 deformable elásticamente o el miembro 305 de base deformable elásticamente pueden estar formados por cualquier otro material tal como material no-metálico, metálico o compuesto y, además, por cualquier medio que incluye, pero no limitado a extensión y endurecimiento del material, fabricación por adición de capas o mecanizado, formación, fundición o moldeo del material. Además, el miembro de aleta 303 deformable elásticamente y el miembro 305 de base deformable elásticamente pueden estar formados integralmente.

Además, el miembro de aleta 303 deformable elásticamente puede no ser de forma rectangular y en su lugar puede tener un borde más adelantado o más atrasado que está desplazado. En su lugar, puede ser de forma triangular. Alternativamente, puede comprender bordes que están curvados. En su lugar puede ser de forma semi-circular o semi-elíptica.

El dispositivo de modificación del flujo de aire del avión 301 mostrado en el primer estado de la figura 3A se muestra en un segundo estado en la figura 3B. En respuesta a un momento de flexión positivo M_x alrededor del eje X, el miembro 305 de base deformable elásticamente está sometido a flexión elástica uniaxial hasta un segundo estado, que da como resultado un pandeo elástico asimétrico del miembro de aleta 303 deformable elásticamente hasta un segundo estado correspondiente. Esto es causado por pandeo de torsión lateral del miembro de aleta 303 deformable elásticamente, que tiene una rigidez lateral general inferior comparado con la del miembro 305 de base deformable elásticamente. Cuando el miembro de aleta 303 deformable elásticamente está en el segundo estado, su borde más lateral 307 está en un ángulo A con relación al plano YZ que está aproximadamente perpendicular.

La retirada del momento de flexión M_x desde el miembro de base 303 deformable elásticamente (es decir, induciéndolo desde el segundo estado de retorno al primer estado) da como resultado que el miembro de aleta 303 deformable elásticamente y el miembro de base 305 deformable elásticamente se deformen elásticamente de retorno a sus primeros estados no pandeados respectivos, donde el borde más lateral 307 del miembro de aleta 303 deformable elásticamente retorna a una posición aproximadamente coincidente con el plan o YZ y el miembro de base 305 deformable elásticamente es de forma sustancialmente rectangular.

- En la presente forma de realización, el miembro de aleta 303 deformable elásticamente está en una configuración extendida cuando el primer estado está en un estado no pandeado y en una configuración retraída cuando el segundo estado es un estado pandeado. De manera correspondiente, el miembro de base 305 deformable elásticamente no está pandeado para el primer estado y está pandeado para el segundo estado correspondiente. No obstante, debería apreciarse que se pueden conseguir diferentes variaciones, que serán apreciadas por un experto en la técnica, por ejemplo la modificación del flujo de aire del avión puede estar configurada y fabricada de tal manera que el miembro de aleta 303 deformable elásticamente está extendido y no pandeado en un primer estado que corresponde a un primer estado pandeado del miembro de base 305 deformable elásticamente.
- Con referencia a la figura 4A, en la presente forma de realización, cada dispositivo generador de vórtice 115 comprende una carcasa 401 que es en general de forma sustancialmente rectangular; que tiene una cubierta exterior 403 que se define por una sección 405 que está sustancialmente co-planar con la superficie más exterior (comúnmente referida también como la línea de moldeo exterior u OML) del plano de cola vertical 111 (no mostrado). Debería apreciarse que la forma exacta de la carcasa 401 puede determinarse por el espacio disponible en el que debe instalarse y, por lo tanto, puede no ser de forma rectangular. La carcasa 401 comprende una pared delantera 407 y una pared trasera 409, dispuestas aproximadamente paralelas al plano XZ, y una pareja de paredes laterales 411, 413, dispuestas aproximadamente paralelas al plano YZ y una pared interior 414 (no mostrada) aproximadamente paralelas al plano XY y desviadas de la cubierta exterior 403. La carcasa 401 es un componente unitario formado de material CFRP. No obstante, puede ser un conjunto de dos o más sub-componentes separados formados del mismo material que se unen entre sí por cualquier medio adecuado, tal como por sujetadores sustituibles. Tal disposición puede ser preferible para el montaje y desmontaje siguiente del dispositivo generador de vórtice 115. La carcasa 401 puede estar formada también por cualquier otro material adecuado no-metálico, metálico o compuesto utilizando cualquier medio de fabricación adecuado, tal como fabricación de capas aditivas, mecanizado, formación, fundición, moldeo o tendido y endurecimiento.
- Un borde periférico 417 de la cubierta exterior 403 está configurado para extenderse sustancialmente perpendicular desde las paredes 407, 409, 411, 413 de la carcasa 401 para definir una faldilla 419 que está configurada para fijación a los bordes periféricos 501 correspondientes (no mostrados) proporcionados por el plano de cola vertical 111.
- La faldilla 419 se extiende sustancialmente a lo largo de todo el borde periférico 417, es decir, a lo largo de las paredes delantera, trasera y ambas paredes laterales 407, 409, 411, 413 del dispositivo generador de vórtice 115. No obstante, esta disposición de solape puede no ser continua alrededor del borde periférico de la cubierta superior 403. En la presente forma de realización, se utilizan sujetadores de liberación rápida contra-avellanados (no mostrados) en combinación con placas ranuradas correspondientes (no mostradas) fijadas a las porciones de la estructura circundante, para ensamblar el dispositivo generador de vórtice 115 al plano de cola vertical 111. Esto proporciona un sistema que es sustituible en línea, que es importante para operaciones en-servicio, donde una unidad fallada puede ser sustituida rápidamente para prevenir retraso innecesario durante el funcionamiento normal. Alternativamente, puede formar una parte integral del plano de cola vertical 111, es decir, parte de la cubierta del plano de cola vertical 111.
- La sección 405 define también una abertura 421 en la cubierta exterior 403 de la carcasa 401 hacia una cavidad correspondiente 423 dentro de la carcasa 401 que se define, además, por superficies interiores de las paredes 407, 409, 411 y 413. Las superficies interiores pueden estar desviadas como se muestra o pueden estar en proximidad estrecha con los bordes del miembro de aleta 303 deformable elásticamente. El borde de la abertura 421 puede comprender un radio o chaflán grandes que está configurado para mejorar el paso del flujo de aire sobre la cavidad 423.
- Dentro de la cavidad 423 está dispuesto el dispositivo de modificación del flujo de aire del avión 301 que está soportado por las paredes delantera y trasera 407 y 409 de la carcasa 401 y que comprende el miembro de aleta 303 deformable elásticamente, que se extiende en el primer estado mostrado en la figura 4A a través de la abertura 421.
- Cuando el miembro de aleta 303 deformable elásticamente se extiende en un primer estado durante el funcionamiento del avión 101, una porción del flujo de aire 431 en la proximidad de la cubierta exterior 403 se modifica por el miembro de aleta 303 deformable elásticamente para crear uno o más vórtices de flujo de aire 433 que fluye hacia atrás desde la posición del dispositivo generador de vórtice 115 y sobre el plano de cola vertical 111 y el timón 113.
- Con referencia a la figura 4B, el dispositivo generador de vórtice 115 de la figura 4A se muestra en una segunda configuración, donde el miembro de aleta 303 deformable elásticamente del dispositivo de modificación del flujo de aire del avión 301 está retraído desde la abertura 421 cuando está en un segundo estado pandeado y el miembro de base deformable elásticamente está en un segundo estado bandeado, es decir, que corresponde a los estados mostrados en la figura 3B.

Un efecto conocido de los vórtices 433 en la proximidad de una superficie elevadora que está sometida a separación de flujo de aire es el retraso en el inicio de la separación de flujo de aire desde la superficie elevadora, aunque tales vórtices 433 crean una cantidad asociada de resistencia de forma y de resistencia de vórtice. A pesar de esta penalización de resistencia, son deseables en ciertas situaciones. Por ejemplo, un plano de cola vertical 111 o timón 113 están dimensionados teniendo en mente parámetros tales como área de la superficie, sección aerodinámica, etc. para que sean capaces de proporcionar un momento de guiñada suficiente para controlar el avión 101 cuando son accionados con ángulos máximos de incidencia con relación a la dirección del flujo de aire de corriente libre. El dimensionado del plano de cola vertical 111 y el timón 113 para estas situaciones puede tener en cuenta una cierta cantidad de pérdida de subida debido a la separación de flujo que puede estar presente. Por lo tanto, en el contexto de la presente forma de realización del plano de cola vertical 111 o el timón 113, se puede reducir o eliminar totalmente la pérdida de separación de flujo cuando se introducen vórtices 433 delante (curso arriba) de las áreas del plano de cola vertical 111 y el timón 113 que en otro caso mostrarían separación de flujo en ángulos de incidencia mayores. El dispositivo generador de vórtice 115 de la presente tecnología es un medio para conseguir esto, que permite, a su vez, una reducción del tamaño y, por lo tanto, del peso del plano de cola vertical 111 y del timón 113 en general, lo que es ventajoso en términos de coste de fabricación y de funcionamiento del avión 101.

Con referencia a la figura 4B, la retracción del miembro de aleta 303 deformable elásticamente restablece el flujo de aire en la proximidad del dispositivo generador de vórtice 115 hasta sus características nominales y evita la penalización de la resistencia de forma y resistencia de vórtice que ocurriría en otro caso. Esta configuración puede ser deseable conde el plano de cola vertical 111 o timón 113 no se requieren para funcionar en ángulos altos de incidencia con relación a la dirección del flujo de aire de corriente libre, por ejemplo durante el vuelo de crucero. En la presente forma de realización, la abertura 423 puede estar provista, además, con una membrana fina rompible configurada para extenderse sobre la abertura 423 en el plano de la sección 405 y fijada o encolada a la cubierta exterior 403. La membrana rompible proporcionaría una cubierta aerodinámica para la cavidad 423, pero puede estar configurada, además, para rotura permanente debido al miembro de aleta 303 deformable elásticamente que contacta con ella durante las etapas iniciales de su primera extensión para no inhibir la extensión o actuación completa del miembro de aleta 303 deformable elásticamente.

Debería apreciarse que puede ser preferible que el miembro de aleta 303 deformable elásticamente del dispositivo de modificación del flujo de aire 301 no se retraiga totalmente dentro de la cavidad, sino que en su lugar se disponga sustancialmente paralelo al plano de sección 405 cuando está en un segundo estado pandeado y el miembro de base deformable elásticamente está en segundo estado pandeado correspondiente. En tal configuración, el miembro de aleta 303 deformable elásticamente permanecería en el flujo de aire en el segundo estado retraído, pero no crearía vórtices significativos 433 y resistencia asociada. No obstante, puede crear un nivel de resistencia de forma que sería aceptable.

Otra ventaja de utilizar un dispositivo generador de vórtice 115 que comprende tal dispositivo de modificación del flujo de aire del avión 301 es que el dispositivo de modificación del flujo de aire del avión 301 no tiene partes móviles, de manera que se simplifica su diseño. Por lo tanto, puede tener también una menor probabilidad de fallo debido a desgaste o debido a agarramiento en la presencia de contaminantes tales como hilo, aceite o polvo. Esto puede conducir a la necesidad de un menor número de dispositivos generadores de vórtice 115 reduciendo de esta manera la complejidad y disminuyendo los costes como resultado de intervalos de inspección de mantenimiento más largos.

También debería apreciarse que uno o más dispositivos generadores de vórtice 115 pueden estar colocados en cualquier lugar en el plano de cola vertical 111 para mejorar la actuación aerodinámica, por ejemplo en una porción de borde "delantero" adelantado del plano de cola vertical 111 o timón 113. Además, debería apreciarse que uno o más dispositivos generadores de vórtice 115 pueden estar colocados en cualquier lugar en el avión 101 en la proximidad de cualquier otra superficie elevadora, donde puede ser deseable la supresión de la separación de flujo. Por ejemplo, uno o más dispositivos generadores de vórtice 115 pueden estar instalados en una porción del borde delantero o borde "trasero" posterior de las alas 103, o de los estabilizadores 109. Alternativamente, pueden estar instalados en otro conjunto superficial, tal como el pión 108 o un motor 103. Además, uno o más dispositivos generadores de vórtice 115 pueden utilizarse para mejorar la actuación aeroacústica del avión 101. Por ejemplo, uno o más dispositivos generadores de vórtice 115 pueden estar posicionados delante (curso arriba) y en la proximidad de una abertura 110 definida por una porción de la superficie exterior del avión 101, para generar uno o más vórtices 433 que pueden reducir frecuencias inducidas audibles de HelmHoltz desde tal abertura 110.

Con referencia a la figura 5A, un dispositivo de modificación del flujo de aire 301 está instalado dentro de la cavidad 423. Un primer extremo 502 y un segundo extremo 503 del miembro de base 305 deformable elásticamente están posicionados dentro de una ranura 509 y 507 respectiva definida por la pared trasera 409 y la pared delantera 407, respectivamente, de tal manera que el dispositivo de modificación del flujo de aire 301 está soportado en ambos extremos. Un dispositivo actuador 510 que comprende un actuador lineal 511 accionado eléctricamente y un acoplamiento 513 están instalados también dentro de la cavidad 423. Debería apreciarse que el dispositivo actuador puede comprender cualquier alternativa adecuada tal como un actuador de tipo rotatorio o un piezo-actuador. El

actuador puede ser activado de manera alternativa hidráulicamente. Un primer extremo 515 del actuador lineal 511 tiene una lengüeta y está montado de forma pivotable a un conjunto correspondiente de lengüetas proporcionadas por la pared interior 414 de la cavidad 423 con un pasador de horquilla 519.

5 Un segundo extremo 521 del actuador lineal 511 comprende una lengüeta que está conectada de forma pivotable a través de otro pasador de horquilla 523 a un conjunto de lengüetas proporcionadas por el acoplamiento 513. El acoplamiento 525 está retenido fijamente a una superficie inferior 527 del miembro de base 305 deformable elásticamente en una posición aproximadamente en su semi-longitud en la dirección Y.

10 Un dispositivo del tipo de rótula universal puede utilizarse alternativamente en lugar de cualquiera de los dispositivos de pasador utilizados para conectar el actuador lineal 511 a la carcasa 401 o el acoplamiento 525, que puede permitir un mayor grado de libertad, si se requiere.

15 Cuando el dispositivo actuador 510 está en una primera posición como se muestra en la figura 5A, el miembro de base 305 deformable elásticamente está en un primer estado que es un estado no pandeado y el miembro de aleta 303 deformable elásticamente está, por lo tanto, en un primer estado correspondiente que está también no pandeado. En este estado, el miembro de aleta 303 deformable elásticamente se extiende a través de la abertura 421 y funciona como un generador de vórtice en la presencia de un flujo de aire que fluye sobre el plano de cola vertical 111.

20 Con referencia a la figura 5B, se muestran todas las características de la figura 5A, pero en la figura 5B, el dispositivo actuador 510 está activado a la segunda posición, de tal manera que se proporciona una fuerza sustancialmente en la dirección del eje vertical del miembro de base 305 deformable elásticamente, de tal manera que el miembro de base 305 deformable elásticamente está deformado a un segundo estado que es un estado pandeado y, por lo tanto, el miembro de aleta 303 deformable elásticamente está también deformado a un segundo estado correspondiente que es un estado pandeado. En este estado, el miembro de aleta 303 deformable elásticamente está retraído desde la abertura 421, de tal manera que el miembro de aleta 303 deformable elásticamente se extiende sustancialmente en el plano de la sección 405 (es decir, en el plano de la OML), de manera que no existe ninguna modificación sustancial del flujo de aire en la proximidad al orificio 421. Retirando la fuerza vertical aplicada al dispositivo actuador 510, por ejemplo desactivando el actuador lineal 511, la energía elástica almacenada dentro del dispositivo de modificación del flujo de aire 301 es suficiente para retornar el actuador lineal 511 para restablecer el dispositivo de modificación del flujo de aire 301 desde el segundo estado pandeado hasta el primer estado no pandeado. No se requiere potencia o un comando al actuador lineal 511 para extender el miembro de aleta 303 deformable elásticamente, lo que es ventajoso por que, como resultado, el diseño es inherentemente a prueba de fallos y asegura que en ausencia de potencia, está disponible una capacidad máxima de momento de guiñada del plano de cola vertical 111 y del timón 113, si se requiere, aunque a cambio de una penalización mínima de resistencia.

40 Debería apreciarse que el dispositivo de modificación del flujo de aire 301 puede ser accionado alternativamente y deformado entre el primero y segundo estados por deformación de la estructura circundante que actúa sobre el miembro de base 305 deformable elásticamente o por diferencias de presión que actúan sobre el miembro de aleta 303 deformable elásticamente debido al flujo de aire externo a la cavidad, más que por la actuación de un tipo particular de dispositivos de actuadores accionados descritos hasta ahora.

45 Con referencia a las figuras 6A y 6B, está previsto un intersticio 601 entre la pared lateral 413 de la carcasa 401 y el dispositivo de modificación del flujo de aire 301. Tal intersticio 601 puede ser preferible para proporcionar una trayectoria para instalar o sustituir el dispositivo actuador 510 u otros componentes internos dentro de la carcasa 401 o para realizar mantenimiento o inspecciones de servicio. Debería apreciarse que tal intersticio 601 puede no ser requerido y que en su lugar la pared lateral 413 de la carcasa 401 puede estar configurada de tal manera que el borde lateral 309 del miembro de base 305 deformable elásticamente hace tope sustancialmente con la superficie interior de la pared lateral 413, cuando está en el primer estado y el segundo estado y la pared lateral 413 de la carcasa 401 puede estar configurada también para hacer tope sustancialmente con el borde lateral 307 del miembro de aleta 303 deformable elásticamente cuando está en un segundo estado pandeado. Puede ser preferible actuar para prevenir que se acumulen líquidos y contaminantes dentro de la cavidad 423.

55 También se muestra que el acoplamiento 513 cubre sustancialmente el miembro de base 305 deformable elásticamente en la dirección X. Esto asegura que la carga aplicada verticalmente por el dispositivo actuador 510 en la dirección Z se distribuya uniformemente a través de la extensión de la dimensión X del miembro de base 305 deformable elásticamente a través del acoplamiento 525. La fijación del actuador lineal 511 en el segundo extremo al acoplamiento 513 utilizando un pasador de horquilla de pivote 523 puede permitir la instalación y sustitución fáciles del actuador lineal 511 cuando se requiera. El uso de conexiones de pivote 519 y 523 en el dispositivo actuador 510 asegura que no se apliquen cargas de flexión al miembro de base 305 deformable elásticamente cuando se aplica la carga vertical, que puede causar deformación no intencionada dispositivo de modificación del flujo de aire 303 del avión.

Con referencia a la figura 7A, se muestra una forma de realización alternativa. El dispositivo generador de vórtice 115 de esta forma de realización es sustancialmente igual que el mostrado en la figura 4A.

5 Un dispositivo de modificación del flujo de aire 301 está instalado dentro de la cavidad 423. El miembro de base 305 deformable elásticamente del dispositivo está formado de tal manera que en su estado no pandeado está, en general, ligeramente curvado en forma en la dirección Z positiva, representada en la figura por la línea de trazos 701 y las superficies superior e inferior 702. Un primer extremo 709 del miembro de base 305 deformable elásticamente es de forma redondeada y está posicionado dentro de una primera ranura 509 correspondiente que tiene también
10 una forma redondeada correspondiente, de tal manera que el primer extremo 709 se adapta sustancialmente a la superficie interior de la primera ranura 509.

Un segundo extremo 707 del miembro de base 305 deformable elásticamente está posicionado dentro de una segunda ranura 507 correspondiente de forma correspondiente similar. Un dispositivo actuador 710 está previsto en la segunda ranura 507. El dispositivo actuador comprende un actuador lineal 711. El actuador lineal 711 está fijado en un primer extremo 713 a la pared delantera 407 de la carcasa 401.
15

Un segundo extremo 715 del actuador lineal 711 está fijado en pivote al segundo extremo 707 del miembro de base 305 deformable elásticamente por un pasador de horquilla 717. El dispositivo actuador 710 es tal que el miembro de base 305 deformable elásticamente puede girar con relación al segundo extremo 715 del actuador lineal 711 en un sentido que está sustancialmente paralelo al plano YZ.
20

Cuando el dispositivo actuador 710 está en una primera posición como se muestra en la figura 7A, el miembro de base 305 deformable elásticamente está en un primer estado que es un estado no pandeado y el miembro de aleta 303 deformable elásticamente está, por lo tanto, en un primer estado correspondiente, que está también no pandeado. En este estado, el miembro de aleta 303 deformable elásticamente se extiende a través de la abertura 421 y funciona como un generador de vórtice en la presencia de un flujo de aire que fluye sobre el plano de cola vertical 111.
25

Con referencia a la figura 7B, se muestran todas las características de la figura 7A, pero en la figura 7B, el dispositivo actuador 710 está accionado a la segunda posición, de manera que se proporciona una fuerza sustancialmente a lo largo del eje lateral (dirección Y) del miembro de base 305 deformable elásticamente, de tal manera que el miembro de base 305 deformable elásticamente se deforma a un segundo estado que es un estado pandeado y el miembro de aleta 303 deformable elásticamente está también, por lo tanto, deformado a un segundo estado correspondiente que es un estado pandeado. En este estado, el miembro de aleta 303 deformable elásticamente está retraído desde la abertura 421, de tal manera que el miembro de aleta 303 deformable elásticamente se extiende sustancialmente en el plano de la sección 405 (es decir, en el plano de la OML), de manera que no existe ninguna modificación sustancial del flujo de aire en la proximidad a la abertura 421. Eliminando la fuerza lateral aplicada por el dispositivo actuador 710, por ejemplo desactivando el actuador lineal 711, la energía elástica almacenada dentro del dispositivo de modificación del flujo de aire 301 del avión es suficiente para reactivar el actuador lineal 711 para restablecer el dispositivo de modificación del flujo de aire 301 desde el segundo estado pandeado hasta el primer estado pandeado.
30
35
40

Cuando se compara con la forma de realización de las figuras 5A, 5B, 6A y 6B, se puede ver que la carcasa 401 en la presente forma de realización no tiene que tener una cavidad 423 tan grande debido al dispositivo actuador 710 que requiere una carrera mucho más corta para alcanzar la misma cantidad de deformación del dispositivo de modificación del flujo de aire 301. Un piezo actuador puede ser preferible para tal dispositivo debido a que su densidad de potencia es relativamente alta para un tamaño dado. Como resultado, la pared interior 414 de la carcasa 401 está más cerca de la pared exterior 403 y, por lo tanto, es más fina, resultando un dispositivo generador de vórtice 115 de la presente forma de realización que es mucho más compacto. Tal dispositivo puede ser preferible donde el espacio interno disponible del plano de cola vertical 111 está limitado y puede requerirse particularmente para regiones de borde trasero exteriores del plano de cola vertical 111 u otras superficies elevadoras.
45
50

REIVINDICACIONES

1. Un dispositivo generador de vórtice 115 que comprende

5 una sección 405 que define una abertura 421 hacia una cavidad 423 correspondiente;
un dispositivo de modificación del flujo de aire 301 del avión dispuesto dentro de la cavidad 423 que comprende,
además, un miembro de aleta 303 deformable elásticamente y un miembro de base 305 deformable elásticamente;
en donde el miembro de aleta 303 deformable elásticamente de un dispositivo de modificación del flujo de aire 301
10 del avión en un primer estado se extiende a través de la abertura 421 cuando el miembro de base 305 deformable
elásticamente está en un primer estado correspondiente, y en donde el miembro de aleta 303 deformable
elásticamente del dispositivo de modificación del flujo de aire 301 del avión en un segundo estado es retraído desde
la abertura 421 cuando el miembro de base 305 deformable elásticamente está en un segundo estado
correspondiente,
15 caracterizado por que
el primer estado del miembro de aleta 303 deformable elásticamente y el primer estado correspondiente del miembro
de base 305 deformable elásticamente son estados no pandeados.

2. Un dispositivo generador de vórtice 115 de acuerdo con la reivindicación 1, que comprende, además, al menos un
20 dispositivo actuador 510 configurado para aplicar una fuerza al miembro de base 305 deformable elásticamente del
dispositivo de modificación del flujo de aire 301 del avión para deformarlo desde un primer estado hasta un segundo
estado.

3. Un dispositivo generador de vórtice 115 de acuerdo con la reivindicación 2, en donde el dispositivo actuador 510
25 está configurado para proporcionar una fuerza sustancialmente en la dirección del eje vertical del miembro de base
305 deformable elásticamente.

4. Un dispositivo generador de vórtice 115 de acuerdo con la reivindicación 2, en donde el dispositivo actuador 510
30 está configurado para proporcionar una fuerza sustancialmente en la dirección del eje lateral del miembro de base
305 deformable elásticamente.

5. Un dispositivo generador de vórtice 115 de acuerdo con las reivindicaciones anteriores 2 a 4, en donde el
dispositivo actuador 510 comprende un actuador de tipo lineal.

35 6. Un avión 101 con al menos un dispositivo generador de vórtice 115 de acuerdo con cualquier reivindicación
precedente.

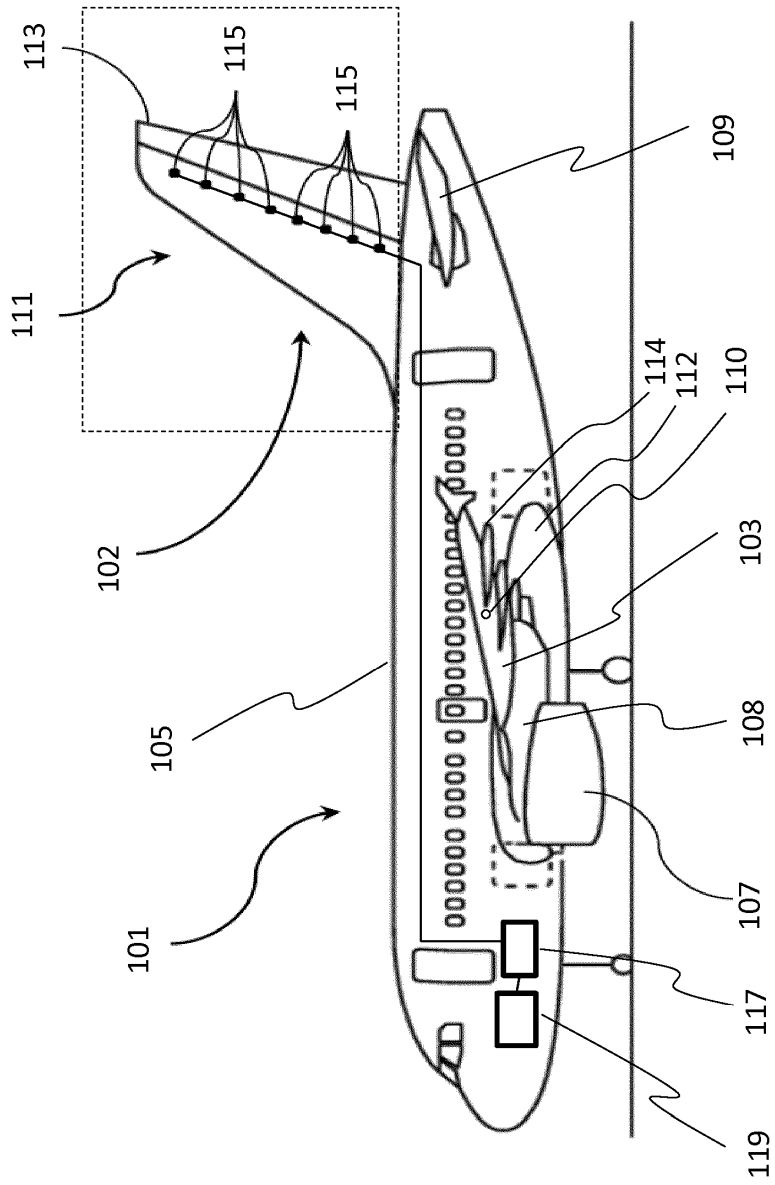


FIG 1

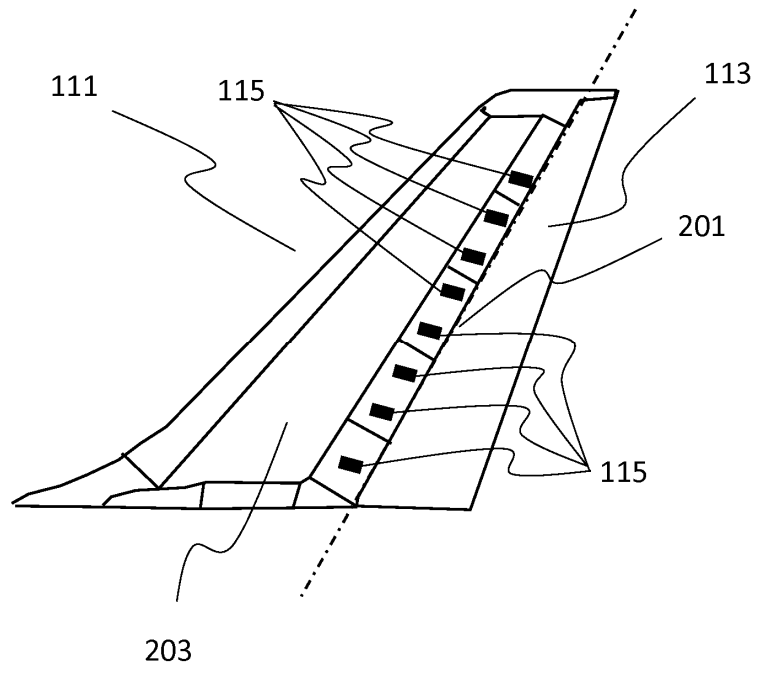


FIG 2

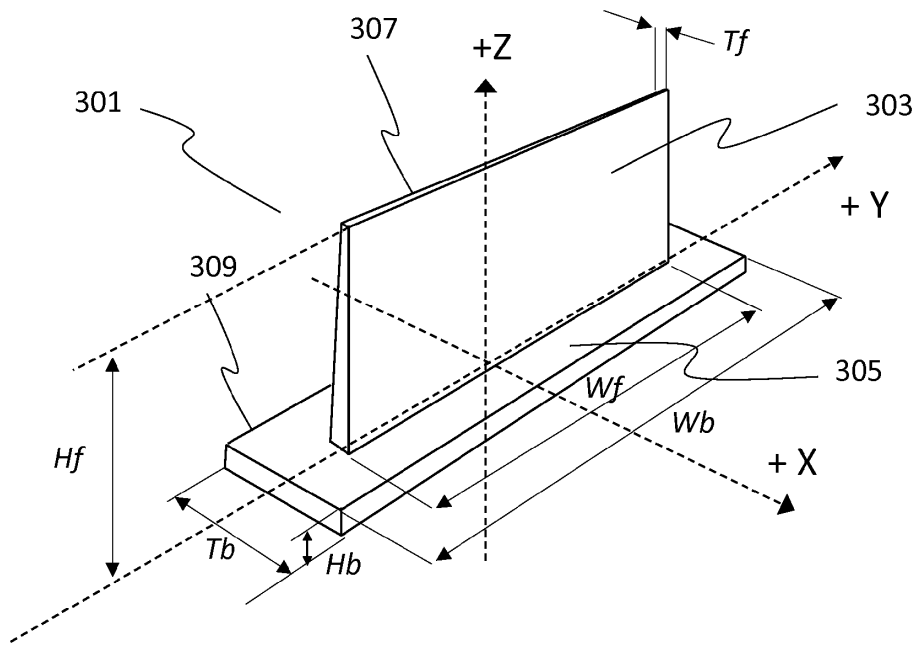


FIG 3A

A

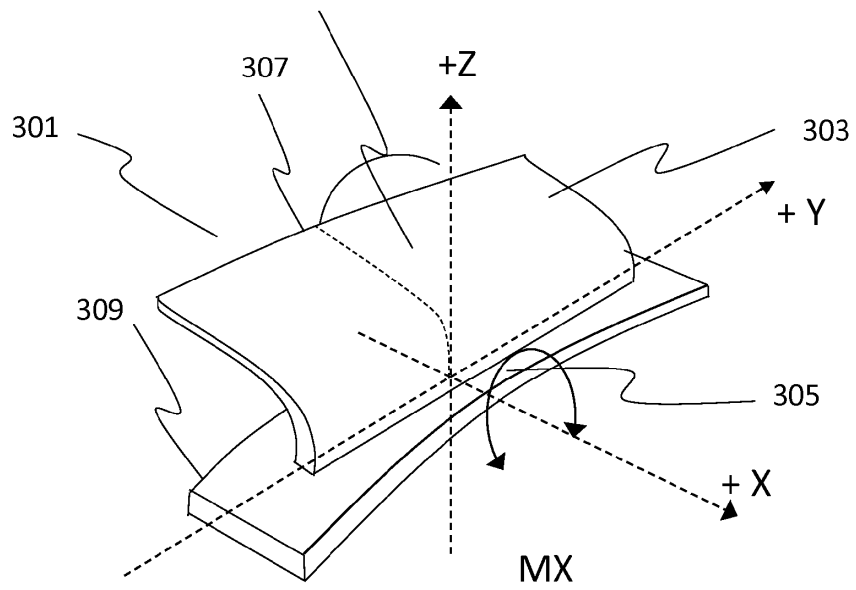


FIG 3B

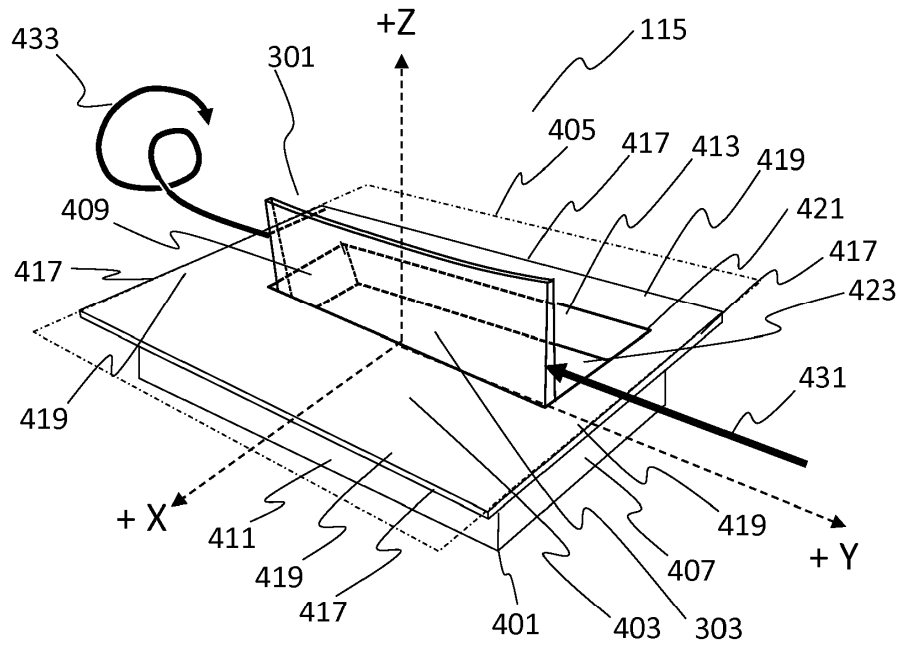


FIG 4A

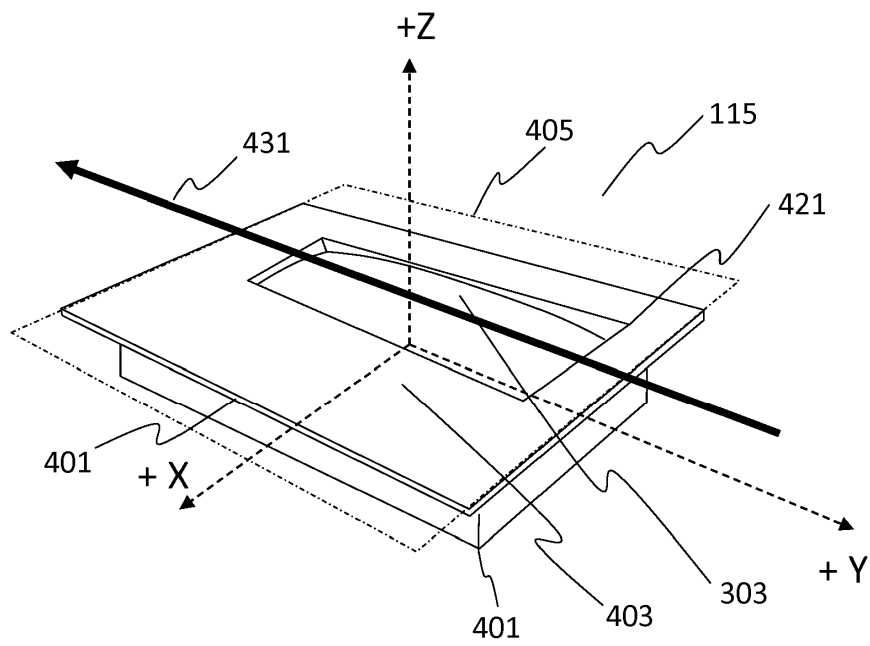


FIG 4B

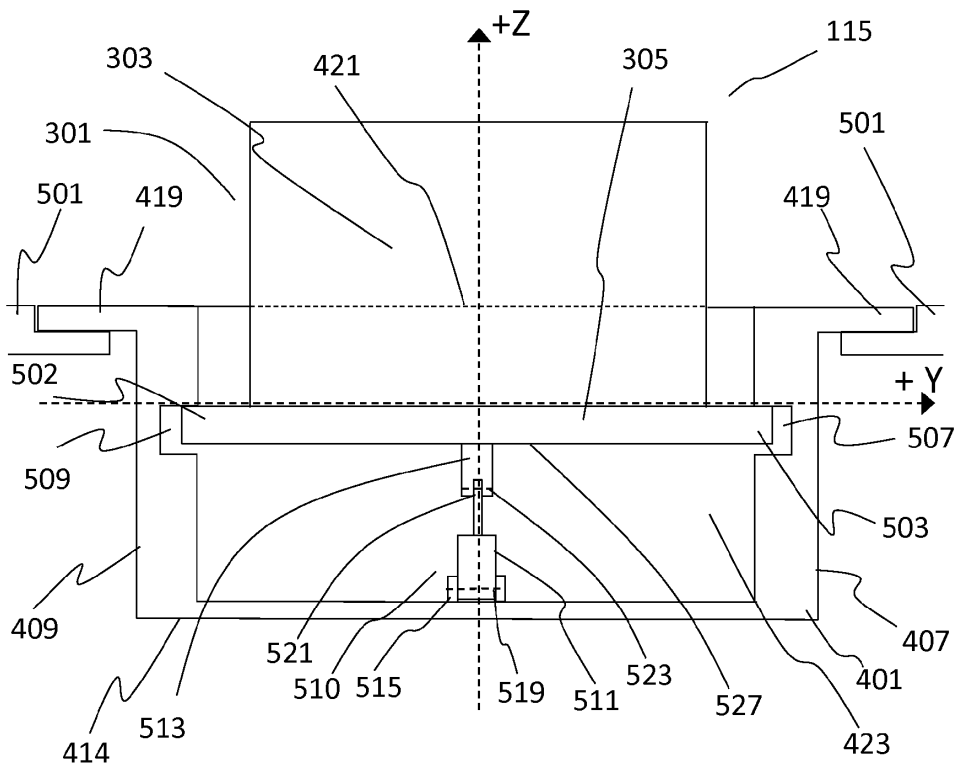


FIG 5A

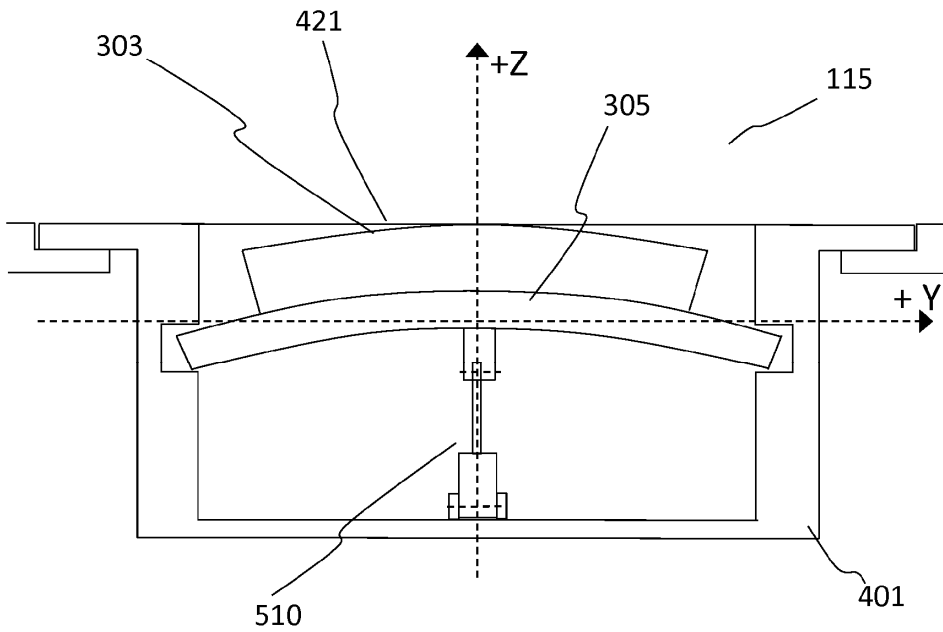


FIG 5B

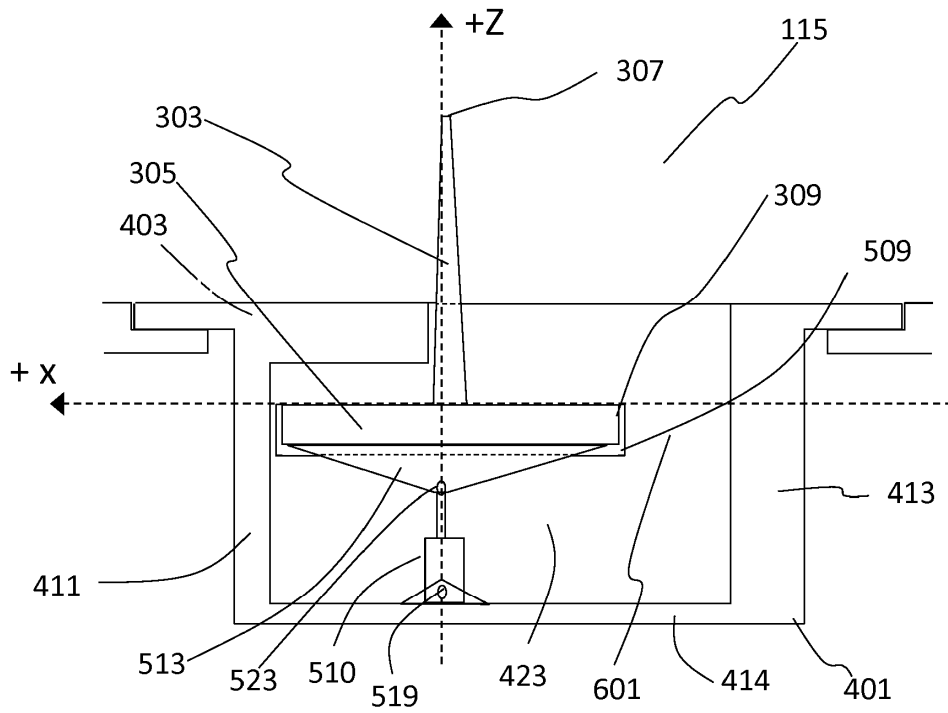


FIG 6A

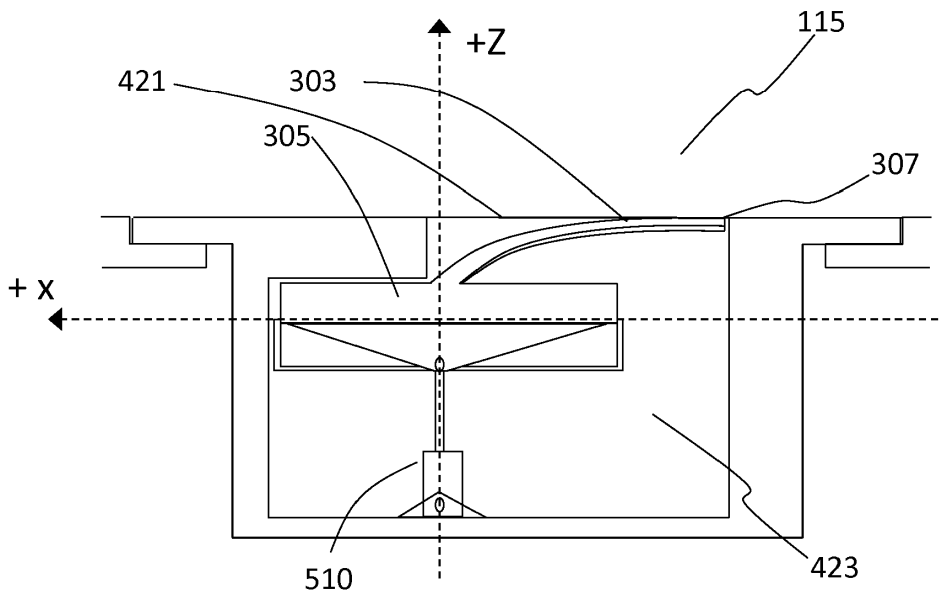


FIG 6B

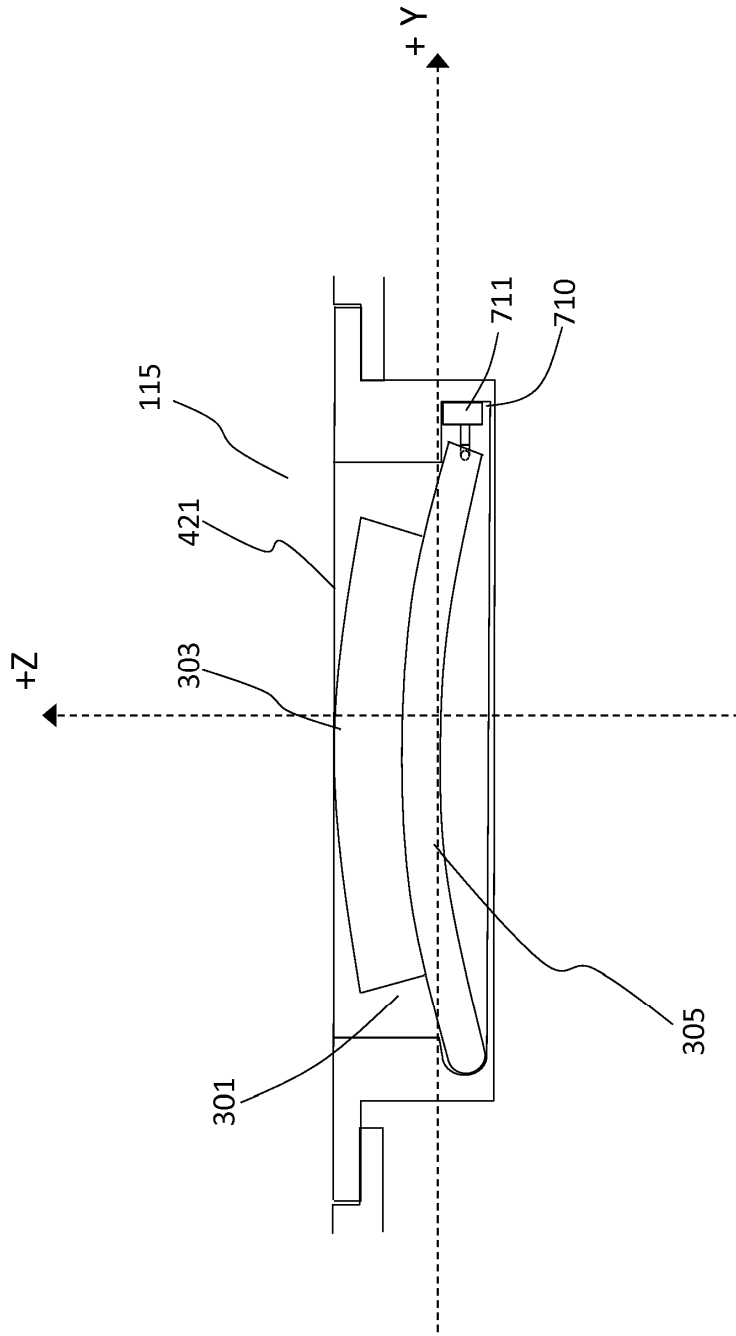


FIG 7B