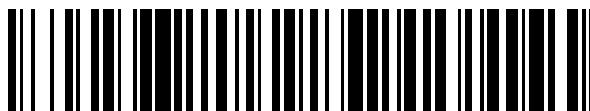


19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 644 063**

51 Int. Cl.:

B64C 5/12 (2006.01)

B64C 9/34 (2006.01)

B64C 23/06 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

86 Fecha de presentación y número de la solicitud internacional: **05.10.2011 PCT/EP2011/067404**

87 Fecha y número de publicación internacional: **12.04.2012 WO12045783**

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **05.10.2011 E 11767986 (0)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **19.07.2017 EP 2625096**

54 Título: **Dispositivo y método para incrementar la elevación aerodinámica de un avión**

30 Prioridad:

06.10.2010 US 390326 P
06.10.2010 DE 102010047643

45 Fecha de publicación y mención en BOPI de la traducción de la patente:
27.11.2017

73 Titular/es:

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

72 Inventor/es:

WEBER, CARSTEN;
FISCHER, MARKUS;
GROTE, ARNE;
RADESPIEL, ROLF y
DREYER, MARTIN

74 Agente/Representante:

LEHMANN NOVO, María Isabel

ES 2 644 063 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).

DESCRIPCION

Dispositivo y método para incrementar la elevación aerodinámica de un avión

5 **Campo técnico**

La invención se refiere a un dispositivo elevador para incrementar la elevación aerodinámica de un avión. La invención se refiere, además, a un avión que está equipado con al menos un dispositivo elevador.

10 **Antecedentes de la invención**

En el estado de la técnica se utilizan una pluralidad de dispositivos en el avión, cuyos dispositivos se utilizan para incrementar la elevación aerodinámica o para influir localmente en el flujo tras un avión. Por ejemplo, se conocen cuerpos complementarios que se extienden desde un fuselaje del avión en el flujo tras el avión, cuyos cuerpos complementarios se refieren en el estado de la técnica como "hilada", "generador de vórtice", "cercado", "LEX" y similares. Tales cuerpos complementarios se utilizan a menudo en aviones de combate, donde actúan para generar vórtices para influir sobre el flujo de aire alrededor de las alas o alrededor de otras partes del avión de combate con el fin de expandir la envolvente de vuelo en la búsqueda para conseguir una maniobrabilidad mejorada. Ejemplos de esto se pueden encontrar en el avión del tipo F16, F18 y Aermacchi M436.

El documento US 4 381 091 A, que se considera la técnica anterior más próxima, describe un avión con un plano de cola horizontal y aletas fijas están dispuestas a ambos lados del fuselaje, curso arriba del plano de cola horizontal, para formar una extensión de la raíz del borde delantero sustancialmente continua, cuando el plano de cola está en una posición de control dada.

25 **Sumario de la invención**

Los dispositivos y métodos conocidos para incrementar la elevación del avión comprenden los inconvenientes que se indican como ejemplos a continuación.

Se conocen dispositivos que se proyectan siempre en el flujo de aire tras el avión y de acuerdo con ello dan como resultado permanentemente una resistencia aerodinámica adicional durante el vuelo de crucero. Además, los dispositivos conocidos no están equipados para funcionamiento en entornos propensos a congelación y, por consiguiente no están en una posición para desviar la separación de flujo de una superficie de elevación en un entorno propenso a congelación hacia ángulos de ataque más altos, o en relación a una superficie o perfil dados para proporcionar un incremento máximo de la elevación.

Por lo tanto, el objeto de la invención es reducir estos inconvenientes o eliminarlos totalmente. En particular, se puede considerar el objeto de la invención proponer un dispositivo y un método para incrementar la elevación, cuyos dispositivo y método son al mismo tiempo adecuados para uso en entornos propensos a congelación, y cuyos dispositivo y método provocan poca o ninguna resistencia aerodinámica durante un estado de crucero.

El objeto se cumple por un dispositivo de elevación para un avión de acuerdo con las características de la reivindicación independiente 1. Mejores ventajosas se indican en las reivindicaciones dependientes.

Un dispositivo elevador de acuerdo con la invención para un avión comprende una sección de fuselaje del avión, un cuerpo elevador aerodinámico, un medio de accionamiento y una pareja de cuerpos complementarios retenidos móviles. La sección de fuselaje del avión comprende un lado exterior y un lado interior. El cuerpo elevador aerodinámico está fijado a la sección de fuselaje del avión y se extiende desde la sección de fuselaje del avión hacia fuera. Los cuerpos complementarios están dispuestos curso arriba de un borde delantero del cuerpo elevador aerodinámico, están conectados a los medios de accionamiento y, además, están equipados para ser movidos hasta una posición neutral, en la que los cuerpos complementarios terminan alineados con el lado exterior del fuselaje del avión y hasta al menos una posición de activación, en la que los cuerpos complementarios se extienden desde el lado exterior de la sección del fuselaje del avión hacia fuera. Los cuerpos complementarios comprenden una superficie aerodinámicamente efectiva con flujo de aire para generar vórtices que inciden sobre el cuerpo elevador, conduciendo de esta manera a un incremento de elevación en el cuerpo elevador.

Si el cuerpo elevador se utiliza en un entorno helado, como resultado de la formación de hielo sobre la forma del perfil, se puede impedir significativamente el flujo de aire alrededor del cuerpo elevador y, por consiguiente, la elevación, cuando se compara con cuerpos elevadores secos. Utilizando los cuerpos elevadores curso arriba, durante su activación, la energía generada por el flujo de entrada del perfil se puede incrementar significativamente, que compensa parcial o totalmente la pérdida de elevación del cuerpo elevador sometido a la formación de hielo.

Una sección del fuselaje del avión representa parte de un fuselaje del avión, sobre la que está dispuesto un cuerpo

elevador aerodinámico, por ejemplo en forma de una unidad de cola o un conjunto de ala. En este contexto, no importa en qué posición esté situada esta sección de fuselaje del avión y, por consiguiente, debería situarse o bien en una región de proa o en una región de popa del avión o en su proximidad. Además, como ejemplos, deberían mencionarse estabilizadores horizontales de avión comercial que podrían disponerse en una región próxima al fuselaje de un avión o en forma de una cola en T por encima de un estabilizador horizontal. Al mismo tiempo, esto podría referirse a unidades de cola en una región de proa, por ejemplo en el caso de un avión con una configuración de pato.

Los cuerpos complementarios están dispuestos delante de la unidad de cola en la dirección de vuelo, que corresponde al término mencionado anteriormente de "curso arriba". Esto da como resultado que los cuerpos complementarios, dependiendo de su alineación individual, están sometidos a una fuerza causada aerodinámicamente, mientras que al mismo tiempo el flujo de aire que incide sobre los cuerpos complementarios está influenciado por dichos cuerpos complementarios y en la estela curso abajo de los cuerpos complementarios, en cuya estela está situado también el cuerpo elevador aerodinámico, causa un efecto aerodinámico debido a la forma de los cuerpos complementarios. De acuerdo con el concepto de la invención, los cuerpos complementarios están diseñados de tal forma que este efecto se realiza en forma de generación de vórtice que influye en el cuerpo elevador situado en la estela de tal manera que se incrementa la elevación de dicho cuerpo elevador. Con este efecto, los cuerpos complementarios comprenden una superficie aerodinámicamente efectiva, que está configurada, posicionada y angulada de tal manera que, cuando se somete al flujo de aire, resulta el efecto deseado.

Con preferencia, los cuerpos complementarios están diseñados de tal manera que este efecto resulta casi exclusivamente un rango particular, limitado del ángulo de ataque del avión, por ejemplo para mejorar la capacidad de control de un estabilizador horizontal durante una aproximación de aterrizaje a velocidad reducida con un ángulo longitudinal de inclinación y/o ángulo de inclinación de la trayectoria que difiere(n) del ángulo durante el crucero.

Con el uso de los medios de accionamiento, los cuerpos complementarios son móviles para moverse hasta una posición neutral, en la que los cuerpos complementarios terminal nivelados con el lado exterior de la sección de fuselaje del avión y no aparecen en términos de mecánica de fluidos, en otras palabras no ejercen ninguna fuerza ni efecto de desplazamiento, y hasta al menos una posición de activación, en la que los cuerpos complementarios se extienden desde el lado exterior de la sección de fuselaje del avión hacia fuera. Esto está asociado con una ventaja especial de que los cuerpos complementarios se pueden desplazar exclusivamente en aquellas fases del vuelo en las que se utilizan realmente. En todas las otras fases del vuelo, los cuerpos complementarios se pueden desactivar a través de medios de accionamiento y se pueden retraer, por ejemplo, hasta el interior de la sección de fuselaje del avión, para que resulte una superficie exterior no perturbada y aerodinámicamente lisa de la sección de fuselaje del avión que corresponde a una sección de fuselaje del avión que no tiene tales cuerpos complementarios.

En una forma de realización ventajosa, el cuerpo elevador aerodinámico está diseñado como una unidad de cola, cuyo efecto se mejora como resultado del uso de los cuerpos complementarios. Por otra parte, el cuerpo elevador aerodinámico puede estar diseñado como un conjunto de ala, de manera que como resultado de la activación de los cuerpos complementarios, se incrementa la elevación del conjunto de ala. Se entiende que ambas variantes podrían disponerse también de forma concurrente en un avión para poder incrementar la elevación de un conjunto de ala y la elevación de una unidad de cola.

Para mejorar el efecto, de acuerdo con la invención, de la formación de vórtice y la influencia sobre la elevación de un cuerpo elevador aerodinámico, puede ser ventajoso si los cuerpos complementarios forman un intersticio con el cuerpo elevador. Como resultado de la estela ampliada que resulta de esto, se podría incrementar la influencia de los vórtices generados por los cuerpos complementarios; en cambio, como un resultado de esto, la superficie del cuerpo elevador podría estar dimensionada más reducida.

En una mejora ventajosa, los cuerpos complementarios están dispuestos sobre el borde delantero del cuerpo elevador aerodinámico. Como resultado de esto, el cuerpo elevador con los cuerpos complementarios fijados es muy fácil de producir y podría fabricarse, por ejemplo, como un componente integral, en el que en una posición de activación, la forma básica de la unidad de cola corresponde a la forma de una unidad de cola original con cuerpos complementarios fijados.

De acuerdo con una forma de realización igualmente ventajosa de la invención, los cuerpos complementarios podrían estar retenidos, por ejemplo, en un borde delantero del cuerpo elevador aerodinámico y al mismo tiempo podrían diseñarse para ser giratorios o pivotables alrededor del borde delantero de la unidad de cola. De esta manera, el diseño y la configuración de los cuerpos complementarios podrían simplificarse un poco debido a que los cuerpos complementarios no dependen de una posición del cuerpo elevador, sino que en su lugar, por ejemplo, puede optimizarse un ángulo de ataque de los cuerpos complementarios separadamente con ángulo predeterminado de ataques del cuerpo elevador.

En una mejora ventajosa, el cuerpo elevador está retenido al menos en algunas secciones para ser pivotable alrededor de un eje que se extiende al menos en parte radialmente a la sección de fuselaje de avión. Esto se realiza,

por ejemplo, por un estabilizador horizontal trasero que se podría girar para la finalidad de iniciar una aproximación de descenso o aterrizaje de un avión con el fin de liberar elevadores dispuestos sobre el estabilizador horizontal.

5 De acuerdo con una forma de realización ventajosa de la invención, cada cuerpo complementario puede comprender una forma seleccionada de un grupo de formas geométricas, donde este grupo puede comprender las siguientes formas básicas:

- forma triangular,
- forma ojival
- 10 - vista en planta delta con un borde delantero polinomial,
- vista en planta delta con un borde delantero en forma de un arco circular parcial,
- arco circular parcial, y
- cualquier combinación de estas formas geométricas.

15 El tamaño de los cuerpos complementarios R_a está con preferencia en el rango siguiente (con relación a la superficie aerodinámicamente efectiva del cuerpo elevador). $0 < R_a < 20\%$ S. El ángulo de barrido del borde delantero del cuerpo complementario es con preferencia mayor que 60° , es decir, $\sqrt{K} > 60^\circ$.

20 La forma del borde delantero en combinación con una placa plana mejoraría la efectividad del cuerpo elevador incrementando la generación de vórtice. Estas formas básicas dan como resultado una reducción del tamaño del cuerpo complementario y, por consiguiente, una reducción de vargas y pesos.

25 En una forma de realización ventajosa de la invención, los medios de accionamiento para el cuerpo complementario son controlados centralmente por un ordenador de control de vuelo para mover los cuerpos complementarios, cuando se requiera, desde su posición neutral hasta una posición de activación. De acuerdo con la invención, el cuerpo elevador aerodinámico es un estabilizador horizontal que está retenido móvil por medio de un actuador del estabilizador horizontal compensable sobre la sección de fuselaje del avión, y donde los medios de accionamiento para los cuerpos complementarios están acoplados al actuador del estabilizador horizontal compensable de tal manera que cuando el estabilizador horizontal se mueve desde una posición neutral hasta una posición de ajuste deseado, tiene lugar el movimiento de los cuerpos complementarios desde la posición neutral hasta una posición de activación. Esto significa que los cuerpos complementarios podrían tener lugar, por ejemplo, de forma descentralizada en la localización del estabilizador horizontal. La realimentación continua de la posición del actuador del estabilizador horizontal compensable de un estabilizador horizontal a un ordenador de control del avión hace posible, tomando la posición del actuador del estabilizador horizontal compensable, obtener continuamente inferencia con relación a los requerimientos aerodinámicos actuales, cuya inferencia puede utilizarse para la activación automática de los cuerpos complementarios. El control central de los cuerpos complementarios no se requiere, por lo tanto, para incrementar el efecto aerodinámico del estabilizador horizontal en situaciones de vuelo particulares, de manera que simplemente a partir del acoplamiento del estado del actuador del estabilizador horizontal compensable se puede conseguir de una manera muy sencilla una mejora en el efecto del estabilizador horizontal.

40 Con preferencia, los cuerpos complementarios están conectados mecánicamente al actuador del estabilizador horizontal compensable, de manera que directamente desde un movimiento del actuador del estabilizador horizontal compensable sin ninguna otra medida o sistemas o dispositivos interpuestos puede tener lugar el movimiento de los cuerpos adicionales. Estas conexiones mecánicas podrían ser imaginables por medio de accionamientos de correa, accionamientos de cadena, barras de empuje, conjuntos de engranaje de barras de empuje, levas, disposiciones de engranajes hidráulicos o neumáticos.

50 Con preferencia, los cuerpos complementarios comprenden un dispositivo calefactor, de maneja que durante el vuelo en un estado propenso a congelación, los cuerpos complementarios son siempre todavía móviles y después de su uso se pueden mover desde una posición de activación hasta una posición neutral, o antes de su uso se pueden mover desde la posición neutral hasta una posición de activación. Si los cuerpos complementarios son de una naturaleza plegable, el calentamiento de toda la superficie de los cuerpos complementarios se sugiere por sí misma, donde en el caso de cuerpos complementarios que se retraen dentro de la sección de fuselaje del avión, el alentamiento de un extremo que mira hacia fuera de los cuerpos complementarios y de una región periférica de la abertura asociada de la sección de fuselaje del avión se sugiere por sí mismo.

55 De la misma manera, el objeto se cumple por un avión que comprende un fuselaje de avión, cuyo avión comprende al menos una sección de fuselaje de avión de acuerdo con los criterios mencionados anteriormente.

60 Finalmente, un método de acuerdo con la otra reivindicación independiente cumple el objeto mencionado anteriormente. El método de acuerdo con la invención implica las etapas de mover los cuerpos complementarios con relación a una sección de fuselaje del avión tan pronto como se desea el efecto de incremento de la elevación de un cuerpo elevador.

Breve descripción de los dibujos

Otras características, ventajas y opciones de aplicación de la presente invención se describen en la descripción siguiente de las formas de realización ejemplares y de las figuras. Todas las características descritas y/o ilustradas por sí y en cualquier combinación forman el objeto de la invención, incluso independientemente de su composición en las reivindicaciones individuales o sus interrelaciones. Además, los componentes idénticos o similares en las figuras tienen los mismos caracteres de referencia.

Las figuras 1 y 2 muestran un avión que comprende un estabilizador horizontal y una pareja de cuerpos complementarios dispuestos curso arriba del mismo.

La figura 3 muestra una vista esquemática basada en bloques de un sistema de control de realimentación que comprende un acoplamiento de un actuador del estabilizador horizontal compensable para un estabilizador horizontal con cinemática de accionamiento para cuerpos complementarios.

La figura 4 muestra una vista esquemática de la articulación cinemática y la función de la articulación cinemática para cuerpos complementarios como una forma de realización ejemplar de un método de acuerdo con la invención.

Descripción detallada de formas de realización ejemplares

La figura 1 muestra un avión 2 que comprende un fuselaje de avión 4 con un lado exterior 3 que delimita el fuselaje de avión 4 hacia el lado exterior, dos semiconjuntos de alas 6, dos semiestabilizadores horizontales 8, un estabilizador vertical 10 y una pareja de cuerpos complementarios 12. Los semiestabilizadores horizontales 8 están dispuestos en una región de popa del avión 2, donde los cuerpos complementarios 12 están dispuestos curso arriba para formar un intersticio, espaciado aparte de los bordes delanteros 14 de las semiunidades de cola 8. Los semiestabilizadores horizontales 8 forman juntos un estabilizador horizontal que, en el sentido de la invención, se puede considerar como un cuerpo elevador aerodinámico.

Con el flujo de aire sobre el avión, cuyo flujo de aire se indica por vectores de flujo de aire 16, como resultado de los cuerpos complementarios 12 se inducen vórtices 18 en su estela, en otras palabras en la región de los semiestabilizadores horizontales 8, cuyos vórtices 18 dan como resultado un incremento en elevación en los semiestabilizadores horizontales 8. Al mismo tiempo con el diseño correspondiente de los cuerpos complementarios 12, se puede generar elevación por los cuerpos complementarios 12 propiamente dichos de manera que en el análisis final se consigue una mejora significativa de la elevación del estabilizador horizontal detrás del avión 2, que se muestra como un ejemplo.

La figura 2 muestra en una vista algo diferente un semiestabilizador horizontal 8 y un cuerpo complementario 12, dispuesto curso arriba del mismo, donde la figura 2 muestra que podría existir un intersticio entre el cuerpo complementario 12 y el borde delantero 14 del semiestabilizador horizontal 8.

La figura 3 muestra también que un cuerpo complementario 12 podría conectarse, por ejemplo, a un medio de accionamiento 20 con el fin de moverse desde una posición de activación, en la que el cuerpo complementario 12 se extiende desde el fuselaje del avión 4 hacia fuera, hasta una posición neutra, en la que el cuerpo complementario 12 desaparece totalmente dentro del fuselaje de avión 4 y se cierra para estar nivelado con la superficie del fuselaje del avión 4. El cuerpo complementario podría estar retenido para ser pivotable sobre un eje 13 y podría alcanzar su posición neutra, en la que es pivotado sobre el eje 13 en una indentación 15 que está diseñada de tal manera que la sección de fuselaje del avión en esta región con el cuerpo complementario 12 en su posición neutral comprende una superficie lo más lisa posible. El control de los medios de accionamiento 20 puede tener lugar de muchas maneras. Este ejemplo muestra que los medios de accionamiento 20 pueden estar acoplados por la fuerza a un actuador del estabilizador horizontal compensable 22, donde el actuador del estabilizador horizontal compensable 22, THSA, sólo se utiliza para girar los semiestabilizadores horizontales 8 para ajustar un estado de compensación deseado del avión. El actuador del estabilizador horizontal compensable 22 está conectado generalmente a ordenadores de control del vuelo 24 que regulan su movimiento. Por medio de la realimentación de la posición, en un sistema de control de realimentación, es posible un ajuste objetivo/actual de la posición del estabilizador horizontal. Para mejorar la actuación aerodinámica del estabilizador horizontal, por ejemplo durante una aproximación de aterrizaje del avión 2, durante la que el estabilizador horizontal se mueve a una posición de ajuste específica, es particularmente ventajoso conectar los medios de accionamiento 20 al actuador del estabilizador horizontal compensable 22. Esto significa que cuando el estabilizador horizontal se mueve a una posición de ajuste deseada, se activan los cuerpos complementarios 12, y cuando el estabilizador horizontal retorna a una posición neutra o posición de crucero, los cuerpos complementarios 12 se desactivan y se mueven a la posición neutra.

Los medios de accionamiento 20 podrían estar diseñados o bien como un actuador independiente o como un acoplamiento mecánico forzado entre un actuador de estabilizador horizontal compensable 22 y la cinemática de articulación correspondiente para activar los cuerpos complementarios 12.

La figura 4 muestra una disposición de acoplamiento mecánico entre un actuador de estabilizador horizontal compensable 22 y un cuerpo complementario, sin necesidad de confiar en medios electrónicos. El lado derecho de esta figura muestra una vista en sección del estabilizador horizontal 8 y del actuador de estabilizador horizontal compensable 22. Además, el lado izquierdo muestra la vista A, es decir, una vista de la situación de instalación girada 90°, delante o curso arriba del estabilizador horizontal 22. En la parte derecha de la figura 4 se muestra el estabilizador horizontal 8 en una posición neutral, designada "Pos. 1". Esta posición neutral corresponde a una posición de baja resistencia como es predominantemente el caso durante el vuelo de crucero. En esta posición, el estabilizador horizontal 8 tiene que cumplir predominantemente condiciones de estabilidad.

En el caso de despegue y también de aterrizaje, el estabilizador horizontal 8 tiene que moverse debido a las condiciones de compensación modificadas, en este caso empuje hacia abajo incrementado requerido sobre el estabilizador horizontal y/o tiene que moverse debido a requerimientos de controlabilidad. Esto tiene lugar por medio del actuador de estabilizador horizontal compensable 22. En esta disposición, el estabilizador horizontal 8 se mueve hacia abajo, en la dirección de la flecha, sobre un husillo de compensación 31 y al mismo tiempo la parte trasera de dicho estabilizador horizontal 8 es pivotada sobre un punto de apoyo, el llamado punto de pivote 30.

Durante este movimiento, se mueve hacia abajo un conjunto de barras de empuje, que comprende barras de empuje 25 que están interconectadas por uniones de pivote 26. Para mayor claridad, las barras de empuje 25 y también las uniones de pivote 26 se muestran en la parte derecha de la figura 4 y en la parte izquierda. Éstas son las mismas barras de empuje, pero vistas desde direcciones diferentes.

La parte izquierda de la figura muestra la cinemática de extensión 27 fijada al fuselaje del avión 4 por medio de una disposición de cojinete 29, que hace posible a la cinemática de extensión 27 pivotar en este punto. Al mismo tiempo, la cinemática de extensión 27 comprende un brazo de articulación 28 conectado firmemente a ella, cuyo brazo de articulación 28 está conectado de forma pivotable al conjunto de barras de empuje.

Cuando el estabilizador horizontal 8 y al mismo tiempo el conjunto de barras de empuje se mueven hacia abajo, se gira la cinemática de extensión 27, por medio del brazo de articulación 28, desde la Pos. 1 (mostrada en línea de trazos) en la dirección de la Pos. 2, por ejemplo en sentido horario contrario. En este proceso, la cinemática de extensión 27 mueve al mismo tiempo el cuerpo complementario 12, que es pivotado al fuselaje del avión 4, en la dirección de una posición de activación, de manera que dicho cuerpo complementario 12 despliega su efecto aerodinámico.

Tan pronto como esta posición de compensación o posición de empuje hacia abajo del estabilizador horizontal 8 debe ser movida, es decir, tan pronto como el actuador de estabilizador horizontal compensable 22 mueve el estabilizador horizontal 8 se retorno a la Pos. 1, al mismo tiempo el cuerpo complementario 12 se mueve también en la dirección de la posición neutral.

Además, debería indicarse que "comprender" no excluye otros elementos o etapas, y "uno" o "una" no excluye un número plural. Además, debería indicarse que las características o etapas que se han descrito con referencia a una de las formas de realización ejemplares anteriores se pueden usar también en combinación con otras características o etapas de otras formas de realización ejemplares descritas anteriormente. Los caracteres de referencia en las reivindicaciones no deben interpretarse como limitaciones.

45 Lista de caracteres de referencia

2	Avión
3	Lado exterior
4	Fuselaje de avión
50 6	Semiconjunto de ala
8	Semiestabilizador horizontal
10	Estabilizador vertical
12	Cuerpo complementario
13	Eje
55 14	Borde delantero
16	Flujo de aire
18	Vórtice
20	Medios de accionamiento
22	Actuador del estabilizador horizontal compensable
60 24	Ordenador de control del vuelo
25	Barra de empuje
26	Articulación
27	Cinemática de extensión
28	Brazo de articulación

ES 2 644 063 T3

29	Disposición de cojinete
30	Punto de pivote
31	Husillo de compensación

REIVINDICACIONES

- 1.- Un dispositivo elevador para un avión (2), que comprende
- 5 - una sección de fuselaje de avión con un lado exterior (3),
 - un cuerpo elevador aerodinámico (6, 8) fijado al lado exterior de la sección de fuselaje de avión y que se extienden desde la sección de fuselaje de avión hacia fuera,
 - un medio de accionamiento (20) y
 - una pareja de cuerpos complementarios (12) retenidos móviles dispuestos curso arriba del borde delantero (14) del
 10 cuerpo elevador aerodinámico (6, 8),
 en el que los cuerpos complementarios (12) están conectados a los medios de accionamiento (20) para ser movidos hasta una posición neutra, en la que los cuerpos complementarios termina nivelados con el lado exterior (3) de la sección de fuselaje de avión y se mueven hasta al menos una posición de activación, en la que los cuerpos complementarios se extienden desde el lado exterior (3) de la sección de fuselaje de avión hacia fuera,
 15 en el que los cuerpos complementarios (12) comprenden una superficie aerodinámicamente efectiva y están equipados en una posición de activación con flujo de aire para generar vórtices (18) que inciden sobre el cuerpo elevador aerodinámico (6, 8), que conducen de esta manera a un incremento de elevación sobre el cuerpo elevador aerodinámico (6, 8), en el que el cuerpo elevador aerodinámico (6, 8) es un estabilizador horizontal (8) que está retenido móvil por medio de un actuador de estabilizador horizontal compensable (22) sobre la sección de fuselaje de avión, y caracterizado por que los medios de accionamiento (20) están conectados al actuador de estabilizador horizontal compensable (22) de tal manera que cuando el estabilizador horizontal (8) se mueve desde una posición neutral hasta una posición de ajuste deseada, tiene lugar el movimiento de los cuerpos complementarios (12) desde la posición neutral hasta una posición de activación.
- 25 2.- El dispositivo elevador de la reivindicación 1, en el que el cuerpo elevador aerodinámico (6, 8) comprende una unidad de cola (8).
- 3.- El dispositivo elevador de la reivindicación 1, en el que el cuerpo elevador aerodinámico (6, 8) comprende un conjunto de ala (6).
- 30 4.- El dispositivo elevador de la reivindicación 1, en el que los cuerpos aerodinámicos forman un intersticio con el cuerpo elevador aerodinámico (6, 8).
- 5.- El dispositivo elevador de una cualquiera de las reivindicaciones precedentes, en el que los cuerpos complementarios (12) están dispuestos sobre un borde delantero (14) del cuerpo elevador aerodinámico (6, 8).
- 35 6.- El dispositivo elevador de la reivindicación 5, en el que los cuerpos complementarios (12) están retenidos en un borde delantero (14) del cuerpo elevador aerodinámico (6, 8) y son giratorios sobre el borde delantero (14) del cuerpo elevador aerodinámico (6, 8).
- 40 7.- El dispositivo elevador de una cualquiera de las reivindicaciones precedentes, en el que el cuerpo elevador aerodinámico (6, 8) está retenido, al menos en algunas secciones, para ser pivotable sobre un eje (13), que se extiende al menos en parte radialmente hasta la sección de fuselaje de avión.
- 45 8.- El dispositivo elevador de una cualquiera de las reivindicaciones precedentes, en el que cada cuerpo complementario (12) comprende una forma seleccionada de un grupo de formas geométricas, comprendiendo el grupo:
 - forma triangular,
 - forma ojival
 50 - vista en planta delta con un borde delantero polinomial,
 - vista en planta delta con un borde delantero en forma de un arco circular parcial,
 - arco circular parcial, y
 - cualquier combinación de estas formas geométricas.
- 55 9.- El dispositivo elevador de la reivindicación 1, en el que el acoplamiento entre medios de accionamiento (20) y el actuador de estabilizador horizontal compensable (22) es implementado por medio de un conjunto de barra de empuje mecánica (25, 26).
- 60 10.- El dispositivo elevador de una cualquiera de las reivindicaciones precedentes, en el que el cuerpo complementario (12) en su posición neutral se extiende desde un lado exterior (3) de la sección de fuselaje de avión hasta la sección de fuselaje de avión.
- 11.- El dispositivo elevador de una cualquiera de las reivindicaciones 1 a 9, en el que el cuerpo complementario (12) en su posición neutral se conforma a la sección de fuselaje nivelada sobre la superficie.

12.- El dispositivo elevador de la reivindicación 11, en el que la sección de fuselaje de avión comprende una indentación (15) para alojar el cuerpo complementario (12).

- 5 13.- Un avión (2), que comprende un fuselaje de avión (4) con al menos un dispositivo elevador de una cualquiera de las reivindicaciones 1 a 12.

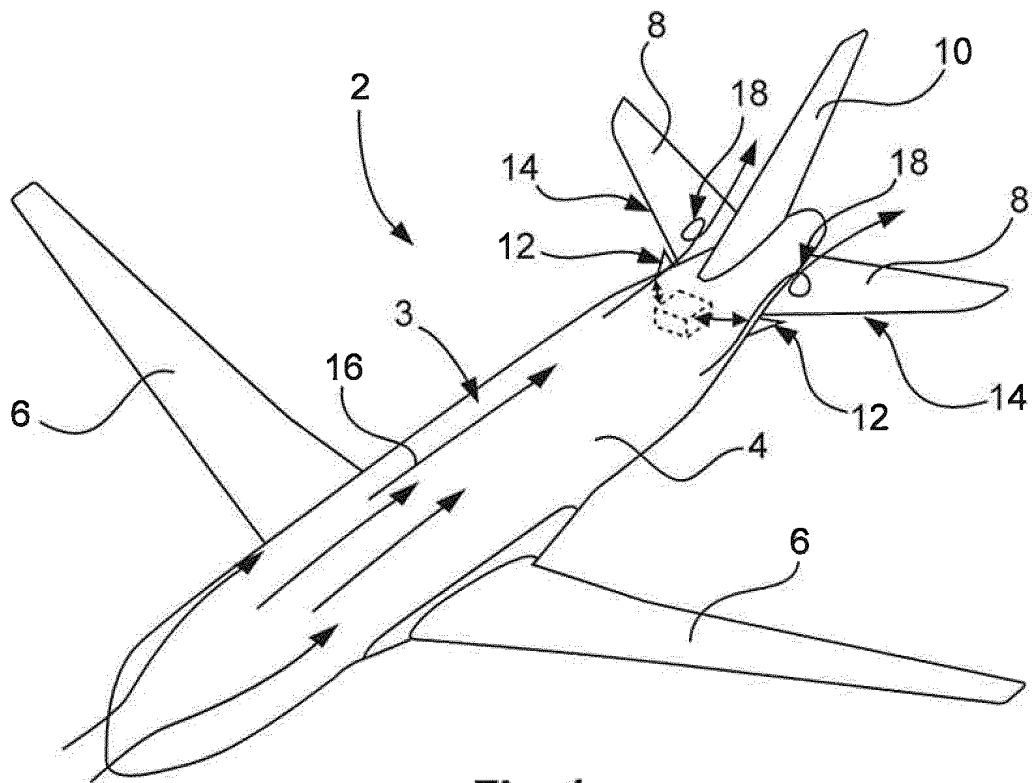


Fig. 1

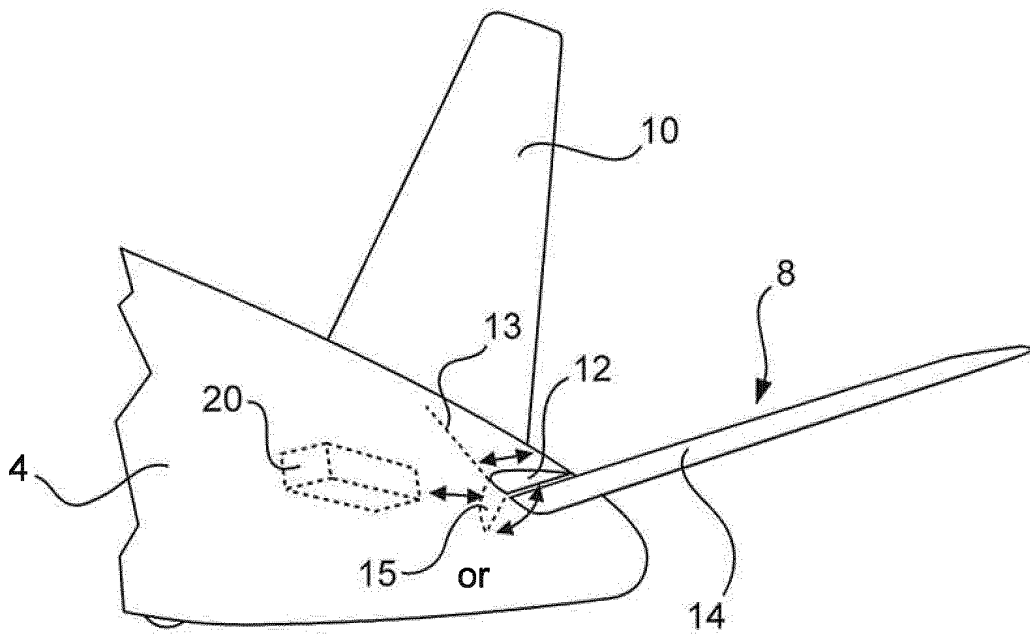


Fig. 2

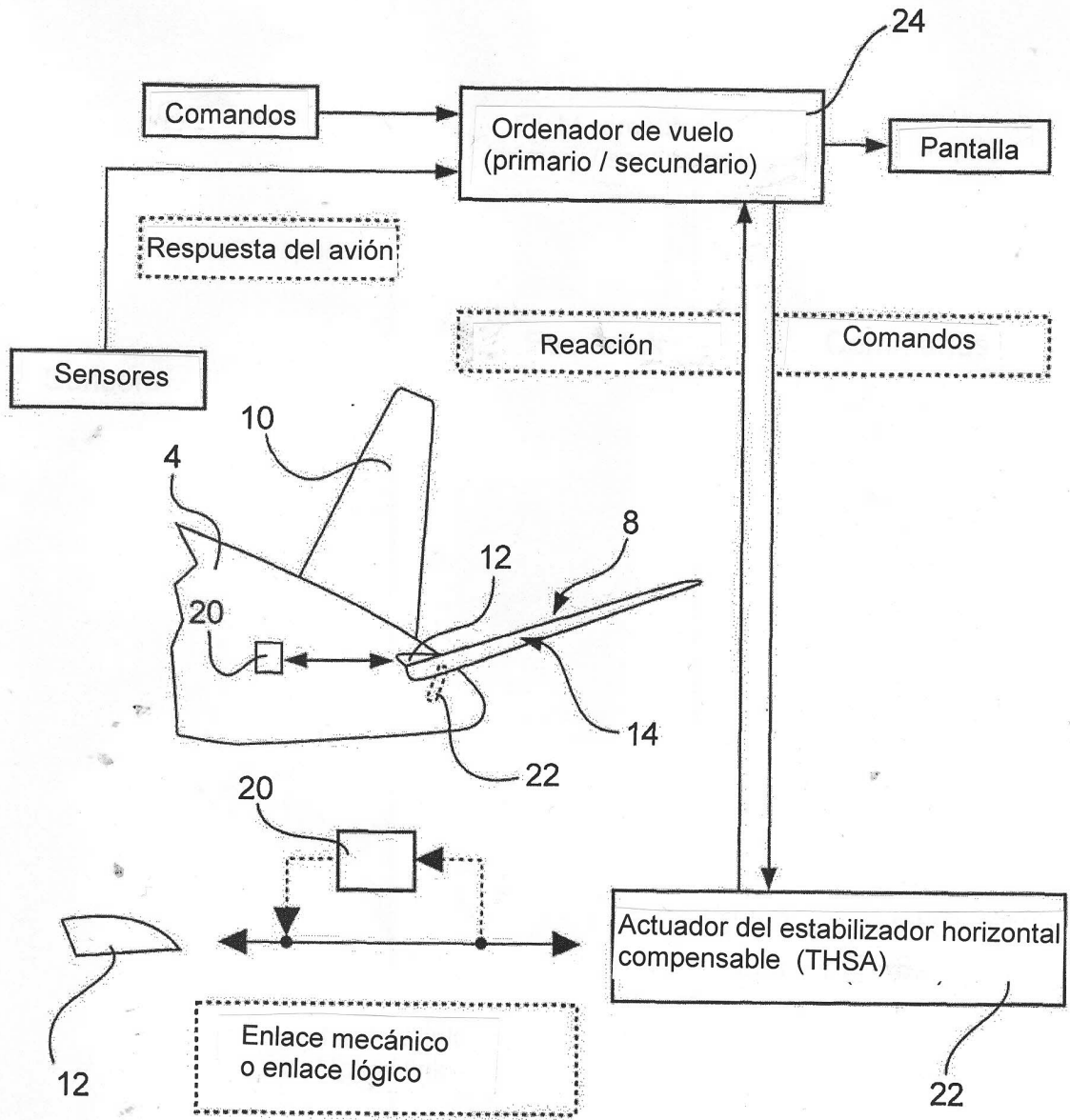


Fig. 3

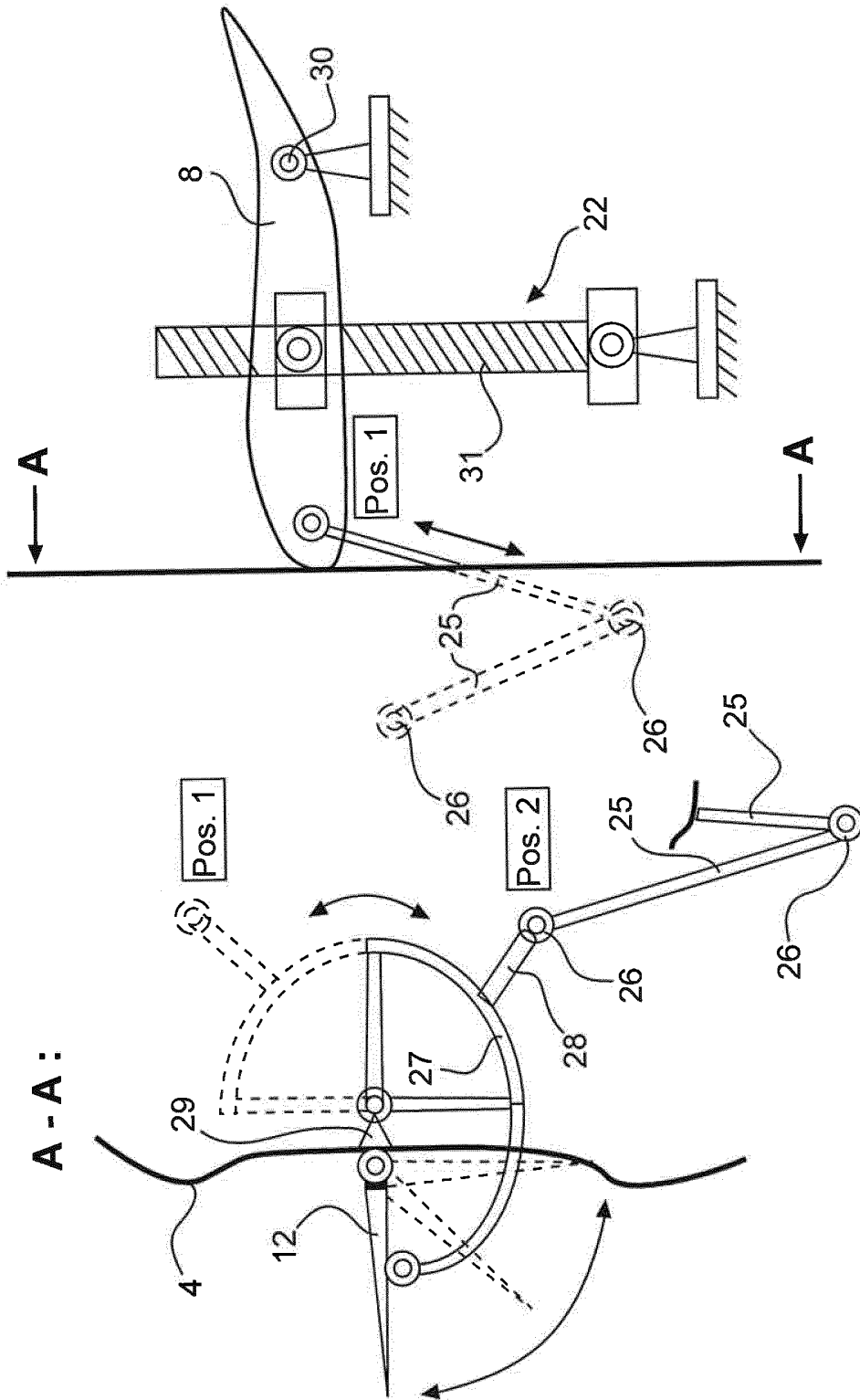


Fig. 4