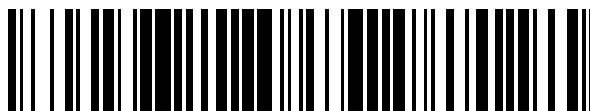


19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 387 365**

21 Número de solicitud: 200931185

51 Int. Cl.:

B64C 5/14

(2006.01)

12

SOLICITUD DE PATENTE

A1

22 Fecha de presentación: **17.12.2009**

43 Fecha de publicación de la solicitud: **20.09.2012**

43 Fecha de publicación del folleto de la solicitud:
20.09.2012

71 Solicitante/s:

**AIRBUS OPERATIONS, S.L.
AV. JOHN LENNON S/N
28906 GETAFE, Madrid, ES**

72 Inventor/es:

LLAMAS SANDÍN, RAÚL CARLOS

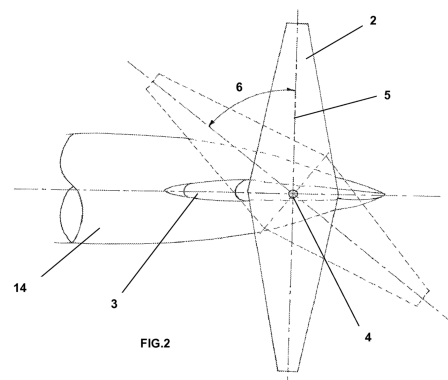
74 Agente/Representante:

de Elzaburu Márquez, Alberto

54 Título: **SUPERFICIE ESTABILIZADORA PIVOTANTE DE AERONAVE**

57 Resumen:

Estabilizador horizontal (2) de aeronave (1) que puede variar su ángulo de flecha (6) rotando alrededor de un eje sustancialmente vertical (4) con respecto a la dirección de vuelo de la aeronave (1) cuando la aeronave (1) se encuentra en vuelo a altas velocidades, próximas a la del sonido, estando dicho eje (4) contenido en el plano de simetría de la citada aeronave (1), siendo el citado estabilizador horizontal (2) único y estructuralmente continuo de modo que no transmite momento flector a la estructura del fuselaje (14) de la aeronave (1), lo cual le permite tener un peso reducido, tal que el estabilizador horizontal (2) gira de forma única y en un único sentido alrededor del eje (4) para conseguir el ángulo de flecha (6) requerido para el vuelo a altas velocidades.



ES 2 387 365 A1

DESCRIPCIÓN

SUPERFICIE ESTABILIZADORA PIVOTANTE DE AERONAVE

CAMPO DE LA INVENCION

5

La presente invención se refiere a una superficie estabilizadora de aeronave, en particular a un estabilizador horizontal pivotante en función de la velocidad de la aeronave.

10 **ANTECEDENTES DE LA INVENCION**

Las aeronaves actuales, que operan a velocidades cercanas a la velocidad del sonido, han de superar una serie de problemas asociados al vuelo a dicha velocidad. Así, a medida que la aeronave se aproxima a la velocidad del sonido, y debido al efecto de la compresibilidad del aire, tiene lugar un rápido aumento de la resistencia sobre la aeronave, a la vez que se produce una pérdida de sustentación de la misma y un cambio en su momento de cabeceo, el cual puede repercutir en su estabilidad y controlabilidad.

La velocidad crítica a la cual tienen lugar los efectos de compresibilidad anteriores aumenta, al tiempo que se minimizan los efectos adversos señalados, si las superficies sustentadoras y estabilizadoras de la aeronave se diseñan con un elevado ángulo de flecha. La flecha de las superficies sustentadoras y estabilizadoras de la aeronave, o inclinación de dichas superficies en la dirección del vuelo, es por tanto una característica de diseño de las aeronaves que vuelan a velocidades cercanas a las del sonido y está motivada por consideraciones aerodinámicas.

La ventaja aerodinámica de la flecha reside en que los efectos adversos de compresibilidad, producidos por la sobrevelocidad de la corriente sobre el perfil aerodinámico, que crecen con el espesor relativo de dicho perfil, están relacionados con la componente esencialmente perpendicular a la línea del 50% de la cuerda de la superficie de la corriente de aire incidente sobre la aeronave. Por tanto, para una velocidad de vuelo dada, un perfil de una superficie aerodinámica con un ángulo de flecha dado estará sujeto a efectos de

compresibilidad equivalentes a los de un perfil sin flecha pero con un perfil de espesor relativo igual al coseno del ángulo de flecha. Un mayor espesor relativo del perfil redundará en un peso estructural menor de la superficie sustentadora al disminuir los esfuerzos sobre los revestimientos producidos por las cargas aerodinámicas. No obstante, en el vuelo a alta velocidad, característico de las grandes aeronaves comerciales modernas, perfiles aerodinámicos con altos espesores relativos promueven los efectos adversos de la compresibilidad del aire, que pueden llegar a manifestarse como ondas de choque sobre dichos perfiles, con un incremento asociado de la resistencia aerodinámica y otros fenómenos adversos para el vuelo. Por tanto, la flecha de las superficies sustentadoras y estabilizadoras de aeronave sirve para alcanzar un compromiso de diseño entre el peso estructural de dichas superficies y el comportamiento aceptable de las mismas, en el vuelo a velocidades cercanas a las del sonido.

El primer avión construido para el vuelo a alta velocidad con un ángulo de flecha significativo fue el Junkers 287 en 1945. Entre otras características peculiares de este avión cabe destacar que el ángulo de flecha de las alas es negativo, es decir, las puntas de las alas están adelantadas en la dirección del vuelo con respecto al encastre, o unión de las alas con el fuselaje. Salvo muy contadas excepciones, como el MBB/HFB 320, el Grumman X-29 y el Sukhoi 47, todos ellos con alas de flecha negativa, la inmensa mayoría de los aviones de alta velocidad han sido construidos con alas de flecha positiva.

Los efectos del ángulo de flecha en las superficies sustentadoras son beneficiosos para el vuelo a alta velocidad, como se ha descrito anteriormente. Sin embargo, en las fases de vuelo a baja velocidad, en particular durante el despegue y ascenso inicial, así como en la aproximación final y aterrizaje, las superficies sustentadoras con elevados ángulos de flecha tienen mayor tendencia a la entrada en pérdida de sustentación a menores ángulos de ataque que para superficies sustentadoras sin flecha. Esto es un problema particularmente importante en el caso de las alas, que requieren de dispositivos complejos de alta sustentación, por ejemplo los llamados “flaps”, para mejorar las características aerodinámicas a baja velocidad. En el caso de los estabilizadores, la necesidad de incorporación de flecha para el vuelo a alta

velocidad redonda en menores eficiencias a baja velocidad que tienen que ser compensadas con una mayor área, y por tanto peso, de los citados estabilizadores. Adicionalmente, la flecha en los estabilizadores tiene el efecto de reducir el gradiente de fuerza de sustentación con el ángulo de ataque, lo que resta efectividad como superficie estabilizadora al producir ésta menos fuerza para un ángulo dado de perturbación aerodinámica.

Se conocen diseños de aeronaves con superficies sustentadoras (alas) de elevada flecha positiva (de hasta 60°), y con espesores relativos no superiores a 0,06/1. Estos diseños son apropiados para el vuelo de la aeronave a velocidades cercanas y superiores a la del sonido, pero plantean problemas en el vuelo a baja velocidad requerido, por ejemplo, para el despegue y el aterrizaje de la aeronave. Así, aeronaves diseñadas con elevados ángulos de flecha para el vuelo a velocidades elevadas, cercanas a la del sonido, tendrían que aterrizar o despegar a velocidades muy superiores a las de la misma aeronave, pero diseñada con superficies sustentadoras (alas) convencionales, sin flecha, o bien tendrían que tener superficies sustentadoras (alas) de un espesor relativo muy elevado, con el consiguiente aumento del peso y de la resistencia de la aeronave.

Debido a que, según se ha comentado, las características requeridas para los perfiles de superficies sustentadoras (alas) de aeronave para elevada velocidad son contrarios a aquellos requeridos para velocidades bajas, se conocen diseños de aeronave en los cuales la flecha de las superficies sustentadoras es variable, en función de la velocidad de la citada aeronave, como es el caso, por ejemplo, de los documentos US 4569493 y US 5984231.

Un pequeño número de aviones han hecho uso del concepto de flecha variable en las alas, generalmente implementado de manera que cada semi-ala puede pivotar de manera independiente, pero simultánea, respecto del fuselaje, variando su ángulo de flecha según la condición de vuelo. Este concepto se ha usado en aviones militares como el Grumman F-14, el General-Dynamics F-111, Panavia Tornado, Mig-23, Mig-27 etc... así como en algún diseño civil, como el Boeing SST 2707, cancelado antes de ser construido.

Sin embargo, en muy raras ocasiones se ha utilizado el concepto descrito de flecha variable en superficies estabilizadoras de aeronave, como en el Tupolev 144, donde la superficie estabilizadora horizontal está situada en la parte delantera del fuselaje por delante de las superficies sustentadoras principales (configuración tipo *canard*) y es además de geometría variable. En algunas configuraciones de aeronaves en las cuales la flecha de las superficies sustentadoras es variable, como por ejemplo las descritas en los documentos US 4569493 y US 5984231, las superficies estabilizadoras o superficies de control varían su flecha junto con la de las superficies sustentadoras, al estar estas superficies estabilizadoras dispuestas en las anteriores, moviéndose conjuntamente con éstas. El problema de esta configuración es que las superficies de control son menos eficientes aerodinámicamente, por lo que han de tener un mayor tamaño, lo cual repercute negativamente en el peso de la aeronave. Por otro lado, estas superficies de control poseen limitaciones geométricas impuestas por el ángulo de flecha fijo de las superficies sustentadoras sobre las que están dispuestas.

Según la configuración de aeronave descrita en el documento GB 664,058, que se considera el documento más cercano de la técnica anterior, dicha aeronave comprende superficies sustentadoras (alas) de flecha variable, además de comprender unas superficies estabilizadoras de cola de flecha también variable, para aumentar la sustentación de cola de la citada aeronave, de tal modo que el ángulo de flecha que adoptan dichas superficies estabilizadoras de cola es en el mismo sentido y aproximadamente en la misma magnitud que el que adoptan las superficies sustentadoras o alas. Con la configuración en flecha variable anterior, la aeronave es capaz de adecuarse a los requerimientos necesarios y contrapuestos para el vuelo a alta y a baja velocidad. Sin embargo, una configuración de este tipo plantea inconvenientes en cuanto a que cada una de las superficies estabilizadoras de cola transmite momentos flectores al punto de cogida sobre el fuselaje de la aeronave en el que están dispuestas. Así, el fuselaje ha de soportar momentos flectores muy elevados, con lo que ha de diseñarse de forma que sea lo suficientemente resistente para soportar los anteriores, lo que hace que el peso de la aeronave

sea elevado, siendo ésta una característica especialmente crítica para aeronaves. Además, el mecanismo que hace girar a cada superficie estabilizadora de cola es muy complejo.

Una manera alternativa de obtener una configuración de superficie sustentadora de flecha variable consiste en hacer pivotar el ala completa respecto del fuselaje alrededor de un eje vertical. Esta configuración se conoce como ala oblicua y sólo se ha empleado experimentalmente en un avión a escala real en el caso del NASA Dryden D-1. No se conoce, sin embargo el uso de superficies estabilizadoras horizontales con flecha variable con la configuración pivotante a la manera de ala oblicua en ningún avión, incluidos los mencionados anteriormente con alas de flecha variable.

De la descripción de los efectos favorables y adversos del ángulo de flecha en las superficies sustentadoras y, en particular, en las superficies estabilizadoras, se desprende que el ángulo de flecha es deseable para el vuelo a alta velocidad, pero reduce la efectividad de los estabilizadores a baja velocidad. Por tanto, sería deseable poder configurar la flecha óptima de los estabilizadores para cada fase de vuelo, en función de la velocidad de vuelo de la aeronave, sin incurrir en la complejidad y el peso asociados a las soluciones conocidas de mecanismos de variación de flecha.

La presente invención está orientada a solucionar los problemas anteriormente mencionados.

SUMARIO DE LA INVENCION

Así, la presente invención se refiere al campo de las superficies estabilizadoras de las aeronaves, desarrollando en particular una configuración de estabilizador horizontal que tiene un único ángulo de flecha variable. Los efectos ventajosos que proporciona el ángulo de flecha en las superficies estabilizadoras, según lo que se ha citado anteriormente, se obtienen tanto para ángulos de flecha positivos (estando las puntas de las superficies estabilizadoras retrasadas con respecto al encastre de las mismas), como para ángulos de flecha negativos (estando las puntas de las superficies

estabilizadoras adelantadas con respecto al encastre de las mismas). Así, el estabilizador horizontal de la invención comprende un mecanismo que le permite rotar o pivotar en su totalidad alrededor de un eje vertical con respecto a la dirección de vuelo de la aeronave y contenido en el plano de simetría de la aeronave, pudiendo así variar su ángulo de flecha cuando la aeronave se encuentra en vuelo a altas velocidades.

Adicionalmente, el estabilizador horizontal completo puede girar mediante el mecanismo anterior alrededor de un eje esencialmente horizontal y perpendicular al plano de simetría de la aeronave cuando el dicho estabilizador horizontal está en configuración de flecha cero (casos de despegue y aterrizaje, fundamentalmente) y que se llamará en lo sucesivo "eje de referencia longitudinal del estabilizador", de manera que se puede variar su ángulo de ataque aerodinámico para efectuar su función de estabilizador y superficie de control de la aeronave en estos casos.

El mecanismo de la configuración de estabilizador horizontal de la invención permite simultáneamente los giros del citado estabilizador alrededor de un eje vertical con respecto a la dirección de vuelo de la aeronave, y alrededor del eje de referencia longitudinal del estabilizador.

En una realización de la presente invención, la conexión estructural del estabilizador horizontal a la aeronave se realiza sobre el estabilizador vertical, de manera que el eje de giro vertical está alojado en un herraje que comprende unos rodamientos, siendo dicho herraje solidario con el citado estabilizador vertical.

En otra realización de la presente invención, la conexión estructural del estabilizador horizontal a la aeronave se realiza en el fuselaje, para lo que se efectúa una apertura en dicho fuselaje que permite los giros del estabilizador horizontal alrededor del eje vertical y alrededor del eje de referencia longitudinal del estabilizador.

La configuración del estabilizador horizontal de la invención tiene como ventaja principal respecto de las configuraciones conocidas en las que el estabilizador horizontal tiene una flecha fija, que se obtiene una mayor eficiencia como superficie estabilizadora a baja velocidad cuando el ángulo de flecha es

cero, principalmente en el despegue y aterrizaje de la aeronave, de manera que el aire incide perpendicularmente al eje de referencia longitudinal del estabilizador. En esta configuración, la variación de la sustentación con cada grado de incremento de ángulo de ataque aerodinámico, o eficiencia de la superficie estabilizadora, es la máxima posible para la superficie estabilizadora dada, en función de su forma en planta. Por tanto, en este caso, la fuerza aerodinámica restauradora de una perturbación longitudinal del avión es la óptima para la forma en planta dada, lo que permite teóricamente reducir la superficie total de la superficie de estabilizadora respecto de una superficie estabilizadora equivalente en términos aerodinámicos pero con una flecha fija, determinada generalmente por criterios de vuelo a alta velocidad.

Para el vuelo a alta velocidad, donde el ángulo de flecha debe aumentar para evitar efectos de compresibilidad, la superficie estabilizadora de la presente invención rotará alrededor de su eje vertical hasta el ángulo de flecha requerido. En esta condición de vuelo, debido a la mayor presión dinámica del aire, no es necesaria tanta eficiencia como superficie estabilizadora (variación de la sustentación con cada grado de incremento de ángulo de ataque aerodinámico) como a baja velocidad. Por tanto, la configuración de superficie estabilizadora pivotante u oblicua de la presente invención permite optimizar la superficie total de la superficie estabilizadora sin tener que resolver una situación de compromiso debida a la elección del ángulo de flecha como en la configuración conocida en las que el estabilizador horizontal tiene una flecha fija.

Asimismo, la configuración de estabilizador horizontal de la invención permite el giro del estabilizador alrededor de su eje de referencia longitudinal para efectuar su función de superficie de control, a diferencia de la configuración conocida de superficie estabilizadora de flecha fija, en la que la función de control se efectúa mediante el giro de las superficies de control y no del estabilizador completo debido precisamente a las limitaciones geométricas que impone el ángulo de flecha fijo y al mayor tamaño de la superficie de control por ser ésta menos eficiente aerodinámicamente. La función de trimado o equilibrado aerodinámico de la aeronave en vuelo, propia de las superficies estabilizadoras horizontales, se realiza también mediante el giro del estabilizador

horizontal de la presente invención alrededor de su eje de referencia longitudinal.

Además, el mecanismo del estabilizador horizontal de la invención que le permite rotar en su totalidad tanto alrededor del eje vertical como alrededor del eje de referencia longitudinal, es un mecanismo de poca complejidad, especialmente si se compara con los mecanismos utilizados en las configuraciones de flecha variable en los que las superficies de cada lado pivotan independientemente.

En esencia, las principales características del estabilizador horizontal de la invención, con respecto a los documentos de la técnica anterior conocidos, y, en particular, con respecto a aquél considerado como técnica anterior más cercana, son las que se citan a continuación:

- el estabilizador horizontal de la invención es único y estructuralmente continuo a lo largo de su envergadura, lo que le permite tener un peso más reducido con respecto a los estabilizadores horizontales conocidos (que son segmentados), gracias a la reducción de las cargas que el citado estabilizador horizontal transmite al fuselaje de la aeronave, dado que el momento flector producido por las cargas aerodinámicas se equilibra internamente en la propia estructura del estabilizador y no se transmite al fuselaje;
- el estabilizador horizontal de la invención gira con un ángulo de flecha único en un solo sentido, respecto al eje vertical, lo cual es consecuencia del diseño estructural continuo del mismo: aerodinámicamente, lo importante es el valor absoluto del ángulo de flecha, independientemente de que dicho ángulo de flecha sea positivo o negativo, y de que se obtenga mediante un estabilizador continuo como el de la invención o mediante partes segmentadas de un estabilizador, como ocurre en los de la técnica conocida; sin embargo, el diseño del estabilizador de la invención, al tiempo que obtiene análogas ventajas aerodinámicas que los estabilizadores conocidos, supone una

gran ventaja frente a los mismos gracias a la disminución en peso y a la simplicidad del mecanismo que le permite girar;

5 - el mecanismo que hace girar al estabilizador horizontal de la invención es de una elevada simplicidad mecánica, con respecto a los necesarios en la técnica anterior conocida, comprendiendo dos ejes esencialmente perpendiculares entre sí que sólo transmiten fuerzas al fuselaje de la aeronave y no momentos flectores, lo cual redunda nuevamente en la reducción en peso del estabilizador de la invención.

10

Otras características y ventajas de la presente invención se desprenderán de la descripción detallada que sigue de una realización ilustrativa de su objeto en relación con las figuras que se acompañan.

15 **DESCRIPCION DE LAS FIGURAS**

La Figura 1 muestra una vista esquemática en perspectiva de una aeronave que comprende una superficie estabilizadora pivotante según una primera realización de la presente invención.

20

La Figura 2 muestra una vista esquemática en planta de la parte posterior de una aeronave que comprende una superficie estabilizadora pivotante según una primera realización de la presente invención.

25

La Figura 3 representa una vista detallada en perspectiva del mecanismo que permite el giro alrededor de un eje vertical y el giro alrededor del eje de referencia longitudinal de una superficie estabilizadora pivotante según una primera realización de la presente invención.

30

La Figura 4 muestra una vista esquemática en perspectiva de la parte posterior de una aeronave que comprende una superficie estabilizadora pivotante según una segunda realización de la presente invención.

DESCRIPCION DETALLADA DE LA INVENCION

La presente invención desarrolla una configuración de estabilizador horizontal 2 de aeronave 1 que tiene un único ángulo de flecha 6 variable. Así, el estabilizador horizontal 2 de la invención comprende un mecanismo 10 que le permite rotar o pivotar en su totalidad alrededor de un eje vertical 4 con respecto a la dirección de vuelo de la aeronave 1 y contenido en el plano de simetría de la citada aeronave 1, pudiendo así variar su ángulo de flecha 6 cuando la aeronave 1 se encuentra en vuelo a altas velocidades, próximas a la del sonido.

Adicionalmente, el estabilizador horizontal 2 completo puede girar mediante el mecanismo 10 anterior alrededor de un eje esencialmente horizontal y perpendicular tanto al plano de simetría de la aeronave como al eje vertical 4 cuando el dicho estabilizador horizontal 2 está en configuración de flecha cero (casos de despegue y aterrizaje, fundamentalmente) y que se llamará en lo sucesivo “eje de referencia longitudinal 5 del estabilizador 2”, de manera que se puede variar el ángulo de ataque aerodinámico del estabilizador horizontal 2 para que efectúe su función de estabilizador y superficie de control de la aeronave en los casos citados.

El mecanismo 10 de la configuración de estabilizador horizontal 2 de la invención permite simultáneamente los giros del citado estabilizador 2 alrededor del eje vertical 4 con respecto a la dirección de vuelo de la aeronave 1, y alrededor del eje de referencia longitudinal 5 del estabilizador 2.

En una realización de la presente invención, la conexión estructural del estabilizador horizontal 2 a la aeronave se realiza sobre el estabilizador vertical 3, de manera que el eje de giro vertical 4 está alojado en un herraje 11 que comprende unos rodamientos 12, siendo dicho herraje 11 solidario con el citado estabilizador vertical 3.

En otra realización de la presente invención, la conexión estructural del estabilizador horizontal 2 a la aeronave 1 se realiza directamente en el fuselaje 14 de la aeronave, para lo que se efectúa una apertura 13 en dicho fuselaje que permite los giros del estabilizador horizontal 2 alrededor del eje vertical 4 y alrededor del eje de referencia longitudinal 5 del estabilizador 2.

En la configuración del estabilizador horizontal 2 de la invención, según cualquiera de las realizaciones anteriores, se obtiene una mayor eficiencia como

superficie estabilizadora a baja velocidad cuando el ángulo de flecha 6 es cero (despegue y aterrizaje de la aeronave 1) al incidir el aire perpendicularmente al eje de referencia longitudinal 5 del citado estabilizador 2.

5 Para el vuelo a alta velocidad, donde el ángulo de flecha 6 debe aumentar para evitar efectos de compresibilidad, la superficie estabilizadora 2 de la invención rota alrededor de su eje vertical 4 hasta el ángulo de flecha 6 requerido. En esta condición de vuelo, debido a la mayor presión dinámica del aire, no es necesaria tanta eficiencia como superficie estabilizadora de la citada superficie 2 como a baja velocidad.

10 Además, la configuración de estabilizador horizontal 2 de la invención permite el giro del citado estabilizador 2 alrededor de su eje de referencia longitudinal 5 para efectuar su función de superficie de control. La función de trimado o equilibrado aerodinámico de la aeronave 1 en vuelo, propia de las superficies estabilizadoras, se realiza de este modo mediante el giro del
15 estabilizador horizontal 2 alrededor de su eje de referencia longitudinal 5.

El mecanismo 10 del estabilizador horizontal 2, que le permite rotar en su totalidad tanto alrededor del eje vertical 4 como alrededor del eje de referencia longitudinal 5, es un mecanismo similar a los utilizados actualmente en aplicaciones aeronáuticas, según se ha descrito.

20 Así, las principales ventajas del estabilizador horizontal 2 de la invención se pueden resumir de la siguiente manera:

- el estabilizador horizontal 2 es único y estructuralmente continuo, lo que le permite tener un peso más reducido que los estabilizadores de flecha variable conocidos, gracias a la
25 reducción de las cargas que el citado estabilizador horizontal 2 transmite a la estructura del fuselaje 14 de la aeronave 1;
- el estabilizador horizontal 2 gira con un ángulo de flecha 6 único y en un solo sentido, respecto al eje vertical 4, lo cual es consecuencia del diseño estructural continuo del estabilizador 2:
30 a efectos aerodinámicos, lo relevante es el valor absoluto del ángulo de flecha 6, como se ha demostrado mediante ensayos en túnel de viento y se ha reflejado en la literatura técnica,

- independientemente de que dicho ángulo de flecha sea positivo o negativo y de que se obtenga mediante un estabilizador 2 continuo o mediante partes segmentadas de un estabilizador, como ocurre en los estabilizadores de la técnica conocida; sin embargo, el diseño del estabilizador 2 de la invención, al tiempo que obtiene análogas ventajas aerodinámicas que los estabilizadores conocidos, supone una gran ventaja frente a los mismos gracias a la disminución en peso y a la simplicidad del mecanismo 10 que le permite girar;
- 5
- 10 - el mecanismo 10 que hace girar al estabilizador horizontal de la invención es de una elevada simplicidad mecánica, con respecto a los necesarios en la técnica anterior conocida, comprendiendo dos ejes esencialmente perpendiculares entre sí, de modo que el citado eje de referencia longitudinal 5 gira alrededor del eje vertical 4 al variar el ángulo de flecha 6 del estabilizador 2 mediante la actuación del mecanismo 10, en los casos en que el estabilizador 2 realiza la función de variación de ángulo de flecha 6, tal que el mecanismo 10 sólo transmite las fuerzas y momentos aerodinámicos e inerciales al fuselaje 14 de la aeronave 1, pero no transmite momentos flectores internos al estabilizador 2, por ser dicho estabilizador 2 continuo estructuralmente a lo largo de su envergadura, lo cual permite reducir el peso de dicho estabilizador y del fuselaje.
- 15
- 20
- 25 En las realizaciones que acabamos de describir pueden introducirse aquellas modificaciones comprendidas dentro del alcance definido por las siguientes reivindicaciones.

REIVINDICACIONES

1. Estabilizador horizontal (2) de aeronave (1) que puede variar su ángulo de flecha (6) rotando alrededor de un eje sustancialmente vertical (4) con respecto a la dirección de vuelo de la aeronave (1) cuando la aeronave (1) se encuentra en vuelo a altas velocidades, próximas a la del sonido, estando dicho eje (4) contenido en el plano de simetría de la citada aeronave (1), caracterizado porque el citado estabilizador horizontal (2) es único y estructuralmente continuo de modo que no transmite momento flector a la estructura del fuselaje (14) de la aeronave (1), lo cual le permite tener un peso reducido, tal que el estabilizador horizontal (2) gira de forma única y en un único sentido alrededor del eje (4) para conseguir el ángulo de flecha (6) requerido para el vuelo a altas velocidades.
2. Estabilizador horizontal (2) según la reivindicación 1 que puede girar también alrededor de un eje de referencia longitudinal (5), siendo este eje (5) esencialmente horizontal y perpendicular tanto al plano de simetría de la aeronave (1) como al eje vertical (4), en casos en que el citado estabilizador horizontal (2) está en configuración de ángulo de flecha (6) cero, variándose de este modo el ángulo de ataque aerodinámico de dicho estabilizador horizontal (2) para que efectúe su función de estabilizador y superficie de control de la aeronave (1) en los casos mencionados.
3. Estabilizador horizontal (2) según cualquiera de las reivindicaciones anteriores que comprende un mecanismo (10) que permite que dicho estabilizador (2) realice tanto el giro alrededor del eje (4) en la función de variación de ángulo de flecha (6) como el giro alrededor del eje de referencia longitudinal (5) en la función de superficie estabilizadora de control, comprendiendo el citado mecanismo (10) dos ejes esencialmente perpendiculares entre sí, de modo que el citado eje de referencia longitudinal (5) gira alrededor del eje vertical (4) al variar el ángulo de flecha (6) del estabilizador horizontal (2) mediante la actuación del mecanismo (10), en los casos en que el

estabilizador horizontal (2) realiza la función de variación de ángulo de flecha (6).

4. Estabilizador horizontal (2) según la reivindicación 3 en el que el mecanismo (10) sólo transmite las fuerzas y momentos aerodinámicos e inerciales al fuselaje (14) de la aeronave (1), no transmitiéndose momentos flectores internos al estabilizador (2) por ser dicho estabilizador (2) continuo estructuralmente a lo largo de su envergadura.

5. Estabilizador horizontal (2) según cualquiera de las reivindicaciones 1 a 4, en el que la conexión estructural del estabilizador horizontal (2) a la aeronave (1) se realiza directamente sobre el fuselaje de la aeronave (14).

6. Estabilizador horizontal (2) según la reivindicación 5 en el que se efectúa una apertura (13) en el fuselaje (14) que permite los giros del estabilizador horizontal (2) alrededor del eje vertical (4) y alrededor del eje de referencia longitudinal (5) del citado estabilizador (2).

7. Estabilizador horizontal (2) según cualquiera de las reivindicaciones 1 a 4, en el que la conexión estructural del estabilizador horizontal (2) a la aeronave (1) se realiza sobre el estabilizador vertical (3) de la citada aeronave (1).

8. Estabilizador horizontal (2) según la reivindicación 7 en el que el eje de giro vertical (4) está alojado en un herraje (11) que comprende unos rodamientos (12), siendo dicho herraje (11) solidario con el citado estabilizador vertical (3).

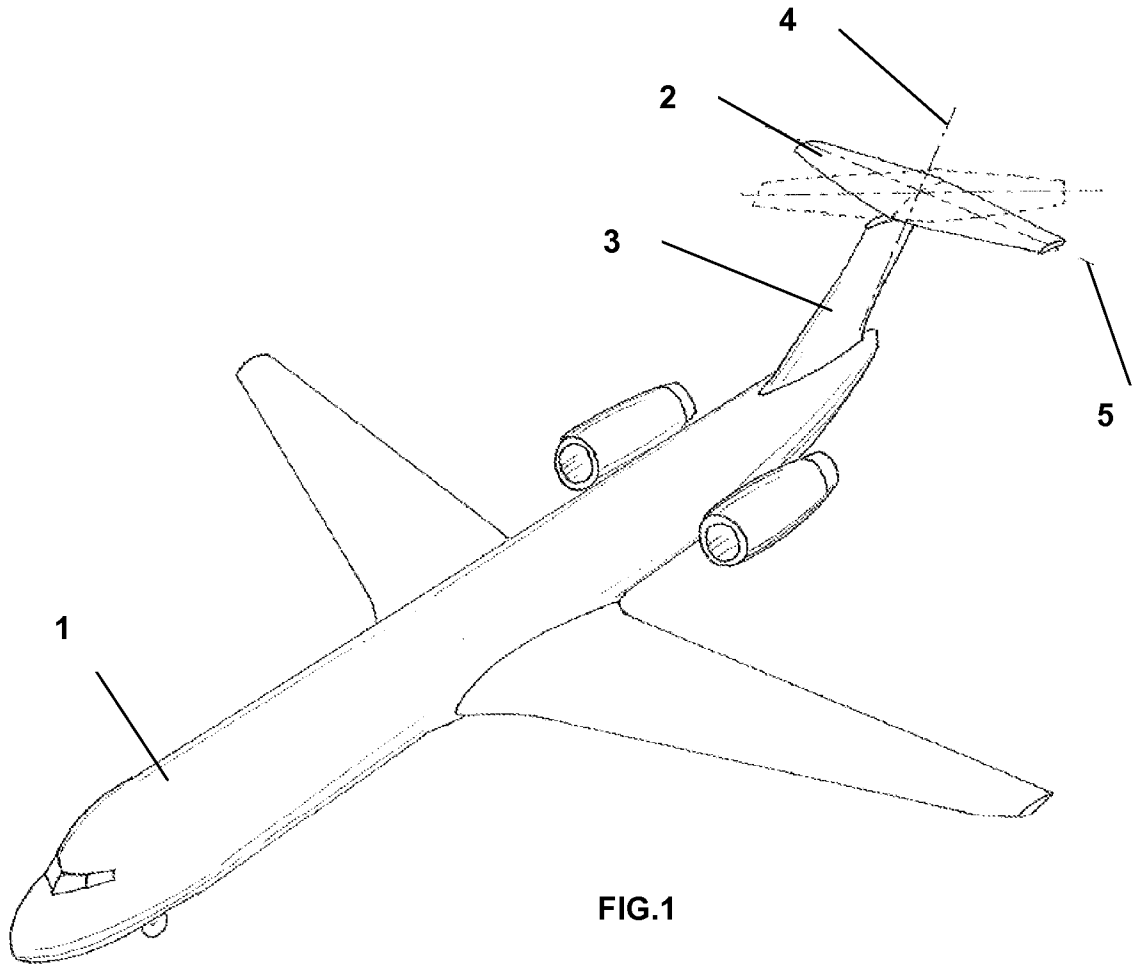
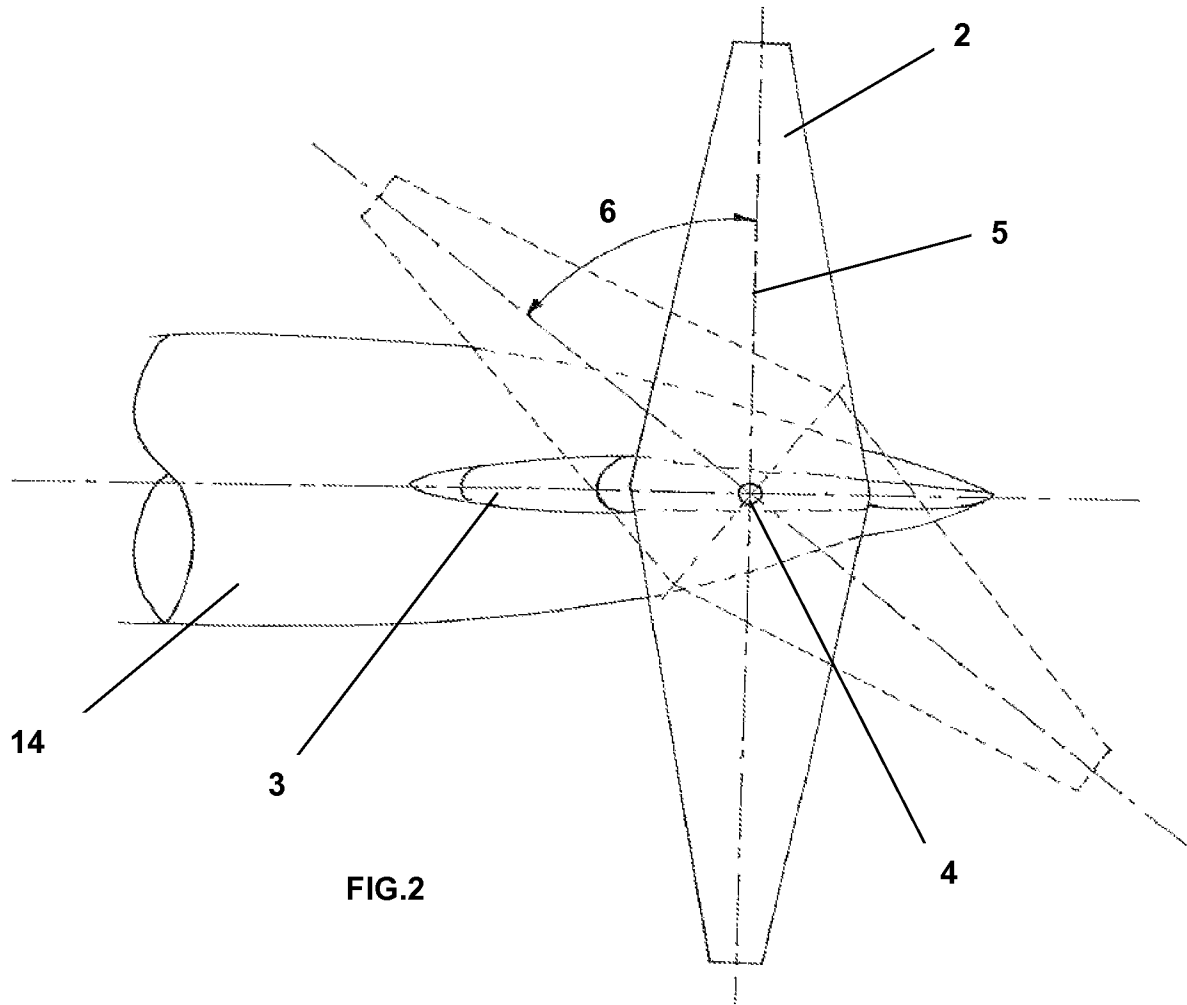
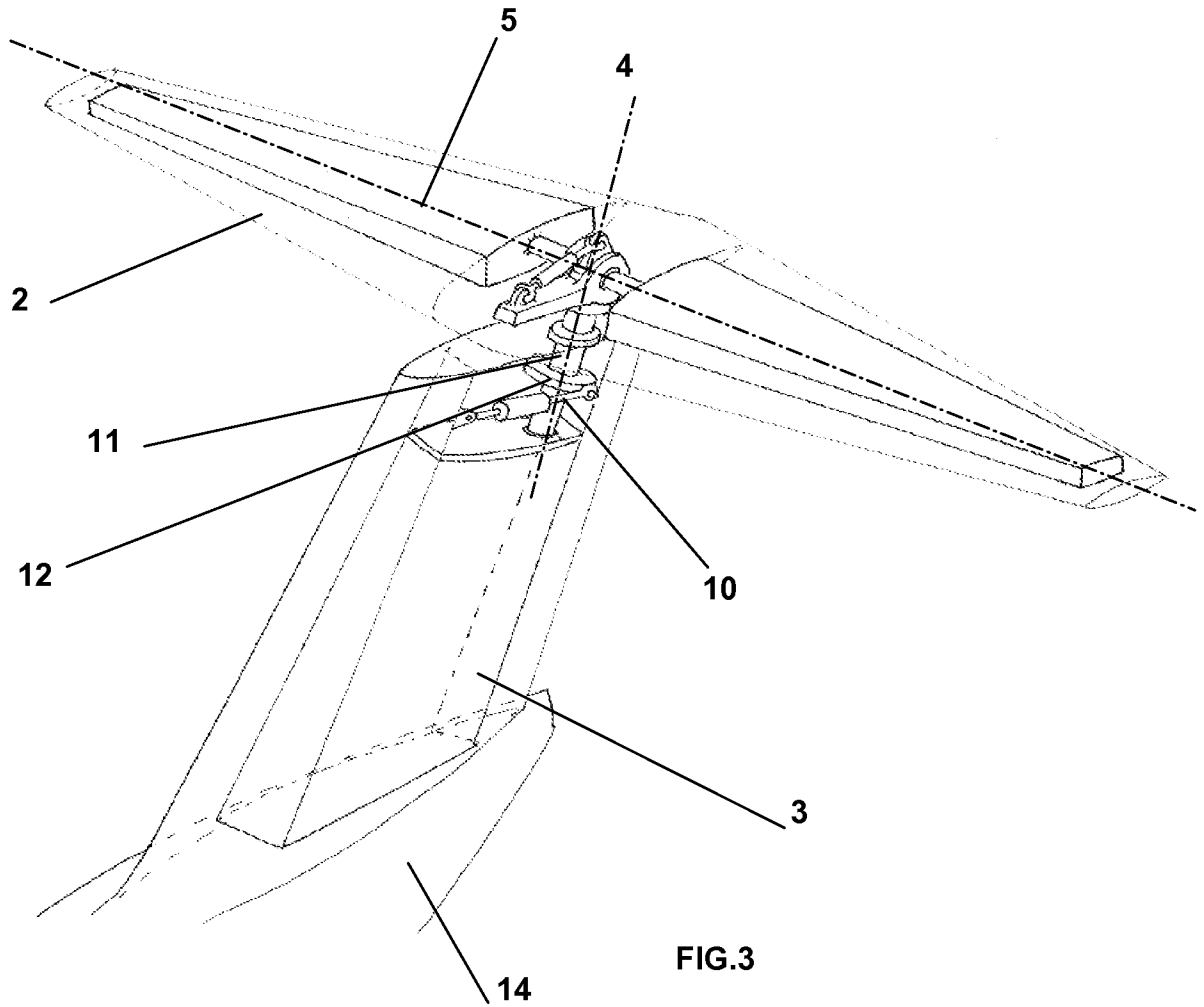
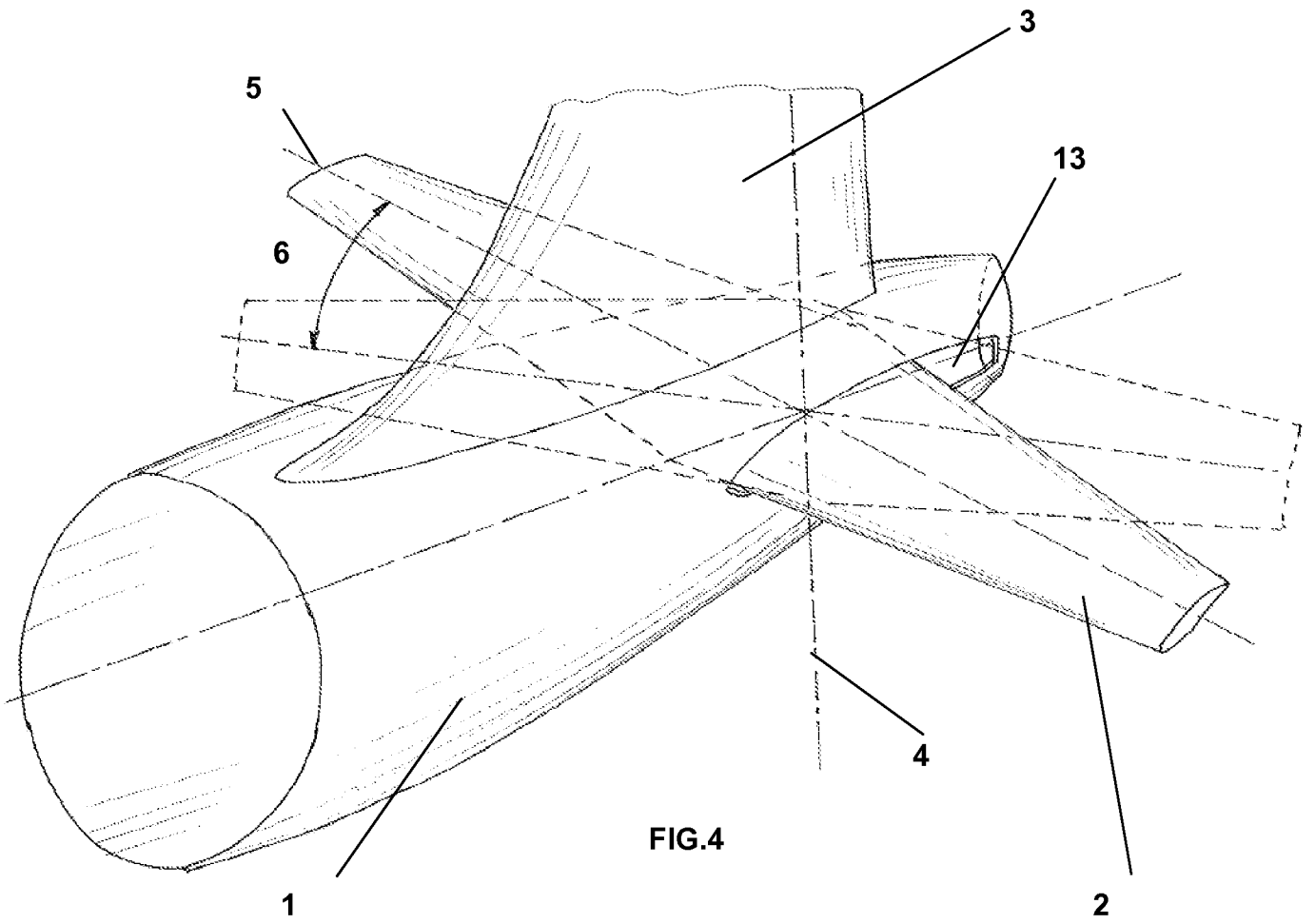


FIG.1









OFICINA ESPAÑOLA
DE PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA

②① N.º solicitud: 200931185

②② Fecha de presentación de la solicitud: 17.12.2009

③② Fecha de prioridad:

INFORME SOBRE EL ESTADO DE LA TÉCNICA

⑤① Int. Cl.: **B64C5/14** (2006.01)

DOCUMENTOS RELEVANTES

Categoría	⑤⑥ Documentos citados	Reivindicaciones afectadas
X	US 5992796 A (SMITH) 30/11/1999; columna 4, líneas 51 - 62; columna 5, líneas 21 - 36; columna 7, línea 59 - columna 8, línea 14; columna 8, líneas 40 - 65; figuras 1 - 2, 10, 13 - 14.	1-5
X	US 3971535 A (JONES) 27/07/1976; columna 7, línea 29 - columna 8, línea 51; figuras 2, 5.	1, 7-8
X	US 3737121 A (JONES) 05/06/1973; columna 4, línea 26 - columna 5, línea 49; figuras 1 - 5.	1, 7-8
X	DE 2426061 A1 (VEREINIGTE FLUGTECHNISCHE WERKE-FOKKER) 18/12/1975; página 4, líneas 12 - 19; figura 3.	1, 7
A	FR 435033 A (FAURITE) 20/02/1912.	
A	US 2160089 A (SCHAIRER) 30/05/1939.	

Categoría de los documentos citados

X: de particular relevancia

Y: de particular relevancia combinado con otro/s de la misma categoría

A: refleja el estado de la técnica

O: referido a divulgación no escrita

P: publicado entre la fecha de prioridad y la de presentación de la solicitud

E: documento anterior, pero publicado después de la fecha de presentación de la solicitud

El presente informe ha sido realizado

para todas las reivindicaciones

para las reivindicaciones nº:

Fecha de realización del informe
06.09.2012

Examinador
L. J. Dueñas Campo

Página
1/5

Documentación mínima buscada (sistema de clasificación seguido de los símbolos de clasificación)

B64C

Bases de datos electrónicas consultadas durante la búsqueda (nombre de la base de datos y, si es posible, términos de búsqueda utilizados)

EPODOC

Fecha de realización de la opinión escrita: 06.09.2012

Declaración

Novedad (Art. 6.1 LP 11/1986)	Reivindicaciones 1-8	SÍ
	Reivindicaciones	NO
Actividad inventiva (Art. 8.1 LP11/1986)	Reivindicaciones 6	SÍ
	Reivindicaciones 1-5, 7-8	NO

Se considera que la solicitud cumple con el requisito de aplicación industrial. Este requisito fue evaluado durante la fase de examen formal y técnico de la solicitud (Artículo 31.2 Ley 11/1986).

Base de la opinión.

La presente opinión se ha realizado sobre la base de la solicitud de patente tal y como se publica.

1. Documentos considerados.

A continuación se relacionan los documentos pertenecientes al estado de la técnica tomados en consideración para la realización de esta opinión.

Documento	Número de publicación o identificación	Fecha de publicación
D01	US 5992796 A (SMITH)	30.11.1999
D02	US 3971535 A (JONES)	27.07.1976
D03	US 3737121 A (JONES)	05.06.1973
D04	DE 2426061 A1 (VEREINIGTE FLUGTECHNISCHE WERKE- FOKKER)	18.12.1975
D05	FR 435033 A (FAURITE)	20.02.1912
D06	US 2160089 A (SCHAIRER)	30.05.1939

2. Declaración motivada según los artículos 29.6 y 29.7 del Reglamento de ejecución de la Ley 11/1986, de 20 de marzo, de Patentes sobre la novedad y la actividad inventiva; citas y explicaciones en apoyo de esta declaración

La solicitud de invención presentada contiene una reivindicación principal o independiente de aparato y siete reivindicaciones más dependientes de la anterior. Dicha invención define como objeto técnico de la misma, según se expresa en las primeras líneas de la reivindicación principal, un estabilizador horizontal; dicho objeto técnico se centra funcionalmente o como aplicación, según se continúa en el preámbulo de dicha reivindicación principal, en el campo de las aeronaves. Igualmente, y como establece el solicitante en el preámbulo de dicha reivindicación principal, la invención incluye como parte del estado de la técnica de dicho campo tecnológico el que dicho estabilizador horizontal pueda variar su ángulo de flecha rotando alrededor de un eje sustancialmente vertical, perpendicular a la dirección de vuelo y contenido en el plano de simetría de la aeronave. La parte esencial de la invención que destaca el solicitante como novedosa frente al estado de la técnica de cara a resolver el problema técnico planteado y, por tanto, las características técnicas substanciales del aparato que de manera necesaria o suficiente afrontan dicho problema técnico, establecidas según el solicitante en la parte caracterizadora de la reivindicación independiente, comprende el que el citado estabilizador horizontal es único y estructuralmente continuo, y que éste gira de forma única y en un único sentido. También incluye el que no transmite momento flector a la estructura del fuselaje y el que tiene un peso reducido, pero éstos son problemas a resolver u objetivos a conseguir, por lo que no añaden características técnicas a la reivindicación principal.

El documento D01 se considera el estado de la técnica más próximo. Este documento estadounidense, que forma parte del mismo sector técnico, presenta una aeronave para vuelo supersónico que añade un ala secundaria o tipo canard en la parte delantera del fuselaje. Dicho canard puede recogerse y desplegarse como un todo girando respecto de un eje de modo similar al de la solicitud, para conferir sustentación, estabilidad y control de vuelo (ver fig. 2 y texto relacionado). Esta misma configuración aparece como estabilizador horizontal en las figuras 13 y 14. También se muestra en la fig. 10 un mecanismo para la variación del ángulo de incidencia. El documento D01 es, por tanto, relevante en lo que concierne a esta reivindicación 1.

El documento D02 está también bastante relacionado con la solicitud de invención presentada y también forma parte del mismo sector tecnológico. Se trata de un documento estadounidense y muestra un estabilizador similar al del documento D01, en el que también se muestra el mecanismo de giro para la variación del ángulo de flecha mediante un eje con placas y rodamientos asociados. El documento D02 es también, por tanto, relevante en lo que concierne a esta reivindicación 1. Por otra parte, estos dos documentos pueden interesar de modo inherente en una afectación de la actividad subyacente en el objeto técnico que se identifica a partir de las características técnicas substanciales del aparato, presentadas en las reivindicaciones dependientes señaladas en el informe sobre el estado de la técnica. Así, las reivindicaciones dependientes 2-5, 7-8 podrían encontrarse descritas en alguno de los documentos citados, al menos en sus características técnicas esenciales. Igualmente, y no tomando en consideración aquellas características técnicas estimadas como ampliamente conocidas en el estado de la técnica o que pueden ser meras yuxtaposiciones de otras características de diseño propias del desarrollo o trabajo técnico normal y no inventivo de un experto en la materia, las reivindicaciones dependientes pueden presentar un reducido contenido de salto inventivo que fuera susceptible de ampliar o complementar el correspondiente de la reivindicación principal.

El documento D03 está también bastante relacionado con la solicitud de invención presentada y también forma parte del mismo sector tecnológico. Se trata de un documento estadounidense y muestra una configuración de aeronave a partir de dos fuselajes paralelos unidos por un ala y un estabilizador horizontal pivotantes en el sentido de la guiñada. Por tanto, el documento D03 es relevante en lo que concierne a esta reivindicación 1.

El documento D04 está también bastante relacionado con la solicitud de invención presentada y también forma parte del mismo sector tecnológico. Se trata de un documento alemán y muestra una configuración de aeronave con un fuselaje y dos alas en biplano, ambas pivotantes en tijera para variar el ángulo de flecha. Esta misma configuración aparece en la figura 3 para el estabilizador horizontal incluido. Por tanto, el documento D04 es relevante en lo que concierne a esta reivindicación 1.

Los documentos D05 y D06 presentan otras formas de realización que se incluyen como estado de la técnica y para el conocimiento del solicitante.