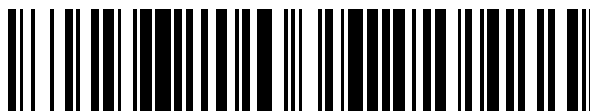


19



OFICINA ESPAÑOLA DE  
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 562 675**

51 Int. Cl.:

**B64C 9/02** (2006.01)

**B64C 9/04** (2006.01)

**B64C 9/00** (2006.01)

**B64C 9/10** (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **15.07.2009 E 09784130 (8)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **25.11.2015 EP 2319759**

54 Título: **Superficie de control de aeronave**

30 Prioridad:

**23.07.2008 ES 200802197**

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

**07.03.2016**

73 Titular/es:

**AIRBUS OPERATIONS, S.L. (100.0%)  
Avda. John Lennon s/n  
28902 Getafe, Madrid, ES**

72 Inventor/es:

**LLAMAS SANDÍN, RAÚL CARLOS y  
SANZ MARTÍNEZ, PABLO TIMOTEO**

74 Agente/Representante:

**DE ELZABURU MÁRQUEZ, Alberto**

**ES 2 562 675 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**

Superficie de control de aeronave

**Campo de la invención**

5 La presente invención se refiere a una configuración de superficie de control de aeronave, en particular a una superficie de control para superficie estabilizadora de aeronave.

**Antecedentes de la invención**

10 Las superficies sustentadoras de una aeronave, principalmente las alas y los estabilizadores, comprenden superficies de control (*flaps*, alerones, *slats* y *spoilers* en las alas y timones de dirección y elevadores en los estabilizadores) que son partes móviles capaces de provocar distintos efectos en el curso del vuelo de dicha aeronave. La configuración más habitual de estas superficies de control es la de simple charnela, de tal forma que la superficie de control gira con respecto a la superficie sustentadora sobre la que está dispuesta.

15 Son conocidos diseños avanzados de superficies de control para superficies sustentadoras de aeronave denominados de doble charnela, en los cuales las superficies de control comprenden dos superficies, una superficie de control primaria y una superficie de control secundaria, móviles entre sí y con respecto a la superficie sustentadora de la aeronave.

20 Así, uno de estos diseños de superficies de control de doble charnela, denominadas *tabs*, que suelen estar situadas en los estabilizadores de una aeronave, comprenden dos superficies móviles, en las cuales el giro de la superficie de control secundaria ocurre en sentido opuesto al giro de la superficie de control primaria, de tal forma que se reduce el momento de charnela producido por las cargas aerodinámicas de la aeronave, reduciéndose de este modo la fuerza necesaria para mover la superficie de control, ya que el giro de la superficie de control primaria ayuda al giro de la superficie de control secundaria. El problema que plantean superficies de control tales es que no permiten aumentar la potencia de mando, es decir, la fuerza aerodinámica que produce la superficie de control, de hecho la reducen al reducir la curvatura efectiva.

25 Se conocen también configuraciones de superficies de control de doble charnela para superficies sustentadoras de aeronave en las cuales el giro de las superficies de control primaria y secundaria se realiza en el mismo sentido. Estas superficies de control suelen ser de configuración tipo envergadura total, abarcando la superficie de control toda la envergadura de la superficie sustentadora, es decir, la superficie de control secundaria abarca toda la envergadura de la superficie de control primaria. Esta configuración plantea problemas de entrada en pérdida de la superficie sustentadora cuando el ángulo de ataque sobre la misma es elevado, así como problemas derivados de la falta de rigidez del elemento secundario de la superficie de control.

30 También son conocidas configuraciones de superficies de control de aeronave de doble charnela en las que el giro de las superficies de control primaria y secundaria se realiza en el mismo sentido, y que tienen envergadura parcial, ocupando la superficie de control secundaria sólo parcialmente la envergadura de la superficie de control primaria. En estos casos, la actuación de la superficie de control primaria se realiza a través de actuadores situados normalmente detrás del larguero de la superficie sustentadora. El problema que plantea esta configuración, que es por ejemplo la utilizada por el timón de dirección del Boeing 777, es que el salto de curvatura efectiva al deflectarse la superficie secundaria produce un torbellino de aire desprendido que aumenta la resistencia aerodinámica de la superficie de control.

40 El documento US4479620, que describe todas las características del preámbulo de la reivindicación 1, también se considera como estado de la técnica.

La presente invención está orientada a la solución de los inconvenientes que acaban de plantearse.

## Sumario de la invención

Así, la presente invención desarrolla una superficie de control de doble charnela para superficie sustentadora de aeronave, en particular para una superficie estabilizadora, comprendiendo dicha superficie de control una superficie de control primaria y una superficie de control secundaria, ocupando la superficie de control secundaria tan sólo parcialmente la envergadura de la superficie de control primaria, estando la superficie de control primaria movida, bien a través de una barra de torsión solidaria a dicha superficie de control primaria, estando dicha barra de torsión actuada por uno o varios elementos actuadores situados dentro del fuselaje de la aeronave, o bien a través de unos actuadores situados detrás del larguero posterior de la superficie sustentadora, girando la superficie de control secundaria alrededor de un eje de charnela fijo con respecto a la superficie de control primaria, estando a su vez dicha superficie de control secundaria conectada mecánicamente a la superficie sustentadora a través de uno o varios elementos de conexión, de tal forma que el movimiento de la superficie de control secundaria está ligado cinemáticamente al movimiento de la superficie de control primaria, de modo que el giro de la superficie de control secundaria ocurre en el mismo sentido que el de la superficie de control primaria, consiguiéndose así aumentar la potencia de mando, es decir, la fuerza aerodinámica que produce la superficie de control en su conjunto.

Además, en la superficie de control de doble charnela para superficie sustentadora de aeronave desarrollada por la presente invención, la longitud de la superficie de control secundaria a lo largo de su eje de charnela es sustancialmente menor que la longitud de la superficie de control primaria, estrechándose significativamente además la anchura o cuerda de dicha superficie de control secundaria a lo largo de la dirección de su eje de charnela y hacia la punta de la superficie sustentadora, de tal forma que se consiga una distribución muy ventajosa de carga aerodinámica en la superficie sustentadora, lográndose de este modo una mayor curvatura efectiva en la zona interior, cercana al fuselaje, de la superficie de control y por tanto un mayor ángulo de pérdida de sustentación aerodinámica por deflexión de la superficie de control.

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 le acompañan.

## 25 Descripción de las figuras

La Figura 1 es una vista frontal esquemática de la configuración de superficie de control para superficie sustentadora de aeronave según la presente invención.

La Figura 2 es una vista esquemática de la configuración de superficie de control para superficie sustentadora de aeronave según la presente invención.

30 La Figura 3 es una vista esquemática de la configuración de superficie de control con doble charnela de envergadura total según el estado del arte.

La Figura 4 es una vista esquemática del mecanismo de ligadura cinemática de superficie de control con doble charnela de envergadura parcial según la presente invención.

## Descripción detallada de la invención

35 En una realización preferente, la presente invención se refiere a una superficie de control 1 de doble charnela, 10 y 11, para una superficie sustentadora 2 de aeronave, en particular para una superficie estabilizadora, que comprende costillas 3, larguero posterior 5 y larguero delantero 4, comprendiendo dicha superficie de control 1 una superficie de control primaria 6 que comprende a su vez un eje de charnela 10, y una superficie de control secundaria 7, que comprende a su vez un eje de charnela 11, ocupando la superficie de control secundaria 7 tan sólo parcialmente la envergadura de la superficie de control primaria 6, estando la superficie de control primaria 6 movida a través de una barra de torsión 8 solidaria a dicha superficie de control primaria 6, estando dicha barra de torsión 8 actuada por uno o varios elementos actuadores 9 situados dentro del fuselaje de la aeronave, o alternativamente a través de actuadores (no mostrados) situados entre el larguero posterior 5 y la superficie de control primaria 6, girando la superficie de control secundaria 7 alrededor de su eje de charnela 11 fijo con respecto a la superficie de control primaria 6, estando a su vez dicha superficie de control secundaria 7 conectada mecánicamente a la superficie sustentadora 2 a través de uno o varios elementos de conexión 12, de tal forma que el movimiento de la superficie de control secundaria 7 está ligado cinemáticamente al movimiento de la superficie de control primaria 6, de modo que el giro de la superficie de

5 control secundaria 7 ocurre en el mismo sentido que el de la superficie de control primaria 6 y con una relación de ángulos de giro entre las superficies primaria y secundaria determinada por la configuración geométrica del mecanismo, cuyo diseño se realiza con la intención específica de obtener las características aerodinámicas deseadas, consiguiéndose así aumentar la potencia de mando, es decir, la fuerza aerodinámica que produce la superficie de control 1 en su conjunto para un ángulo de giro dado de las superficies de control.

Según la invención, la distancia 20 entre la superficie de control primaria 6 y la superficie de control secundaria 7 es lo menor posible, siempre con una limitación debida a las inherencias del proceso de fabricación de la superficie de control 1, de tal forma que la distribución de curvatura de la superficie de control 1 tenga una mayor continuidad a lo largo de la dirección de la cuerda.

10 Una característica esencial de la presente invención es que el estrechamiento de la superficie de control secundaria 7 por su interior es tal que su cuerda o anchura local tiende a cero en su extremo exterior 21, con las limitaciones inherentes al proceso de fabricación, de manera que la distribución de curvatura entre la superficie de control secundaria 7 y la superficie de control primaria 6 a lo largo de la dirección de la envergadura de la superficie de control 1 tiende a ser continua.

15 En la presente invención, la relación de deflexión de la superficie de control secundaria 7 con respecto a la superficie de control primaria 6 está a su vez comprendida entre 1 y 3.

Los elementos de conexión 12 anteriores son preferiblemente barras rígidas y articuladas en sus extremos, a modo de bielas, que ligan cinemáticamente la superficie de control secundaria 7 con la superficie sustentadora 2.

20 Los elementos actuadores 9 de la barra de torsión 8 son preferiblemente servoactuadores que comprenden un sistema de palancas.

25 La forma en planta de la superficie de control 1 que desarrolla la presente invención tiene gran estrechamiento, es decir, reducción de la cuerda o anchura de la superficie estabilizadora y de control en vista en planta a lo largo de la envergadura, con respecto a las soluciones conocidas empleadas en la actualidad, contribuyendo esta configuración a producir una distribución de carga aerodinámica a lo largo de la envergadura de la superficie de control 1 de la superficie sustentadora 2 particularmente adecuada para una superficie de control 1, por las siguientes razones:

30 - la deflexión de la superficie de control secundaria 7 con respecto a la superficie de control primaria 6 produce una mayor curvatura efectiva en el perfil aerodinámico de la superficie sustentadora 2 en la zona más cercana al fuselaje, de manera que las fuerzas aerodinámicas son mayores en la zona interior de la superficie de control 1, siendo además esta superficie de control 1 la que tiene mayor rigidez a torsión al ser su sección transversal mayor debido a la forma en planta con estrechamiento de la configuración desarrollada por la invención, lo que es deseable para reducir las deformaciones detrimentales de la superficie de control debidos a las cargas aerodinámicas; y

35 - la distribución de curvatura efectiva a lo largo de la envergadura de la superficie sustentadora 2, siendo dicha curvatura menor hacia la punta, contribuye a aumentar el ángulo de pérdida de sustentación aerodinámica al deflectar la superficie de control 1, debido a que al ser mayor la curvatura efectiva del perfil aerodinámico en la zona interior, la distribución de coeficientes de sustentación locales es también más alta en la zona interior en comparación con el caso de superficie de control conocida de simple charnela o en el caso de superficie de control conocida de doble charnela con envergadura completa o con poco estrechamiento de la superficie de control, casos en los cuales la entrada en pérdida de sustentación se produce al alcanzar el coeficiente máximo de sustentación en la punta debido al efecto del incremento de ángulo de ataque aerodinámico inducido por el torbellino de la punta de la superficie sustentadora 2.

45 Según la invención, la longitud de la superficie de control secundaria 7 a lo largo de su eje de charnela 11 es sustancialmente menor que la longitud de la superficie de control primaria 6 a lo largo de su eje de charnela 10. Por otro lado, la anchura o cuerda de la superficie de control secundaria 7 se estrecha significativamente a lo largo de la dirección de su eje de charnela 11 hacia la punta de la superficie sustentadora 2. Con esta configuración se consigue una distribución muy ventajosa de carga aerodinámica en la superficie sustentadora 2, lográndose de este modo una mayor curvatura efectiva y un mayor ángulo de pérdida de sustentación aerodinámica en dicha superficie sustentadora 2 gracias a la configuración de la superficie de control 1 desarrollada por la invención.

En la realización preferente que acabamos de describir pueden introducirse aquellas modificaciones comprendidas dentro del alcance definido por las siguientes reivindicaciones.

REIVINDICACIONES

- 5 1.- Superficie de control (1) para superficie sustentadora (2) de aeronave que comprende una superficie de control primaria (6) que comprende un eje de charnela (10), y una superficie de control secundaria (7) que comprende un eje de charnela (11), girando la superficie de control secundaria (7) a través de su eje de charnela (11) con respecto a la
- 10 superficie de control primaria (6), ocupando la citada superficie de control secundaria (7) tan sólo parcialmente la envergadura de la superficie de control primaria (6), de modo que la longitud de la superficie de control secundaria (7) a lo largo de su eje de charnela (11) es sustancialmente menor que la longitud de la superficie de control primaria (6) a lo largo de su eje de charnela (10), caracterizada porque la anchura o cuerda de la citada superficie de control secundaria (7) se estrecha a lo largo de la dirección de su eje de charnela (11) hacia la punta de la superficie sustentadora (2), de tal modo que dicha anchura o cuerda de la citada superficie de control secundaria (7) tiende a cero en su extremo exterior (21), mediante una ley de estrechamiento diseñada expresamente para adaptar la distribución de rigidez a torsión a lo largo de la envergadura de la superficie sustentadora (2) a la distribución de carga aerodinámica en la misma, a la vez que la distribución de curvatura efectiva debida a la deflexión de la citada superficie de control (1) es tal que aumenta el ángulo de entrada en pérdida aerodinámica de la superficie sustentadora (2).
- 15 2.- Superficie de control (1) para superficie sustentadora (2) de aeronave según la reivindicación 1 caracterizada porque la distancia (20) entre la superficie de control primaria (6) y la superficie de control secundaria (7) es lo menor posible, teniendo en cuenta las características inherentes del proceso de fabricación de la superficie de control (1), de tal forma que la distribución de curvatura de la superficie de control (1) tenga una mayor continuidad a lo largo de la dirección de la cuerda.
- 20 3.- Superficie de control (1) para superficie sustentadora (2) de aeronave según cualquiera de las reivindicaciones anteriores caracterizada porque la superficie de control secundaria (7) está conectada mecánicamente a la superficie sustentadora (2) a través de al menos un elemento de conexión (12), estando así el movimiento de la superficie de control secundaria (7) ligado cinemáticamente al movimiento de la superficie de control primaria (6), de modo que el giro de la superficie de control secundaria (7) ocurre en el mismo sentido que el de la superficie de control primaria (6) y con una relación de ángulos de giro entre las superficies primaria y secundaria determinada por la configuración geométrica del mecanismo.
- 25 4.- Superficie de control (1) para superficie sustentadora (2) de aeronave según cualquiera de las reivindicaciones anteriores caracterizada porque la relación de deflexión de la superficie de control secundaria (7) con respecto a la superficie de control primaria (6) está comprendida entre 1 y 3.
- 30 5.- Superficie de control (1) para superficie sustentadora (2) de aeronave según cualquiera de las reivindicaciones anteriores caracterizada porque el elemento de conexión (12) es una barra rígida y articulada en sus extremos a modo de biela.
- 35 6.- Superficie de control (1) para superficie sustentadora (2) de aeronave según cualquiera de las reivindicaciones anteriores caracterizada porque la superficie de control primaria (6) es movida a través de una barra de torsión (8) solidaria a la citada superficie de control primaria (6).
- 7.- Superficie de control (1) para superficie sustentadora (2) de aeronave según la reivindicación 6 caracterizada porque la barra de torsión (8) es actuada por al menos un elemento actuador (9) situado dentro del fuselaje de la aeronave.
- 40 8.- Superficie de control (1) para superficie sustentadora (2) de aeronave según la reivindicación 7 caracterizada porque el elemento actuador (9) es un servoactuador que comprende un sistema de palancas.
- 9.- Superficie de control (1) para superficie sustentadora (2) de aeronave según cualquiera de las reivindicaciones 1-5 caracterizada porque la superficie de control primaria (6) es movida mediante al menos un actuador situado entre el larguero posterior (5) de la superficie sustentadora (2) y la citada superficie de control primaria (6).
- 45 10.- Superficie de control (1) para superficie sustentadora (2) de aeronave según cualquiera de las reivindicaciones anteriores caracterizada porque la superficie sustentadora (2) es una superficie estabilizadora.

11.- Aeronave que comprende una superficie de control (1) para superficie sustentadora (2) según cualquiera de las reivindicaciones anteriores.

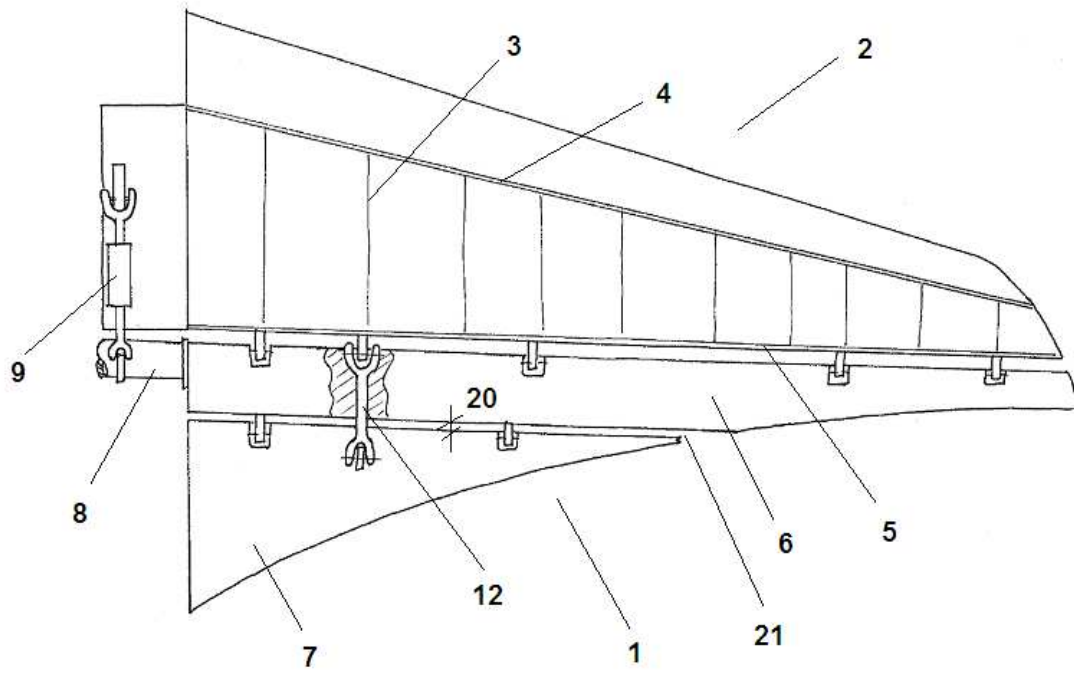


FIG. 1

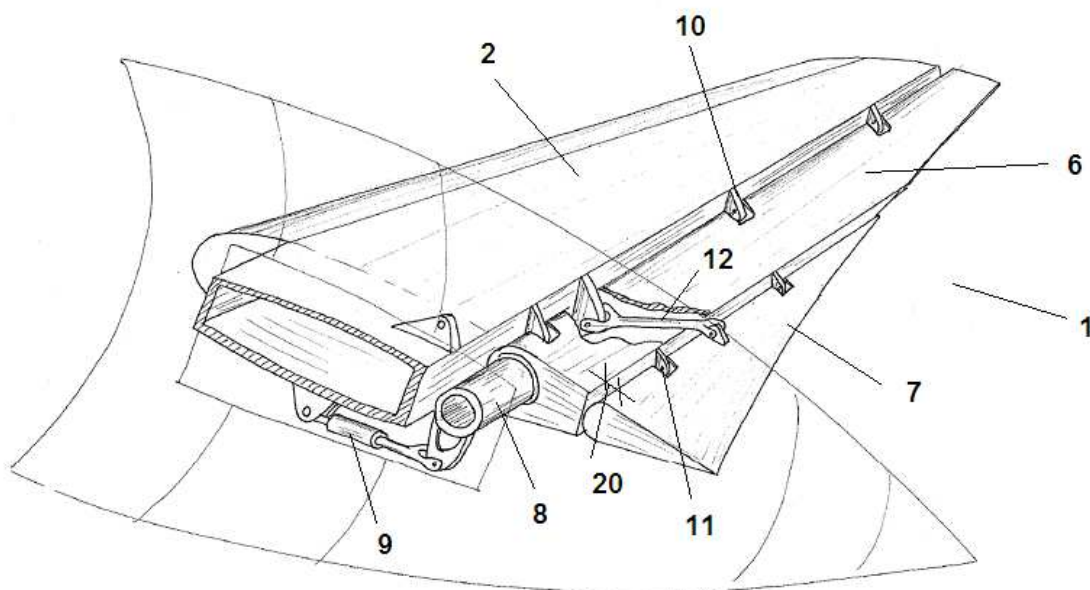


FIG. 2



