



OFICINA ESPAÑOLA DE  
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



① Número de publicación: **2 345 584**

② Número de solicitud: 200703402

⑤ Int. Cl.:  
**B64C 9/02** (2006.01)

⑫

SOLICITUD DE PATENTE

A1

② Fecha de presentación: **21.12.2007**

④ Fecha de publicación de la solicitud: **27.09.2010**

④ Fecha de publicación del folleto de la solicitud:  
**27.09.2010**

⑦ Solicitante/s: **AIRBUS ESPAÑA, S.L.**  
**Avda. John Lennon, s/n**  
**28906 Getafe, Madrid, ES**

⑦ Inventor/es: **Llamas Sandín, Raúl Carlos;**  
**González Gozalbo, Alfonso;**  
**Cabello Moreno, José Alberto;**  
**Verde Preckler, Jorge Pablo y**  
**Collado Briceño, José Luis**

⑦ Agente: **Elzaburu Márquez Alberto**

⑤ Título: **Superficie de control de aeronave.**

⑦ Resumen:

Superficie de control de aeronave.

La invención se refiere a una superficie de control (3) para superficie aerodinámica sustentadora (2) de aeronave que comprende una costilla (9) de cierre principal situada en un extremo de la superficie de control (3) a la que va unida una barra de torsión principal (8), estando la citada barra de torsión (8) unida en su otro extremo a un sistema de palancas (14) sobre el que actúa al menos un actuador (15), de tal forma que se pueda actuar sobre el giro de la citada superficie de control (3) durante el vuelo de la aeronave. La invención se refiere también a un método de actuación de una superficie de control (3) tal.

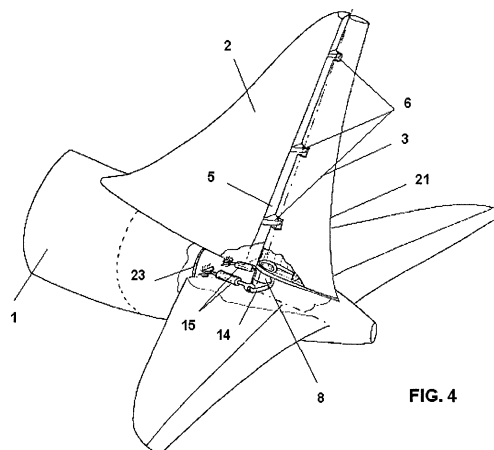


FIG. 4

ES 2 345 584 A1

**DESCRIPCIÓN**

Superficie de control de aeronave.

**5 Campo de la invención**

La presente invención se refiere a la configuración optimizada de una superficie de control de vuelo para aeronave.

**Antecedentes de la invención**

10 La configuración más utilizada para las superficies de control de las aeronaves modernas consiste generalmente en uno o varios elementos esencialmente planos situados conformando el borde de ataque o de salida de superficies aerodinámicas sustentadoras de la aeronave. El control de la aeronave se efectúa mediante la deflexión de las superficies de control, lo que produce un cambio de la geometría externa de la dicha aeronave que resulta en fuerzas aerodinámicas de la dirección y magnitud adecuadas para efectuar el control.

15 El cambio de forma aerodinámica requerido para efectuar el control de la aeronave generalmente se consigue mediante el giro de las dichas superficies de control alrededor de una charnela o eje de giro fijo respecto de la superficie aerodinámica sustentadora a la que pertenecen. Existen otras configuraciones y métodos para efectuar el control; por ejemplo mediante la deformación elástica de toda la superficie sustentadora, método utilizado por los hermanos Wright en el primer avión como se describe en el documento US821393; mediante el giro de la superficie sustentadora completa como se describe en el documento US6089503; mediante deformación de la superficie sustentadora o de control producida por cambios en las propiedades del material como se describe en los documentos US6209824B1, US5662294; o mediante chorros de aire o gases de escape de motor, como en el caso del avión AV-B Harrier, o el North American X-15.

20 Las configuraciones de las superficies de control consistentes en el giro de dichas superficies alrededor de una charnela son las que se han usado en aeronáutica en la inmensa mayoría de los aviones y son las únicas utilizadas en la actualidad para los grandes aviones de transporte de pasajeros. Los primeros aviones en utilizar esta configuración de las superficies de control, así como la mayoría de los aviones ligeros actualmente, utilizan un sistema de cables y poleas para transmitir las acciones de control del piloto, ya sea utilizando directamente la fuerza ejercida por el piloto o a través de un sistema de servos que amplifican mecánicamente la fuerza del piloto. Los sistemas de cables y poleas mueven las superficies de control a través de un sistema de palancas que convierten los movimientos lineales de los cables en giros de las superficies de control. Este método de actuación de las superficies de control es adecuado para aeronaves ligeras o aquellas de mayor tamaño que vuelan a velocidades relativamente bajas (mucho menores que las velocidades cercanas a la del sonido a las que vuelan las aeronaves comerciales actualmente), debido a que las fuerzas que pueden transmitir los cables son relativamente bajas y las fuerzas aerodinámicas que actúan sobre las superficies de control, y que deben compensar las fuerzas de los cables, crecen linealmente con el área de dicha superficie de control y con el cuadrado de la velocidad de vuelo. El sistema de cables y poleas tiene limitaciones adicionales debidas a la flexibilidad inherente del sistema, formado por largos cables de poca sección, lo que podía llevar a inestabilidades aeroelásticas si se aplicara a grandes superficies de control, además de introducir un retraso en la operación de las superficies de control y una posible falta de respuesta de los mandos de vuelo cuando el avión vuela a altas velocidades, todo ello debido al alargamiento del sistema de cables inducido por las cargas aerodinámicas.

25 Con el progreso de la técnica aeronáutica fue necesario desarrollar nuevos métodos de actuación de las superficies de control de vuelo particularmente adaptadas a los grandes aviones que volaban a velocidades cada vez mayores, propulsados generalmente por motores a reacción. La solución adoptada consistió en utilizar servo-actuadores, necesarios para ejercer las altas fuerzas de control requeridas para mover las grandes superficies de control a altas velocidades de vuelo y colocar los citados actuadores en una posición tal que pudieran transmitir las fuerzas de control directamente a las superficies de control, representativas de un timón de dirección, o a una instalación típica de alerones o timones de profundidad.

30 La configuración de la instalación típica de alerones o timones de profundidad anterior tiene el inconveniente evidente de requerir un carenado aerodinámico para el actuador, lo cual es una fuente no deseable de resistencia aerodinámica. Por otro lado, esta configuración tiene la ventaja de que el borde de ataque de la superficie de control está muy cerca del larguero posterior de la superficie sustentadora a la que va asociada (generalmente el ala o los estabilizadores), permitiendo aprovechar por tanto la máxima área de sección de los respectivos cajones de torsión, lo que revierte en un aumento la rigidez de dichos cajones, particularmente la rigidez a torsión y además, donde sea aplicable, el máximo volumen de tanque de combustible en el caso de un ala o estabilizador horizontal.

35 La configuración representativa de un timón de dirección, típica de un timón de dirección de un avión comercial moderno no requiere de un carenado aerodinámico para el actuador pero, sin embargo, tiene el inconveniente de reducir significativamente el espacio disponible entre el cajón de torsión de la superficie sustentadora y la superficie de control. En todos los casos, esto supone una reducción no deseable de la rigidez a torsión de ambos elementos (cajón principal de torsión y superficie aerodinámica de control). Asimismo, la separación entre el larguero posterior del cajón de torsión y el borde de ataque de la superficie de control requiere la instalación de carenados aerodinámicos relativamente grandes y flexibles y que no contribuyen a la rigidez o resistencia de la superficie sustentadora, además

de introducir grandes cargas de flexión sobre las costillas del cajón de torsión en la base de los herrajes de charnela, todo lo cual no es deseable.

5 La reducción del área de la sección del cajón de torsión de la superficie sustentadora, impuesta por la separación descrita anteriormente y necesaria para la instalación del actuador, suele redundar en un incremento del peso de la estructura al requerirse mayores espesores de los revestimientos y largueros para restaurar la rigidez a torsión deseada por consideraciones aerodinámicas y aeroelásticas.

10 En todos los sistemas de control de vuelo basados en el giro de las superficies de control el problema de la deformación elástica de las citadas superficies bajo carga aerodinámica ha de ser resuelto. En los sistemas de cables y poleas, donde las palancas a las que van conectados los cables de mando suelen estar en un extremo de las superficies de control, las cargas aerodinámicas producen una deformación de torsión en la superficie de control que tiende a restar efectividad de mando. Para restaurar la efectividad de la superficie de control se debe incrementar su rigidez a torsión, ya sea aumentando el espesor de sus revestimientos estructurales (lo cual añade peso y aumenta la inercia de la superficie de control, ambas consecuencias no deseables; el peso por razones de eficiencia de la aeronave y la inercia por tender a reducir la velocidad a la que se produce la inestabilidad aeroelástica dinámica, o flameo), o utilizando una barra de torsión cerca del borde de ataque de la superficie de control, lo cual también añade peso pero limita el incremento del momento de inercia de la superficie.

20 En el caso de los sistemas donde los actuadores están conectados directamente a las superficies de control, se suelen situar dichos actuadores aproximadamente en la mitad de la envergadura de la superficie de control para minimizar la deformación a torsión, o bien se usan varios actuadores en paralelo, lo cual además dota de redundancia al sistema de control. En cualquier caso, la colocación de los actuadores dentro de la superficie aerodinámica exige la provisión de accesos para su inspección, lo que complica el diseño de las dichas superficies aerodinámicas y el en caso de los timones de dirección dificulta el acceso para el personal de mantenimiento.

30 El objeto de la presente invención es resolver los problemas anteriormente mencionados sobre la realización de superficies de control, particularmente los asociados a la configuración en la que los actuadores están directamente conectados a las dichas superficies de control, ya que es ésta la configuración utilizada para las superficies de control en los estabilizadores de los aviones comerciales modernos de gran tamaño.

### Sumario de la invención

35 Así, la presente invención se refiere a una configuración de superficie de control para aeronave en la que dicha superficie de control es solidaria con una barra de torsión, que gira respecto de su eje mediante la acción de actuadores instalados en el interior del fuselaje de la aeronave en cuestión.

40 La presente invención describe una configuración y método de actuación aplicable a las superficies de control de una aeronave, ya sean éstas timones de dirección, timones de profundidad, alerones, flaps o aerofrenos, que consiste en actuar el giro de las citadas superficies mediante una barra de torsión concéntrica con el eje de charnela de la superficie de control, estando la citada barra de torsión conectada mediante una palanca en el interior del fuselaje de la aeronave a uno o varios actuadores convencionales (hidráulicos, electrohidráulicos, eléctricos o de cualquier otro tipo de los utilizados en aeronáutica), siendo estos actuadores de doble acción, es decir, siendo capaces de ejercer fuerza en los dos sentidos de su eje.

45 Debido a la distribución de fuerzas aerodinámicas sobre la superficie de control y la deformación torsional resultante, la configuración objeto de la presente invención está particularmente adaptada a superficies de control con gran estrechamiento, de manera que el área encerrada por secciones de la superficie de control perpendiculares al eje de charnela se reduce significativamente desde el extremo donde actúa la barra a torsión al extremo libre. La configuración de la invención tiene como ventaja principal respecto de las configuraciones clásicas que permite acercar el borde de ataque de la superficie de control al larguero posterior del cajón de torsión de la superficie aerodinámica, lo que reduce el tamaño y las cargas de flexión sobre los herrajes de charnela, permite aumentar el área encerrada del cajón de torsión de la superficie sustentadora o de la superficie de control, o de ambas a la vez, con un incremento de la rigidez a torsión directamente proporcional a la dicha área encerrada, obteniéndose todas estas ventajas sin la penalización aerodinámica producida por un carenado para el actuador, todo ello permitiendo aumentar la longitud del brazo de palanca sobre la que actúan los servoactuadores sin la restricción geométrica impuesta por el perfil aerodinámico, reduciendo por tanto las fuerzas requeridas para la actuación, lo que puede resultar en una reducción del peso de los actuadores.

60 Asimismo, la configuración según la presente invención permite, para un mismo tamaño de cajón de torsión y de forma en planta de la superficie sustentadora, tener mayor superficie aerodinámica de control, con el posible incremento asociado de eficiencia de control.

65 Adicionalmente, la configuración de la invención permite utilizar actuadores de mayor tamaño, si esto fuera necesario, al eliminarse en gran medida la limitación de espacio impuesta por la geometría de la superficie aerodinámica. Además, en el caso de la aplicación a los timones de dirección, la situación de los actuadores dentro del fuselaje posterior facilita las operaciones de mantenimiento.

## ES 2 345 584 A1

Existen ventajas adicionales asociadas a la favorable geometría del borde de ataque de la superficie de control en su configuración deflectada debidas al mayor radio de dicho borde de ataque que es posible obtener al adelantar el eje de charnela, lo que puede incrementar el ángulo de pérdida aerodinámica alcanzable por la superficie de control.

5 La configuración objeto de la presente invención es también particularmente favorable para la inclusión de un segundo eje de charnela situado en un punto intermedio de la superficie de control, lo de da lugar a la llamada configuración de doble charnela en la superficie de control.

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 le acompañan.

### Descripción de las figuras

15 La figura 1 representa una vista esquemática del fuselaje posterior y de los estabilizadores y timones de un avión comercial moderno, en donde se muestran esquemáticamente la disposición de los actuadores y los herrajes de charnela según la técnica anterior conocida.

20 La figura 2 muestra una vista detallada en sección del estabilizador vertical representado en la figura 1, donde se ha representado esquemáticamente el actuador de la superficie de control y la forma en la que dicho actuador va unido al cajón de torsión y a la citada superficie de control, en este caso un timón de dirección, según la técnica anterior conocida.

25 La figura 3 muestra una vista detallada en sección de una superficie sustentadora, típicamente un ala, y de una superficie de control asociada, actuada en este caso desde el exterior de la superficie aerodinámica, según la técnica anterior conocida.

30 La figura 4 representa una vista esquemática del fuselaje posterior y de los estabilizadores y timones de un avión comercial moderno, en donde se muestran esquemáticamente la disposición de los actuadores, los herrajes de charnela y la barra de torsión de la superficie de control, así como la forma con alto estrechamiento de la superficie de control, según una realización preferente de la presente invención.

35 La figura 5 muestra una vista detallada del estabilizador vertical representado en la figura 4 centrada en el detalle del extremo de la superficie de control a la que se conecta la barra de torsión, donde se han representado esquemáticamente las dos barras de torsión concéntricas, la costilla de cierre a la que se une la barra de torsión exterior y el cajón de torsión secundario de la superficie de control, así como uno de los herrajes de charnela, según una realización preferente de la presente invención.

40 La figura 6 representa una vista esquemática detallada del fuselaje posterior y de los estabilizadores y timones de un avión comercial moderno, en donde se muestran esquemáticamente la disposición de los actuadores y las palancas sobre las que actúan, los herrajes de charnela, las barras de torsión primaria y secundaria, el cajón de torsión secundario de la superficie de control, la costilla de cierre inferior de la superficie de control, así como las costillas de refuerzo intermedias de la superficie de control, así como la forma con alto estrechamiento de la superficie de control, según una realización preferente de la presente invención.

45 La figura 7 muestra una vista detallada en sección del estabilizador vertical representado en la figura 4 pero con la configuración de doble charnela de la superficie de control, a la altura de un punto intermedio de su envergadura, donde se han representado esquemáticamente un herraje de charnela, el elemento primario de la superficie de control, una barra de acoplamiento mecánico con el elemento secundario, dicho elemento secundario y el herraje de charnela secundario, según una realización preferente de la presente invención.

### 50 Descripción detallada de la invención

55 De la descripción realizada de los antecedentes de la invención y de la técnica anterior conocida se desprende que es en general deseable que los cajones de torsión de las superficies sustentadoras y de control tengan el mayor área posible para aumentar su rigidez y reducir su peso estructural. La configuración mostrada en la figura 3, en la que el actuador 4 está situado en el exterior de la superficie aerodinámica 2 tiene estas cualidades pero a expensas de un incremento de resistencia aerodinámica debido al carenado 17 del actuador 4. Algunas de las configuraciones de sistemas de control de vuelo que usan cables y poleas incluyen una barra de torsión en la superficie de control con una palanca a la que van conectados los cables de control, estando la citada palanca situada dentro del fuselaje, de modo que se elimina la necesidad de un carenado aerodinámico. Esta configuración se puede observar en la mayoría de los timones de dirección de los aviones ligeros actuales. No obstante, como se ha explicado anteriormente, el uso de los sistemas de control basados en cables y poleas está limitado a aeronaves ligeras o, en general, a las que vuelan a velocidades relativamente bajas.

65 Los sistemas de control de vuelo que usan servoactuadores 4 situados dentro del contorno aerodinámico de la superficie sustentadora 2 y que están conectados directamente a las superficies de control 3, como en el ejemplo de las figuras 1 y 2, requieren de un espacio suficiente entre el larguero posterior 5 del cajón de torsión 13 de la superficie sustentadora 2 y el borde de ataque 22 de la superficie de control 3 para poder instalar dichos servoactuadores 4, con

## ES 2 345 584 A1

la consiguiente reducción no deseable del área del cajón de torsión 13 de la superficie sustentadora 2. Debe notarse que en los grandes aviones comerciales que usan esta configuración de actuadores suele haber dos o más actuadores, generalmente conectados a circuitos hidráulicos diferentes, por cada superficie de control, con objeto de dotar al sistema de control de redundancia en caso de fallo de uno de los actuadores o de su circuito hidráulico, siendo esta tolerancia al fallo un requisito esencial en el diseño de los sistemas de control de vuelo modernos.

La presente invención se ha desarrollado con el objeto de obtener una configuración de las superficies de control con la máxima rigidez a torsión de la superficie sustentadora, lo cual es deseable para reducir el peso estructural de la misma, pero sin la penalización en resistencia aerodinámica asociada al carenado 17 de la figura 3 y manteniendo la redundancia en el sistema de control al menos al mismo nivel que en los sistemas de control con varios actuadores actualmente en uso, como los mostrados en la figura 1.

Las características de la presente invención se comprenderán mejor al describir una realización preferente de un timón de dirección de un avión comercial moderno, según se representa en las figuras 4, 5 y 6.

A este efecto la superficie de control de la presente invención comprende:

- una superficie aerodinámica sustentadora 2 a la que va asociada una superficie de control 3;
- una costilla de cierre principal 9 situada en un extremo de la superficie de control 3 a la que va unida una barra de torsión principal 8, estando la citada barra 8 sólidamente unida en su otro extremo a un sistema de palancas 14 sobre los que actúan al menos dos servoactuadores 15 de doble acción alimentados por sistemas de potencia independientes, trabajando dichos servoactuadores 15 en condiciones normales de forma simultánea, de tal forma que, en caso de fallo de uno de ellos o del sistema de potencia que lo alimenta, el servoactuador operativo tiene potencia suficiente para actuar por sí solo la superficie de control, dotando así a la presente configuración de redundancia en el sistema de actuación.

Para aumentar la redundancia y tolerancia al daño estructural, el sistema de control comprende una barra de torsión secundaria 11, concéntrica con la barra principal 8, situada en el interior de ésta y conectada asimismo solidariamente con el sistema de palancas 14 y con una costilla de cierre secundaria 28 de la superficie de control 3. En condiciones normales, el momento torsor requerido para mover la superficie de control 3 es transmitido por la barra de torsión principal 8 a la costilla de cierre principal 9. En caso de fallo de dichas barra de torsión 8 o costilla de cierre 9 principales, el momento torsor es transmitido por la barra de torsión secundaria 11 a la costilla de cierre secundaria 28, dotando así al sistema de control de un grado adicional de tolerancia al fallo estructural.

La superficie de control 3 está rigidizada internamente por al menos dos largueros 12 que, junto con el revestimiento 19, forman un cajón de torsión continuo que dota a la superficie de control 3 de la rigidez a torsión requerida por consideraciones aerodinámicas y aeroelásticas.

Preferentemente, los revestimientos 19 y largueros 12 de la superficie de control, así como las barras de torsión principal 8 y secundaria 11 están fabricadas en material compuesto de fibras de alta rigidez y resistencia, como puede ser la fibra de carbono o materiales nanotecnológicos, como los nanotubos de carbono, y resina sintética, por ejemplo epoxi, y una gran proporción de dichas fibras están orientadas en direcciones cercanas a 45 y 135 grados respecto del eje de charnela como se muestra en el detalle 29 de la figura 5.

La superficie de control 3 está unida al larguero posterior 5 del cajón de torsión 13 de la superficie sustentadora 2 a través de varios herrajes de charnela 6 unidos a ejes desmontables en la superficie de control, siendo éste un método conocido y generalmente aplicado en las superficies de control.

Preferentemente, la forma de la superficie de control 3 es tal como se muestra en la figura 4, donde puede observarse que el borde de salida 21 de dicha superficie de control es curvo y la superficie de control se estrecha significativamente al alejarse del fuselaje 1, a diferencia de la práctica habitual representada en la figura 1, lo que, además de otras posibles ventajas aerodinámicas o de cualidades de vuelo, resulta en una distribución de fuerzas aerodinámicas cuya resultante está más cerca del fuselaje 1, y por tanto de la barra de torsión 8 y las palancas de actuación 14, siendo esto beneficioso a efectos de rigidez y de transmisión de carga. Además, la geometría mostrada en la figura 4, tanto de la superficie sustentadora 2 como la de la superficie de control 3, plantea problemas de instalación de los actuadores en una configuración clásica como la de la figura 1, debido al espacio requerido entre el larguero posterior de la superficie sustentadora 5 y el borde de ataque de la superficie de control 22.

Según otra realización preferente de la configuración objeto de la presente invención, se añade un eje de charnela secundario 27, como se muestra en la figura 7, de modo que la superficie de control se divide en un elemento primario 24 y uno secundario 25, cuya rotación está mecánicamente restringida por una barra de acoplamiento 26 dispuesta como se indica en la figura 7. La presente invención es particularmente favorable para la realización de esta configuración de doble charnela debido a que dicha configuración de doble charnela produce cargas aerodinámicas mayores que las de la configuración clásica de simple charnela, requiriendo por tanto actuadores de mayor tamaño cuya instalación dentro del fuselaje, como propone la presente invención, resulta menos problemática que en el caso clásico de la figura 1.

## ES 2 345 584 A1

La presente invención se refiere, según otro aspecto, a un método de actuación de la superficie de control 3 descrita anteriormente en que la actuación de dicha superficie de control 3 se efectúa a través de al menos una barra de torsión 8 a la que están conectados al menos dos servoactuadores de doble acción 15 mediante un sistema de palancas 14.

5 En las realizaciones preferentes que acabamos de describir pueden introducirse aquellas modificaciones comprendidas dentro del alcance definido por las siguientes reivindicaciones.

10

15

20

25

30

35

40

45

50

55

60

65

REIVINDICACIONES

- 5 1. Superficie de control (3) para superficie aerodinámica sustentadora (2) de aeronave **caracterizada** porque comprende una costilla (9) de cierre principal situada en un extremo de la superficie de control (3) a la que va unida una barra de torsión principal (8), estando la citada barra de torsión (8) unida en su otro extremo a un sistema de palancas (14) sobre el que actúa al menos un actuador (15), de tal forma que se pueda actuar sobre el giro de la citada superficie de control (3) durante el vuelo de la aeronave.
- 10 2. Superficie de control (3) para superficie aerodinámica sustentadora (2) de aeronave según la reivindicación 1 **caracterizada** porque el actuador (15) es de doble acción, siendo capaz de ejercer fuerza en los dos sentidos de su eje.
3. Superficie de control (3) para superficie aerodinámica sustentadora (2) de aeronave según cualquiera de las reivindicaciones anteriores **caracterizada** porque el actuador (15) es un servoactuador.
- 15 4. Superficie de control (3) para superficie aerodinámica sustentadora (2) de aeronave según cualquiera de las reivindicaciones anteriores **caracterizada** porque el número de actuadores (15) es dos.
- 20 5. Superficie de control (3) para superficie aerodinámica sustentadora (2) de aeronave según la reivindicación 4 **caracterizada** porque los actuadores (15) trabajan en condiciones normales de forma simultánea, de tal manera que, en caso de fallo en uno de ellos, el servoactuador operativo puede actuar por sí solo la superficie de control (3).
- 25 6. Superficie de control (3) para superficie aerodinámica sustentadora (2) de aeronave según cualquiera de las reivindicaciones anteriores **caracterizada** porque la barra de torsión principal (8) está fabricada de material compuesto de fibras de alta rigidez y resistencia.
7. Superficie de control (3) para superficie aerodinámica sustentadora (2) de aeronave según la reivindicación 6 **caracterizada** porque la barra de torsión principal (8) está realizada en fibra de carbono.
- 30 8. Superficie de control (3) para superficie aerodinámica sustentadora (2) de aeronave según cualquiera de las reivindicaciones anteriores **caracterizada** porque comprende además una barra de torsión secundaria (11), concéntrica con la barra de torsión principal (8), situada en el interior de la citada barra de torsión (8) y conectada con el sistema de palancas (14) y con una costilla de cierre secundaria (28) de la superficie de control (3).
- 35 9. Superficie de control (3) para superficie aerodinámica sustentadora (2) de aeronave según cualquiera de las reivindicaciones anteriores **caracterizada** porque comprende al menos dos largueros (12) que rigidizan internamente la citada superficie de control (3).
- 40 10. Superficie de control (3) para superficie aerodinámica sustentadora (2) de aeronave según cualquiera de las reivindicaciones 8-9 **caracterizada** porque la barra de torsión secundaria (11) está fabricada de material compuesto de fibras de alta rigidez y resistencia.
- 45 11. Superficie de control (3) para superficie aerodinámica sustentadora (2) de aeronave según la reivindicación 10 **caracterizada** porque la barra de torsión secundaria (11) está realizada en fibra de carbono.
- 50 12. Superficie de control (3) para superficie aerodinámica sustentadora (2) de aeronave según cualquiera de las reivindicaciones anteriores **caracterizada** porque comprende además un eje de charnela secundario (27), de tal forma que la superficie de control (3) citada se divide en un elemento primario (24) y un elemento secundario (25), cuya rotación está restringida por una barra de acoplamiento (26).
- 55 13. Método de actuación de una superficie de control (3) para superficie aerodinámica sustentadora (2) de aeronave que comprende una costilla (9) de cierre principal situada en un extremo de la superficie de control (3) a la que va unida una barra de torsión principal (8), estando la citada barra de torsión (8) unida en su otro extremo a un sistema de palancas (14) sobre el que actúa al menos un actuador (15) **caracterizada** porque la actuación de dicha superficie de control (3) se efectúa a través de al menos una barra de torsión (8) a la que está conectado al menos un actuador (15) mediante un sistema de palancas (14), de tal forma que se pueda actuar sobre el giro de la citada superficie de control (3) durante el vuelo de la aeronave.

60

65

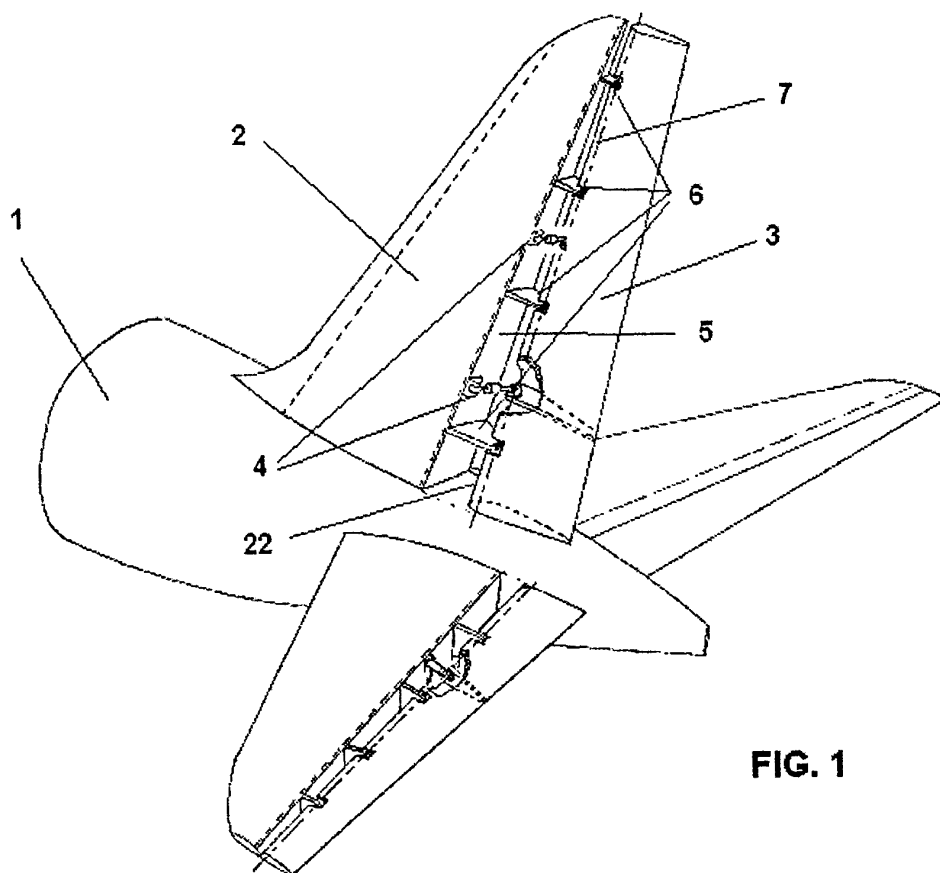


FIG. 1

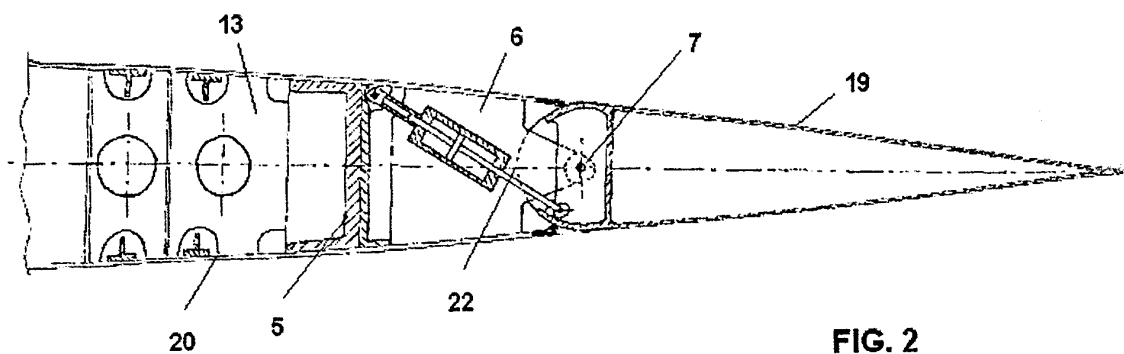
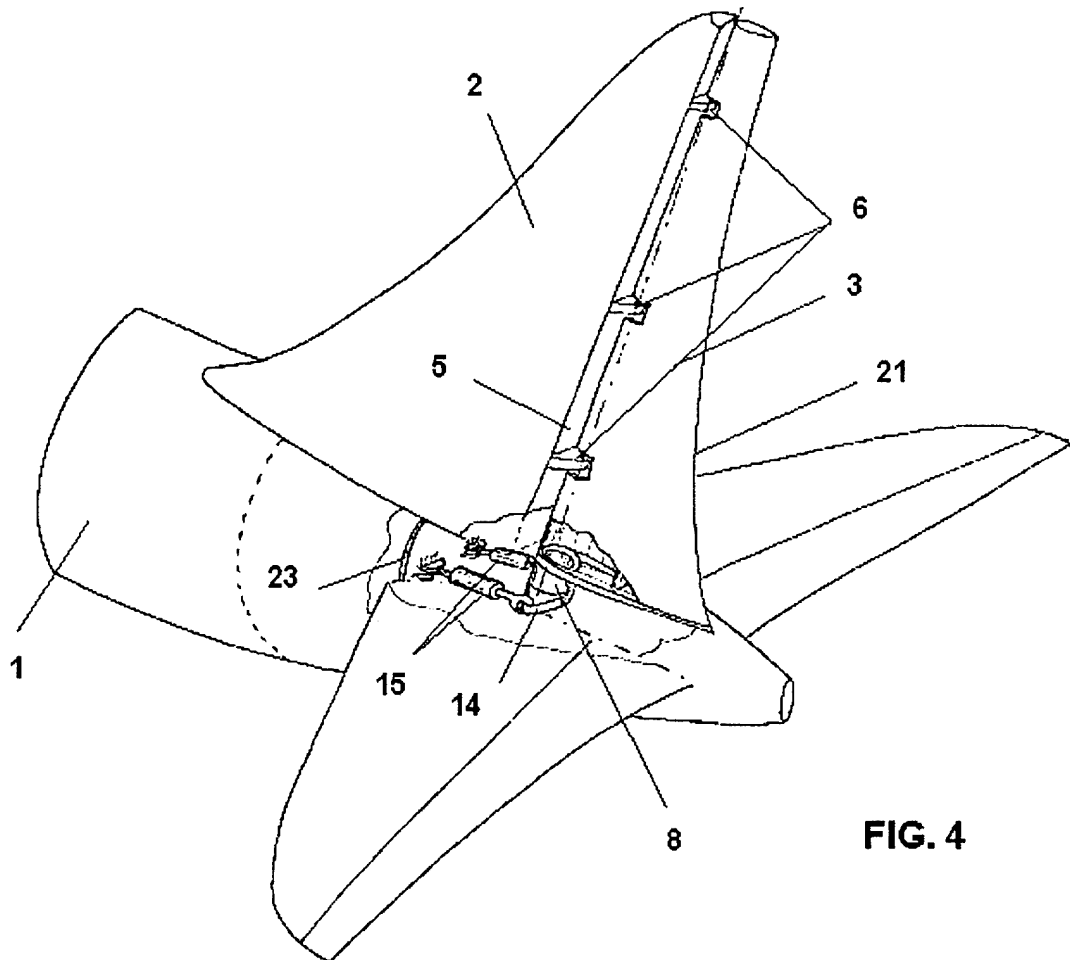
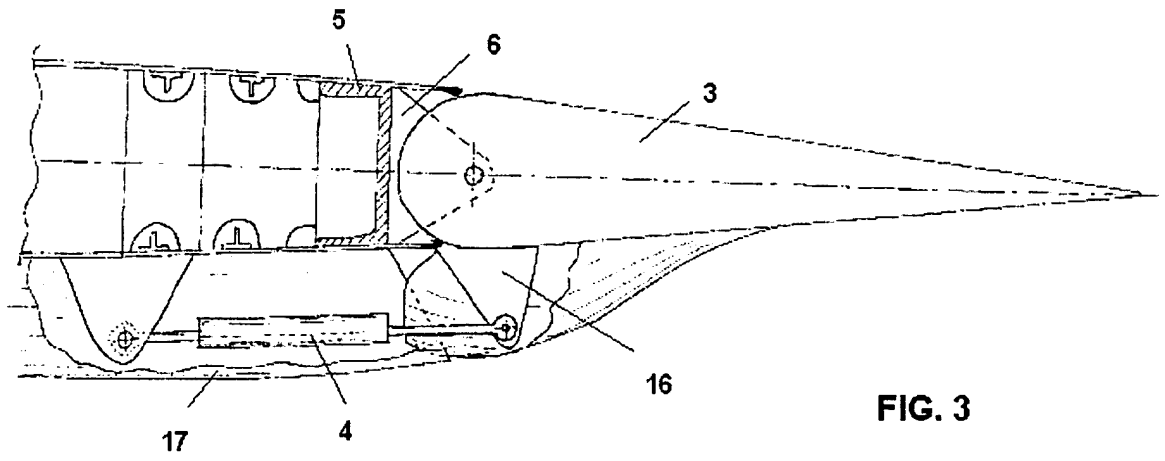


FIG. 2



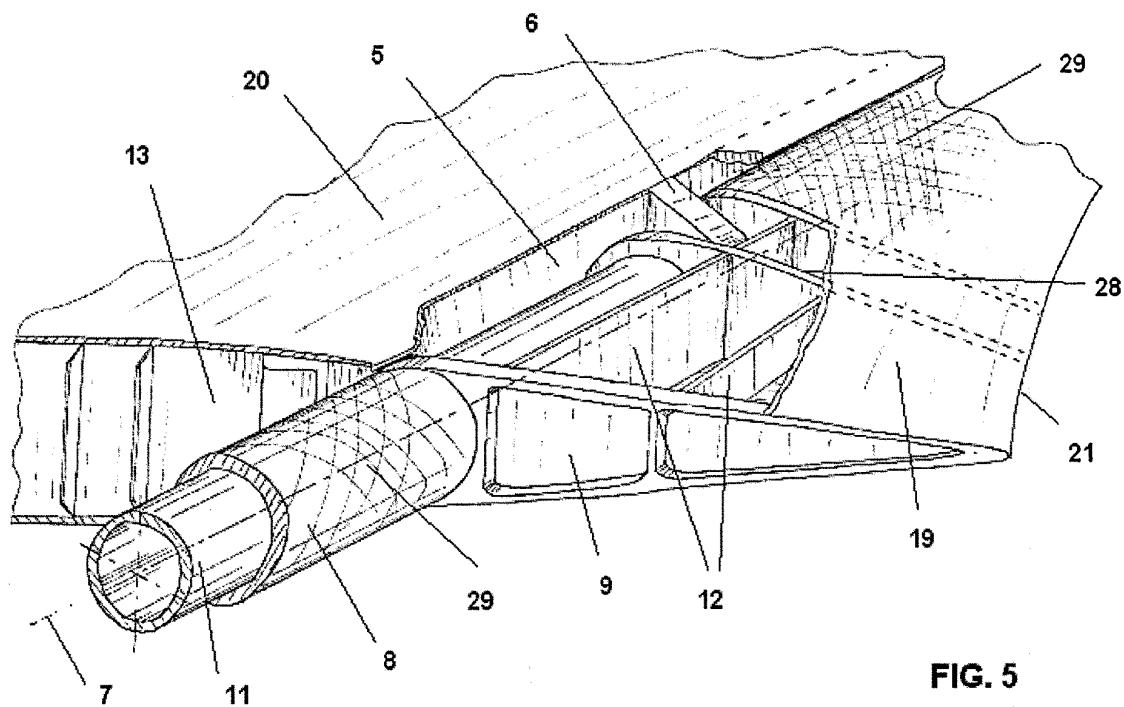


FIG. 5

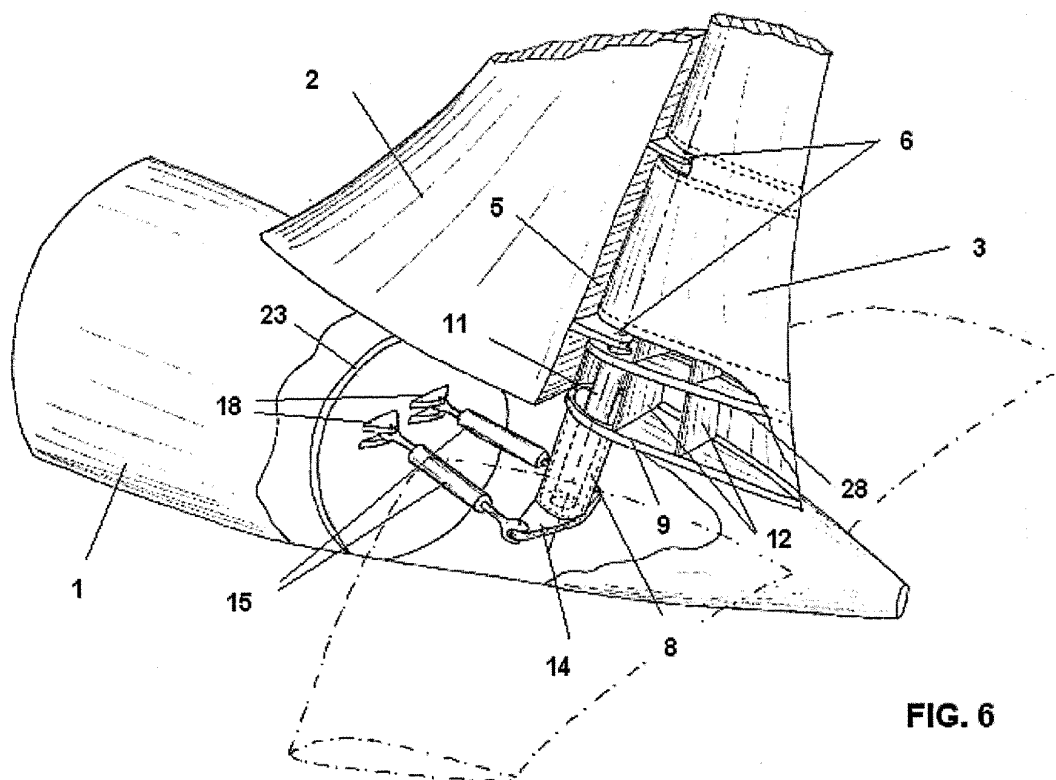
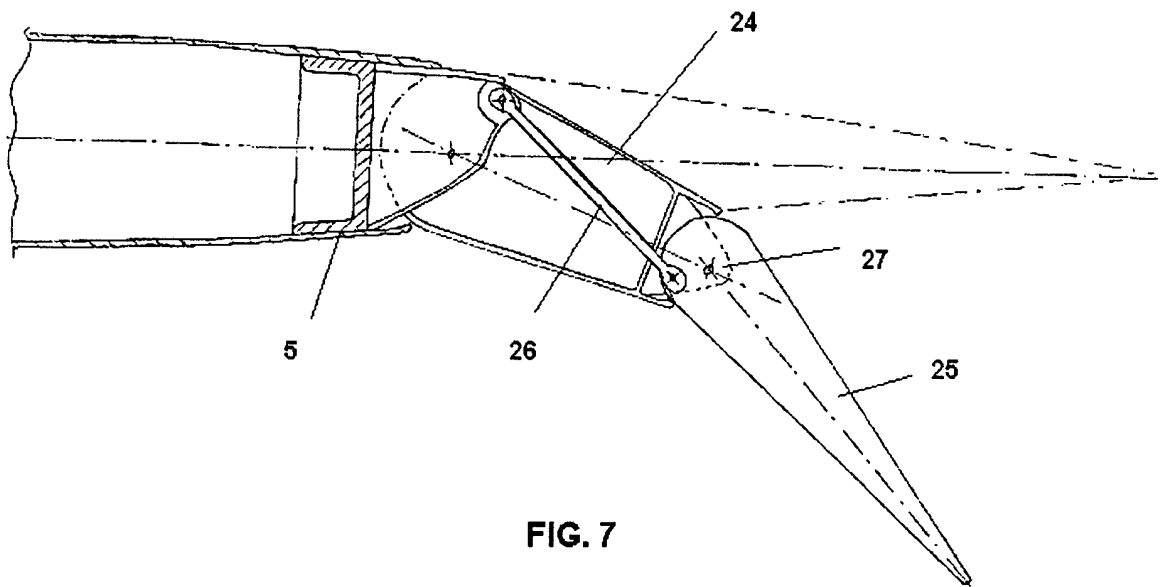


FIG. 6





OFICINA ESPAÑOLA DE  
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA

① ES 2 345 584

② Nº de solicitud: 200703402

③ Fecha de presentación de la solicitud: 21.12.2007

④ Fecha de prioridad:

INFORME SOBRE EL ESTADO DE LA TÉCNICA

⑤ Int. Cl.: **B64C 9/02** (2006.01)

DOCUMENTOS RELEVANTES

Categoría	⑥ Documentos citados	Reivindicaciones afectadas
X	US 3958779 A (TOWNSEND) 25.05.1976, columna 4, línea 46 - columna 5, línea 24; columna 6, líneas 1-30; figuras 1-3.	1-5,13
Y		6-8,10-11
Y	DE 19630681 A1 (FINK) 05.02.1998, columna 1, líneas 3-5,33-38; figura 2.	6-7,10-11
Y	DE 897953 C1 (SCHAEFER) 26.11.1953, página 1, líneas 1-24; página 2, líneas 17-28,61-64; página 4, líneas 35-42; figuras 1,40.	8
X	SWEETMAN, BILL; GETHING, MICHAEL; RICHARDSON, DOUG; SPICK, MIKE; GUNSTON, BILL. The Great Book of Modern Warplanes. Nueva York: Portland House, 1987. ISBN: 0-517-63367-1; páginas 92-93,156-157, 224-225,428-429,446-447,482-483,538-539,610-611, vistas en corte; en particular, páginas 482-483, elementos 144-145; páginas 538-539, elementos 51,56.	1-5,9,13

**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**

13.09.2010

**Examinador**

L. Dueñas Campo

Página

1/4

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)

INVENES, EPODOC

Fecha de Realización de la Opinión Escrita: 13.09.2010

**Declaración**

<b>Novedad (Art. 6.1 LP 11/1986)</b>	Reivindicaciones	1-13	<b>SÍ</b>
	Reivindicaciones		<b>NO</b>
<b>Actividad inventiva (Art. 8.1 LP 11/1986)</b>	Reivindicaciones	12	<b>SÍ</b>
	Reivindicaciones	1-11, 13	<b>NO</b>

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 ha sido publicada.

**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 Publicación o Identificación	Fecha Publicación
D01	US 3958779 A	25-05-1976
D02	DE 19630681 A1	05-02-1998
D03	DE 897953 C	26-11-1953
D04	The Great Book of Modern Warplanes. ISBN: 0-517-63367-1	1987

**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, once reivindicaciones más dependientes de la anterior y una reivindicación independiente de método. Dicha invención define como objeto técnico de la misma, según se expresa en las primeras líneas de la reivindicación principal de aparato, una superficie de control; 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 su aplicación como superficie aerodinámica sustentadora. 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 una costilla de cierre principal situada en un extremo de la superficie de control a la que se une una barra principal de torsión ligada en su otro extremo a un sistema de palancas conectado a, al menos, un actuador.

El documento D01 se considera el estado de la técnica más próximo. Este documento estadounidense, que forma parte del mismo sector técnico, presenta un sistema de control para aeronaves en el que los timones de profundidad de los estabilizadores horizontales de cola son actuados a través de una barra de torsión que es, a su vez, accionada por un sistema duplicado de actuadores tipo hidráulico, neumático, eléctrico, etc. El documento D01 es, por tanto, relevante en lo que concierne a esta reivindicación 1. La reivindicación 13 de método es muy próxima en su contenido a la reivindicación 1, e igualmente dicho documento D01 es, también, relevante en lo que concierne a esta reivindicación 13. Las reivindicaciones dependientes 2-5 podrían encontrarse descritas en dicho documento D01, al menos en sus características técnicas esenciales, 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.

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 alemán y muestra un timón de aeronave fabricado en material compuesto, concretamente en fibra de carbono. Así, la consideración combinada de los documentos D01 y D02 puede afectar a las características técnicas substanciales del aparato presentadas en la parte caracterizadora de las reivindicaciones 6-7, 10-11, y, por tanto, puede afectar a la actividad inventiva de dichas reivindicaciones. El documento D03 está también bastante relacionado con la solicitud de invención presentada y también forma parte del mismo sector tecnológico a la vista de la figura 40. Se trata de un documento alemán y muestra un armazón formado por dos barras concéntricas que sirve de parte de la estructura de una aeronave, por ejemplo en el ala. Así, la consideración combinada de los documentos D01 y D03 puede afectar a las características técnicas substanciales del aparato presentadas en la parte caracterizadora de la reivindicación 8, y, por tanto, puede afectar a la actividad inventiva de dicha reivindicación.

El documento D04 está también bastante relacionado con la solicitud de invención presentada y también forma parte del mismo sector tecnológico. Se trata de una parte de una publicación y muestra en diversas vistas en corte la estructura interna de diversos aviones. Es de destacar especialmente, en la vista en corte del Phantom, el sistema de accionamiento y el actuador del timón de dirección, y en la vista en corte del B-1, el sistema de accionamiento y su doble actuador en tándem del estabilizador horizontal. El documento D04 es, por tanto, relevante en lo que concierne a esta reivindicación 1. La reivindicación 13 de método es muy próxima en su contenido a la reivindicación 1, e igualmente dicho documento D04 es, también, relevante en lo que concierne a esta reivindicación 13.