

(12) SOLICITUD INTERNACIONAL PUBLICADA EN VIRTUD DEL TRATADO DE COOPERACIÓN EN MATERIA DE PATENTES (PCT)

(19) Organización Mundial de la Propiedad
Intelectual
Oficina internacional



(10) Número de Publicación Internacional
WO 2010/103157 A1

(43) Fecha de publicación internacional
16 de septiembre de 2010 (16.09.2010)

PCT

(51) Clasificación Internacional de Patentes:
B64C 9/10 (2006.01) *B64C 13/28* (2006.01)
B64C 5/10 (2006.01)

(ES). SIMÓN CALERO, Francisco Javier [ES/ES];
Travesía Mare Nostrum, 29, E-28220 Majadahonda
(Madrid) (ES).

(21) Número de la solicitud internacional:
PCT/ES2010/070141

(74) Mandatario: UNGRIA LÓPEZ, Javier; Avenida
Ramón y Cajal, 78, E-28043 Madrid (ES).

(22) Fecha de presentación internacional:
11 de marzo de 2010 (11.03.2010)

(25) Idioma de presentación: español

(26) Idioma de publicación: español

(30) Datos relativos a la prioridad:
P200900687 12 de marzo de 2009 (12.03.2009) ES

(71) Solicitante (para todos los Estados designados salvo
US): AIRBUS OPERATIONS, S.L. [ES/ES]; Avenida
John Lennon, E-28906 Getafe (Madrid) (ES).

(72) Inventores; e

(75) Inventores/Solicitantes (para US solamente): VELA
ORGE, Pilar [ES/ES]; Maestro Turina, 3, E-28300
Aranjuez (Madrid) (ES). NAMER, Arnaud [FR/FR]; 67
bis rue de Bourrassol, F-31300 Toulouse (FR).
PASCUAL FUERTES, Angel [ES/ES]; Avenida de la
Ermita, 2, Portal D, 2 A, E-28108 Alacobendas (Madrid)

(81) Estados designados (a menos que se indique otra cosa,
para toda clase de protección nacional admisible): AE,
AG, AL, AM, AO, AT, AU, AZ, BA, BB, BG, BH, BR,
BW, BY, BZ, CA, CH, CL, CN, CO, CR, CU, CZ, DE,
DK, DM, DO, DZ, EC, EE, EG, ES, FI, GB, GD, GE,
GH, GM, GT, HN, HR, HU, ID, IL, IN, IS, JP, KE, KG,
KM, KN, KP, KR, KZ, LA, LC, LK, LR, LS, LT, LU,
LY, MA, MD, ME, MG, MK, MN, MW, MX, MY, MZ,
NA, NG, NI, NO, NZ, OM, PE, PG, PH, PL, PT, RO, RS,
RU, SC, SD, SE, SG, SK, SL, SM, ST, SV, SY, TH, TJ,
TM, TN, TR, TT, TZ, UA, UG, US, UZ, VC, VN, ZA,
ZM, ZW.

(84) Estados designados (a menos que se indique otra cosa,
para toda clase de protección regional admisible):
ARIPO (BW, GH, GM, KE, LS, MW, MZ, NA, SD, SL,
SZ, TZ, UG, ZM, ZW), euroasiática (AM, AZ, BY, KG,
KZ, MD, RU, TJ, TM), europea (AT, BE, BG, CH, CY,
CZ, DE, DK, EE, ES, FI, FR, GB, GR, HR, HU, IE, IS,
IT, LT, LU, LV, MC, MK, MT, NL, NO, PL, PT, RO,

[Continúa en la página siguiente]

(54) Title: SYSTEM FOR INCREASING CONTROLLABILITY FOR AN AIRCRAFT

(54) Título : SISTEMA DE AUMENTO DE CONTROLABILIDAD PARA UNA AERONAVE

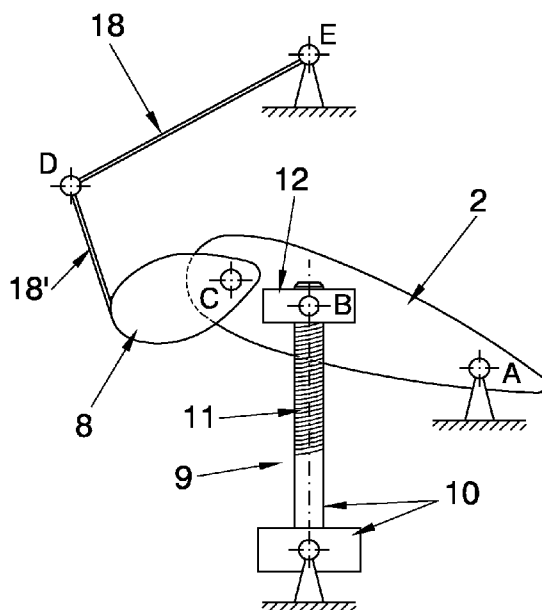


FIG. 3A

(57) Abstract: The system includes deflection transmission means (16) to provide a deflection position of a moveable flap (8), installed on a mobile HTP (2) of an aircraft (1), for each position of the setting angle of the HTP (2). Preferably, the means (16) for transmitting deflection (18, 20, 23) comprise essentially a mechanical tie connected between the flap (8) and the aircraft (1).

(57) Resumen:

[Continúa en la página siguiente]

WO 2010/103157 A1



SE, SI, SK, SM, TR), OAPI (BF, BJ, CF, CG, CI, CM, —
GA, GN, GQ, GW, ML, MR, NE, SN, TD, TG).

*antes de la expiración del plazo para modificar las
reivindicaciones y para ser republicada si se reciben
modificaciones (Regla 48.2(h))*

Publicada:

— *con informe de búsqueda internacional (Art. 21(3))*

El sistema incorpora medios (16) de transmisión de deflexión para proporcionar una posición de deflexión de un dispositivo (8) hipersustentador móvil, instalado en el HTP (2) móvil de una aeronave (1), para cada posición del ángulo de calado del HTP (2). Preferiblemente, los medios (16) de transmisión de deflexión (18, 20, 23) consisten esencialmente en una ligadura mecánica conectada entre el dispositivo (8) hipersustentador y la aeronave (1).

SISTEMA DE AUMENTO DE CONTROLABILIDAD PARA UNA AERONAVE**CAMPO DE LA INVENCION**

La presente invención se concibe para la industria aeronáutica, en el campo del diseño y la construcción de aeronaves, siendo de aplicación en los estabilizadores horizontales de las aeronaves.

OBJETO DE LA INVENCION

El problema técnico que plantea la invención es proporcionar un sistema que permita reducir el tamaño del estabilizador horizontal ("HTP", "Horizontal Tail Plane"), para reducir el peso y la resistencia aerodinámica de la aeronave y reduciendo por tanto su coste de operación.

El sistema de la invención se dirige a aeronaves que incorporan un "sistema de trimado" en el HTP. El sistema de trimado proporciona un movimiento de inclinación de todo el plano del HTP un cierto ángulo ("ángulo de calado") respecto a la aeronave, produciendo una variación del ángulo de ataque del HTP. Los HTP que incorporan un sistema de trimado se denominan "HTP móviles" ("Adjustable HTP"). La función del sistema de trimado es equilibrar "longitudinalmente" la aeronave automáticamente, es decir sin ser necesaria la intervención del piloto. Por "longitudinal" se entiende respecto al movimiento de giro de cabeceo de la aeronave. De este modo, una vez modificado el equilibrio longitudinal requerido, como consecuencia de que el piloto actuara sobre el timón de profundidad, sobre el empuje de los motores o sobre los dispositivos hipersustentadores del ala, el HTP móvil se inclina automáticamente hasta proporcionar la sustentación necesaria para el nuevo equilibrio y con el timón de profundidad en su posición recogida.

En términos generales, en el diseño de una aeronave, para una determinada disposición del HTP y unas características geométricas dadas del HTP (alargamiento, diedro, flecha, espesor, torsión, forma del perfil, etc.), el tamaño del HTP viene condicionado fundamentalmente por un

-2-

compromiso entre la estabilidad longitudinal (estática y dinámica) y la controlabilidad de la aeronave.

La estabilidad de una aeronave se define como la capacidad de la aeronave para que ante una pequeña perturbación de la velocidad aerodinámica y/o del ángulo de ataque de la aeronave en el equilibrio, la aeronave recupere automáticamente, es decir sin ser necesaria la intervención del piloto, dicho equilibrio y sea capaz de mantenerse en dicho equilibrio. La estabilidad longitudinal es la estabilidad respecto al equilibrio longitudinal, es decir respecto al movimiento de giro de cabeceo de la aeronave.

Simplificadamente, la influencia del HTP en la estabilidad longitudinal de una aeronave depende de la posición del centro de gravedad de la aeronave ("c.d.g."), que es variable durante la operación de ésta, y de un parámetro adimensional que caracteriza el tamaño del HTP denominado coeficiente de volumen del HTP. Cuanto más alejado esté el c.d.g. respecto del HTP y cuanto mayor sea el tamaño del HTP, la estabilidad longitudinal de la aeronave es tanto mayor.

Por otra parte, la controlabilidad de una aeronave se define como la capacidad de la aeronave para proporcionar las fuerzas y momentos necesarios que permitan realizar cualquier maniobra requerida. En particular, la controlabilidad longitudinal es la capacidad para proporcionar la sustentación adecuada para producir el momento de cabeceo necesario.

La controlabilidad longitudinal de la aeronave viene dada por las características aerodinámicas del HTP, a través del coeficiente de sustentación del HTP en función del ángulo de ataque de éste, que en general es diferente del ángulo de ataque de la aeronave ya que la presencia del ala y de sus dispositivos hipersustentadores modifican el valor del ángulo de ataque del HTP en una cantidad sustancial conocida como "deflexión de estela". Para una configuración dada del HTP (ángulo de calado fijado), el coeficiente de

sustentación del HTP presenta un máximo y un mínimo, con ángulos de ataque del HTP máximo (de signo positivo) y mínimo (de signo negativo) respectivamente; estos valores máximo y mínimo se denominan valores de pérdida, siendo los valores en los que sustancialmente tiene lugar la pérdida aerodinámica.

Una vez determinado el tamaño mínimo del HTP para cumplir con los criterios de estabilidad longitudinal, dependiendo del tipo de aeronave suele ser necesario aumentar la superficie aerodinámica del HTP respecto al tamaño mínimo referido para asegurar el cumplimiento de los criterios de controlabilidad longitudinal, en estos casos se dice que el diseño de la aeronave está limitado por controlabilidad. El aumento de la superficie aerodinámica permite que el coeficiente de sustentación necesario no sobrepase los valores de pérdida para las maniobras requeridas en estos casos.

En definitiva, el problema técnico que trata la presente invención se centra en la reducción del tamaño de un HTP móvil para reducir el peso de la aeronave en diseños limitados por controlabilidad longitudinal, es decir con un tamaño del HTP mínimo fijado por criterios de estabilidad longitudinal. La invención proporciona para ello un sistema de aumento de la controlabilidad de la aeronave que proporciona un aumento del coeficiente de sustentación del HTP, permitiendo la reducción del tamaño del HTP y del peso total de la aeronave y por tanto reduciendo el coste de operación de la aeronave.

ESTADO DE LA TÉCNICA ANTERIOR A LA INVENCION

Para conseguir un aumento del coeficiente de sustentación de las superficies sustentadoras de las aeronaves son bien conocidos en el estado de la técnica los dispositivos hipersustentadores, siendo convencional su uso en las alas. Se conocen dispositivos hipersustentadores de diferentes tipos, que se utilizan solos o combinados; en general, o modifican la forma exterior del perfil

-4-

(dispositivos hipersustentadores móviles), o son dispositivos que controlan la capa límite (aspiradores o sopladores de la capa límite) con el fin de retrasar su separación y, por tanto, la pérdida aerodinámica.

5 Los dispositivos hipersustentadores móviles son dispositivos que se mueven respecto al ala (movimiento de deflexión del dispositivo hipersustentador), y se basan en proporcionar un alargamiento de la cuerda del perfil o una variación de su curvatura, siendo accionados por el piloto,
10 normalmente en las maniobras en las que la aeronave requiere de una sustentación mayor, como en las fases de aterrizaje o despegue. Convencionalmente, existen dos formas de deflectar los dispositivos hipersustentadores: (a) usando un actuador para extender o retraer el dispositivo; o (b) usando un
15 motor eléctrico que a través de ejes de transmisión, cajas de engranajes y mecanismos, producen la requerida extensión o retracción del dispositivo.

Teniendo en cuenta que la actuación de los dispositivos hipersustentadores proporciona una sustentación adicional
20 para valores de pérdida, la instalación directa de dispositivos hipersustentadores en el HTP permitiría reducir la superficie efectiva del HTP y por ende su tamaño. Sin embargo, esta solución no sería satisfactoria para el problema técnico planteado en la presente invención teniendo
25 en cuenta que penaliza el peso de la aeronave debido a los actuadores y/o motores que sería necesario instalar, presentando además el inconveniente de su complejidad tanto en la instalación como en la operación de los dispositivos. Esta solución se conoce en el estado de la técnica aplicada
30 al avión AN-70, que tiene un dispositivo hipersustentador de tipo "slat" instalado en el borde de ataque del HTP, y que funciona deflectándose cuando los flaps de las alas se deflectan.

Alternativamente, se conocen dispositivos
35 hipersustentadores fijos instalados en el borde de ataque del HTP (avión CBA-123). Estos dispositivos proporcionan un

-5-

aumento de la sustentación para valores de pérdida del ángulo de ataque del HTP, proporcionando una reducción en el peso de la aeronave. Sin embargo, la mejora producida por estos dispositivos en la sustentación para valores de pérdida, produce un empeoramiento de la sustentación o de la resistencia para otros valores de ángulo de ataque del HTP.

DESCRIPCION DE LA INVENCION

Para resolver el problema técnico planteado la invención incorpora dispositivos hipersustentadores móviles instalados en un HTP móvil, con la función de aumentar el coeficiente de sustentación del HTP.

Adicionalmente, y para superar los inconvenientes del estado de la técnica mencionados, la invención persigue los siguientes efectos técnicos:

- Primero: Aprovechar el movimiento de inclinación del HTP móvil para transmitirlo al movimiento de deflexión de los dispositivos hipersustentadores;
- Segundo: Proporcionar un aumento del coeficiente de sustentación del HTP de forma selectiva en todo el rango de valores del ángulo de ataque del HTP, en particular para los valores de pérdida del HTP.

El primer efecto técnico permite simplificar la constitución del sistema de la invención, ya que en particular elimina la necesidad de instalar actuadores o motores para la deflexión de los dispositivos hipersustentadores.

El segundo efecto técnico permite producir la deflexión de los dispositivos hipersustentadores adecuada para aumentar (en valor absoluto) el coeficiente de sustentación del HTP dependiendo de los distintos ángulos de ataque del HTP sin detrimento en la sustentación o resistencia para otros valores del ángulo de ataque.

Básicamente, la solución que se propone en la presente invención se basa en ligar el movimiento de deflexión del dispositivo hipersustentador con el movimiento de

-6-

inclinación producido por el sistema de trimado del HTP móvil.

Un aspecto técnico a considerar sobre dicha ligadura que proporciona el sistema de la invención es que en los HTP móviles, teniendo en cuenta que la función del sistema de trimado es equilibrar longitudinalmente la aeronave, el ángulo de ataque del HTP aumenta en valor absoluto cuando el ángulo de calado del HTP aumenta en valor absoluto. Por consiguiente, los valores de pérdida del HTP se alcanzan con inclinaciones máximas (en valor absoluto) del HTP. Dado que las deflexiones máximas (en valor absoluto) se deben proporcionar para los valores de pérdida, se deduce que un acoplamiento que proporcione una deflexión creciente (en valor absoluto) en función de una inclinación (ángulo de calado) creciente (en valor absoluto) es viable para toda el rango de valores del ángulo de ataque, ya que para inclinaciones del HTP comprendidas entre el máximo y el mínimo ángulo de calado no se dan los valores de pérdida.

Para proporcionar dicha ligadura entre el movimiento de inclinación del HTP móvil y el movimiento de deflexión de los dispositivos hipersustentadores, el sistema de la invención comprende los siguientes elementos técnicos:

- Medios de acoplamiento ente el HTP y la aeronave, que comprenden: Medios de pivotamiento del HTP, sistema de trimado y medios de transmisión de la deflexión al dispositivo hipersustentador; y
- Medios de acoplamiento entre el dispositivo hipersustentador y el HTP.

Los medios de pivotamiento son los medios que acoplan articuladamente el HTP móvil con la aeronave, comprenden un eje de pivotamiento en torno al cual se produce el movimiento de inclinación del HTP con respecto a la aeronave.

El sistema de trimado es el sistema que proporciona el movimiento de inclinación del HTP respecto a la aeronave en torno a los medios de pivotamiento. El sistema de trimado

-7-

incluye medios de actuación, para producir la fuerza necesaria para lograr el movimiento de inclinación.

Los medios de inclinación son los medios que se conectan entre el HTP y los medios de actuación para transferir el movimiento del actuador al movimiento de inclinación del HTP.

Convencionalmente, el sistema de trimado incorpora unos medios de actuación que incluyen un actuador de tipo tornillo sinfín que proporciona un desplazamiento rectilíneo de los medios de inclinación.

Los medios de transmisión de la deflexión son los medios que autónomamente, es decir sin la acción de algún elemento externo a ellos, producen el movimiento de deflexión del dispositivo hipersustentador cuando el HTP se inclina respecto de la aeronave, transmitiendo la fuerza correspondiente necesaria para ello.

El sistema de la invención se caracteriza porque incorpora unos medios de transmisión de deflexión que proporcionan una posición de deflexión para cada ángulo de calado del HTP. De este modo el sistema proporciona una ligadura entre el movimiento de inclinación y el movimiento de deflexión, definida mediante una ley de deflexión.

Según la invención, los medios de transmisión de la deflexión pueden incorporar una ligadura mecánica conectada entre un dispositivo hipersustentador móvil y la aeronave, lo que permite eliminar la necesidad de instalar actuadores o motores para la deflexión del dispositivo hipersustentador. Se entiende por ligadura mecánica un conjunto de dispositivos que comprenden elementos mecánicos como barras, guías, engranajes, levas, etc, conectados entre sí mediante diferentes tipos de uniones (por ejemplo por medio de pernos, pasadores, etc) para transmitir movimientos y fuerzas. Así, en el caso de que los medios de transmisión de la deflexión consistan esencialmente en una ligadura mecánica conectada entre el dispositivo hipersustentador y

la aeronave, el sistema de la invención proporciona directamente la ley de deflexión adecuada.

BREVE ENUNCIADO DE LAS FIGURAS

Para complementar la descripción de la invención y con
5 objeto de ayudar a una mejor comprensión de sus
características técnicas, se acompaña a la presente memoria
descriptiva las siguientes figuras:

Figura 1.- Vista en perspectiva de un primer ejemplo de
disposición del HTP móvil en la cola de la aeronave, donde
10 se instala el sistema de la invención.

Figura 2.- Vista en perspectiva de un segundo ejemplo
de disposición del HTP móvil en la cola de la aeronave,
donde se instala el sistema de la invención.

Figura 3.- Esquema de funcionamiento de una realización
15 del sistema de la invención. En esta realización los medios
de transmisión de deflexión consisten en un mecanismo con
una barra articulada. La zona rayada representa una parte
fija de la aeronave, respecto a la cual el HTP se inclina, y
los círculos representan articulaciones. Las tres figuras
20 (3A, 3B y 3C) representan distintas posiciones del sistema,
correspondientes a distintos ángulos de calado del HTP con
sus respectivas posiciones de deflexión del dispositivo
hipersustentador.

Figura 4.- Esquema de funcionamiento de una realización
25 del sistema de la invención. En esta realización los medios
de transmisión de deflexión consisten en un mecanismo con
una guía. La zona rayada representa una parte fija de la
aeronave, respecto a la cual el HTP se inclina, y los
círculos representan articulaciones. Las tres figuras (4A,
30 4B y 4C) representan distintas posiciones del sistema,
correspondientes a distintos ángulos de calado del HTP con
sus respectivas posiciones de deflexión del dispositivo
hipersustentador.

Figura 5.- Vista en perspectiva de una realización
35 preferida del sistema de la invención.

Referencias:

-9-

- 1: Aeronave
- 2: HTP (Estabilizador horizontal)
- 3: Timón de profundidad
- 4: Estabilizador vertical
- 5 5: Timón de dirección
- 6: Eje de pivotamiento
- 7: Ventana de trimado
- 8: Dispositivo hipersustentador
- 9: Sistema de trimado
- 10 10: Medios de actuación
- 11: Tornillo sinfín
- 12: Medios de inclinación
- 13: Pieza hembra roscada
- 14: Muñón
- 15 15: Eje de inclinación
- 16: Medios de transmisión de deflexión
- 17: Eje de deflexión
- 18: Barra
- 18': Barra
- 20 19: Guía
- 20: Horquilla
- 21: Estructura del cajón de torsión del HTP
- 22: Saliente
- 23: Eje de anclaje
- 25 24: Revestimiento del HTP

DESCRIPCION DE UNA REALIZACIÓN PREFERIDA

La invención se dirige a una aeronave que incorpora un HTP (2) móvil. En las figuras 1 y 2 pueden verse las partes principales de la cola de la aeronave (1), donde se ensambla el HTP (2): el timón de profundidad (3), el estabilizador vertical (4) y el timón de dirección (5).

Cada una de las figuras 1 y 2 corresponden a dos ejemplos de disposiciones distintas del HTP (2), siendo este factor de la disposición del HTP (2) no limitante para la invención.

-10-

En las figuras 1 y 2 también puede verse como el HTP (2) sobresale de la estructura de la aeronave (1) a través de la ventana de trimado (7). El HTP (2) móvil se inclina respecto de la aeronave (1) en torno a los medios de pivotamiento. Los medios de pivotamiento comprenden un eje (6) de pivotamiento alrededor del cual el HTP (2) gira respecto de la aeronave inclinando el HTP (2). Puede existir más de un eje (6) de pivotamiento no alineados, no siendo esta característica limitante a los efectos de la invención, así como tampoco lo son las características geométricas particulares del HTP (2) (flecha, diedro, etc.).

Una de las características de la invención es que incorpora un dispositivo hipersustentador móvil en el HTP (2). El dispositivo (8) hipersustentador móvil de la realización preferida es, como se representa en las figuras, un dispositivo de tipo "Droop Nose", este dispositivo es un dispositivo hipersustentador de borde de ataque que se caracteriza porque los medios de acoplamiento entre el dispositivo (8) y el HTP (2) consisten esencialmente en una articulación con un eje (17) de deflexión en torno al cual gira el dispositivo con respecto al HTP (2), siendo la deflexión del dispositivo (8) hipersustentador el movimiento de giro en torno a un eje (17) de deflexión. Este tipo de dispositivo (8) hipersustentador aporta la ventaja técnica de que permite proporcionar un ángulo de giro tanto positivo como negativo con referencia a la cuerda del perfil del HTP (2), lo cual dota al sistema de una mayor funcionalidad en todo el rango de valores del ángulo de ataque del HTP (2).

Las figuras 3 y 4 representan esquemáticamente sendos ejemplos de realización del sistema de la invención con una ligadura mecánica entre el movimiento de deflexión del dispositivo (8) hipersustentador y el de inclinación del HTP (2). Los ejemplos se diferencian entre sí por el tipo de mecanismo que incorporan los medios (16) de transmisión de deflexión. En la representación puede observarse como el HTP (2) se inclina con respecto a la aeronave en torno al eje

-11-

(6) de pivotamiento (articulación A) cuando el sistema de trimado (9), que comprende unos medios (10) de actuación con un tornillo sinfín (11) y unos medios (12) de inclinación para transmitir adecuadamente el movimiento de inclinación, desplaza los medios (12) de inclinación en torno al eje (6) de pivotamiento, rotando el HTP (2) en torno al eje de (15) de inclinación (articulación B). Como consecuencia del movimiento de inclinación generado, el sistema proporciona una deflexión del dispositivo (8) hipersustentador consistente en un giro en torno al eje (17) de deflexión (articulación C).

El sistema representado en la figura 3, incorpora un mecanismo con una barra (18) conectada articuladamente (articulación E) a la aeronave (1) y también articuladamente (articulación D) a una segunda barra (18') que a su vez se conecta solidariamente al dispositivo (8) hipersustentador.

El sistema representado en la figura 4, incorpora un mecanismo consistente esencialmente en una guía (19) a lo largo de la que desliza articuladamente (articulación D') una barra (18') que se conecta solidariamente al dispositivo (8) hipersustentador. Este mecanismo de guía como el representado en la figura 4 permite proporcionar una ley de deflexión del dispositivo hipersustentador cualquiera según la geometría de la trayectoria de deslizamiento de la guía (19). En particular, en el ejemplo de la figura 4 puede observarse que la trayectoria de la guía entre los puntos a y b es concéntrica con la articulación A de pivotamiento, lo que permite que el dispositivo (8) hipersustentador entre dichos puntos no se deflecte respecto a la cuerda del perfil del HTP (2).

Los sistemas representados en las figuras 3 y 4 corresponden a dos ejemplos de realizaciones sin limitación sobre el objeto de la presente invención, ya que mediante mecanismos conocidos en el estado de la técnica sería posible llegar a otras realizaciones incluidas dentro del

-12-

ámbito de la presente invención implementando dichos mecanismos como medios (16) de transmisión de deflexión.

Considerando el criterio de signos de ángulo de deflexión positivo con giro del dispositivo (8) 5 hipersustentador por encima de la línea de la cuerda del perfil del HTP (2) y ángulo de calado positivo con giro por encima de un plano horizontal de la aeronave (1), la ley de deflexión elegida para la realización preferida es una ley tal que, un ángulo de calado positivo del HTP (2) respecto 10 de la aeronave (1) produce un ángulo de deflexión negativo del dispositivo (8) hipersustentador Droop Nose. Las distintas posiciones del sistema pueden observarse en las respectivas figuras 3a a 3c y 4a a 4c.

La realización preferida de la invención a la que se 15 refiere este apartado, a efectos de clarificar los elementos técnicos de la invención aportando la suficiencia descriptiva necesaria, se corresponde con el ejemplo de la figura 3a a 3b. El mecanismo que incorpora esta realización aparentemente presenta una ventajosa simplicidad tanto en su 20 construcción como en su instalación y mantenimiento sobre el sistema, deseable considerando la naturaleza de la invención.

En la figura 5 se muestra una vista en perspectiva de esta realización preferida, cuyas características técnicas 25 se describen a continuación. La posición representada es la de ángulo de calado positivo máximo con ángulo de deflexión del Droop Nose negativo máximo (en valor absoluto). En esta figura se observa la zona próxima al borde de ataque del HTP (2) ensamblado en la aeronave (1), viéndose cómo sobresale 30 aquél de ésta a través de la ventana de trimado (7). En la figura puede verse también la estructura (21) del HTP (2) bajo el revestimiento (24) del HTP (2) a través del corte del revestimiento que se ha representado.

El dispositivo (8) hipersustentador Droop Nose se 35 conecta articuladamente al HTP (2) por medio de unos salientes (22) de la estructura (21) del HTP (2). Para ello

-13-

el dispositivo (8) incorpora un eje (17) de deflexión que se articula en dichos salientes (22).

La inclinación del HTP (2) se logra por medio del sistema de trimado y los medios de pivotamiento. El sistema de trimado de la realización representada consiste en medios (10) de actuación con tornillo sinfín (11) que se conectan roscadamente a una pieza (13) hembra roscada. Esta pieza (13) hembra roscada a su vez se conecta solidariamente a un muñón (14), uno por cada parte izquierda y derecha del HTP (2). Por otra parte, los muñones (14) se conectan articuladamente a la estructura del HTP (2) por medio de un eje (15) de inclinación. Respecto a los medios de pivotamiento, en la figura se ha representado esquemáticamente el eje (6) de pivotamiento, respecto al cual el HTP (2) se inclina.

Así, la deflexión del dispositivo (8) Droop Nose se logra como consecuencia de la inclinación del HTP (2), tanto en la parte derecha como de la parte izquierda del HTP (2), mediante los medios (16) de transmisión de deflexión siguientes. El dispositivo (8) Droop Nose se conecta solidariamente a una horquilla (20), con la función de transmitir el par de torsión adecuado al eje (17) de deflexión; la horquilla (20) se conecta articuladamente a dos barras (18) cada una de las cuales se conecta articuladamente a la estructura de la aeronave (1) por medio de un eje (23) de anclaje fijo a la aeronave (1).

REIVINDICACIONES

1.- **SISTEMA DE AUMENTO DE CONTROLABILIDAD PARA UNA AERONAVE** (1) con un HTP (2) móvil, que comprende:

- 5 - un dispositivo (8) hipersustentador móvil en el HTP (2);
- medios de acoplamiento entre el dispositivo (8) hipersustentador y el HTP (2);
- 10 - medios de acoplamiento entre el HTP (2) y la aeronave (1), que comprenden medios para inclinar el HTP (2) con medios de pivotamiento del HTP (2) y un sistema (9) de trimado del HTP (2);

caracterizado porque:

15 los medios de acoplamiento entre el HTP (2) y la aeronave comprenden unos medios (16) de transmisión de deflexión al dispositivo (8) hipersustentador; estos medios (16) de transmisión de deflexión proporcionando una posición de deflexión del dispositivo (8) hipersustentador para cada ángulo de calado del HTP (2), definida por una ley de deflexión.

20 2.- **SISTEMA DE AUMENTO DE CONTROLABILIDAD PARA UNA AERONAVE** (1), con un HTP (2) móvil, según la reivindicación 1, **caracterizado porque** los medios (16) de transmisión de deflexión consisten esencialmente en una ligadura mecánica conectada entre el dispositivo (8) hipersustentador y la
25 aeronave (1).

3- **SISTEMA DE AUMENTO DE CONTROLABILIDAD PARA UNA AERONAVE** (1), con un HTP (2) móvil, según la reivindicación 2, **caracterizado porque** el dispositivo (8) hipersustentador es un dispositivo de borde de ataque.

30 4.- **SISTEMA DE AUMENTO DE CONTROLABILIDAD PARA UNA AERONAVE** (1), con un HTP (2) móvil, según la reivindicación 3, **caracterizado porque** el dispositivo (8) hipersustentador es de tipo Droop Nose, de manera que el movimiento de deflexión consiste en un giro del Droop Nose respecto al HTP
35 en torno a un eje de deflexión (17).

5.- **SISTEMA DE AUMENTO DE CONTROLABILIDAD PARA UNA AERONAVE** (1), con un HTP (2) móvil, según la reivindicación **4, caracterizado porque** la ley de deflexión es tal que un ángulo de calado positivo del HTP (2) respecto de la aeronave (1) produce un ángulo de deflexión negativo del dispositivo (8) hipersustentador.

6.- **SISTEMA DE AUMENTO DE CONTROLABILIDAD PARA UNA AERONAVE** (1), con un HTP (2) móvil, según la reivindicación **4, caracterizado porque** la ley de deflexión es tal que para un intervalo del ángulo de calado del HTP (2) en torno al ángulo de calado nulo, la inclinación del HTP (2) no produce deflexión del dispositivo (8) hipersustentador.

7.- **SISTEMA DE AUMENTO DE CONTROLABILIDAD PARA UNA AERONAVE** (1), con un HTP (2) móvil, según la reivindicación **5 ó 6, caracterizado porque** los medios (16) de transmisión de deflexión comprenden un mecanismo de guías con una guía (19) por la que desliza articuladamente (D') una barra (18') que se conecta solidariamente al dispositivo (8) hipersustentador.

8.- **SISTEMA DE AUMENTO DE CONTROLABILIDAD PARA UNA AERONAVE** (1), con un HTP (2) móvil, según la reivindicación **5, caracterizado porque** los medios (16) de transmisión de deflexión comprenden un mecanismo de barras con una barra (18) que se conecta articuladamente (E) a la aeronave (1) y también articuladamente (D) a una barra (18') que se conecta solidariamente al dispositivo (8) hipersustentador.

9.- **SISTEMA DE AUMENTO DE CONTROLABILIDAD PARA UNA AERONAVE** (1), con un HTP (2) móvil, según la reivindicación **8, caracterizado porque** la barra (18) del mecanismo de barras y que se conecta solidariamente al dispositivo (8) hipersustentador consiste esencialmente en una horquilla (20) que se conecta articuladamente a al menos una barra (18), estando la barra (18) conectada articuladamente a la aeronave (1) por medio de un eje (23) de anclaje.

-16-

- 10.- **SISTEMA DE AUMENTO DE CONTROLABILIDAD PARA UNA AERONAVE** (1), con un HTP (2) móvil, según una cualquiera de las reivindicaciones anteriores, **caracterizado porque** el sistema (9) de trimado incorpora medios (10) de actuación y
5 medios (12) de inclinación conectados entre sí; los medios (12) de inclinación conectados articuladamente (B) al HTP (2) por medio de un eje (15) de inclinación, y los medios (10) de actuación estando fijamente conectados a la aeronave (1).
- 10 11.- **SISTEMA DE AUMENTO DE CONTROLABILIDAD PARA UNA AERONAVE** (1), con un HTP (2) móvil, según la reivindicación 10, **caracterizado porque** los medios (10) de actuación incluyen un tornillo sinfín (11) que se conecta roscadamente a los medios (12) de inclinación.
- 15 12.- **SISTEMA DE AUMENTO DE CONTROLABILIDAD PARA UNA AERONAVE** (1), con un HTP (2) móvil, según la reivindicación 11, **caracterizado porque** los medios (12) de inclinación incluyen una pieza (13) hembra roscada que se conecta roscadamente al tornillo sinfín (11) y de forma fija a un
20 muñón (14) en el que se conecta el eje (15) de inclinación.

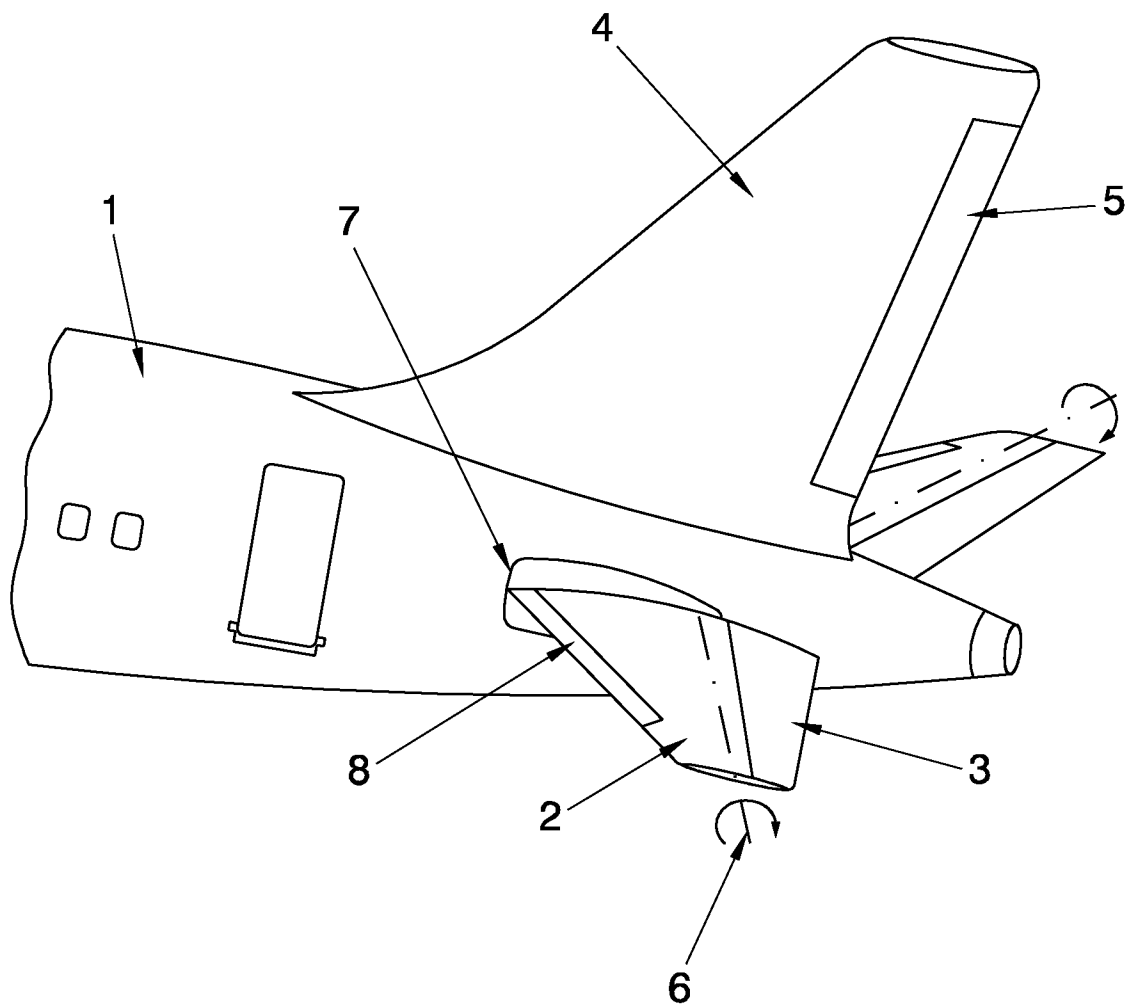


FIG. 1

2/5

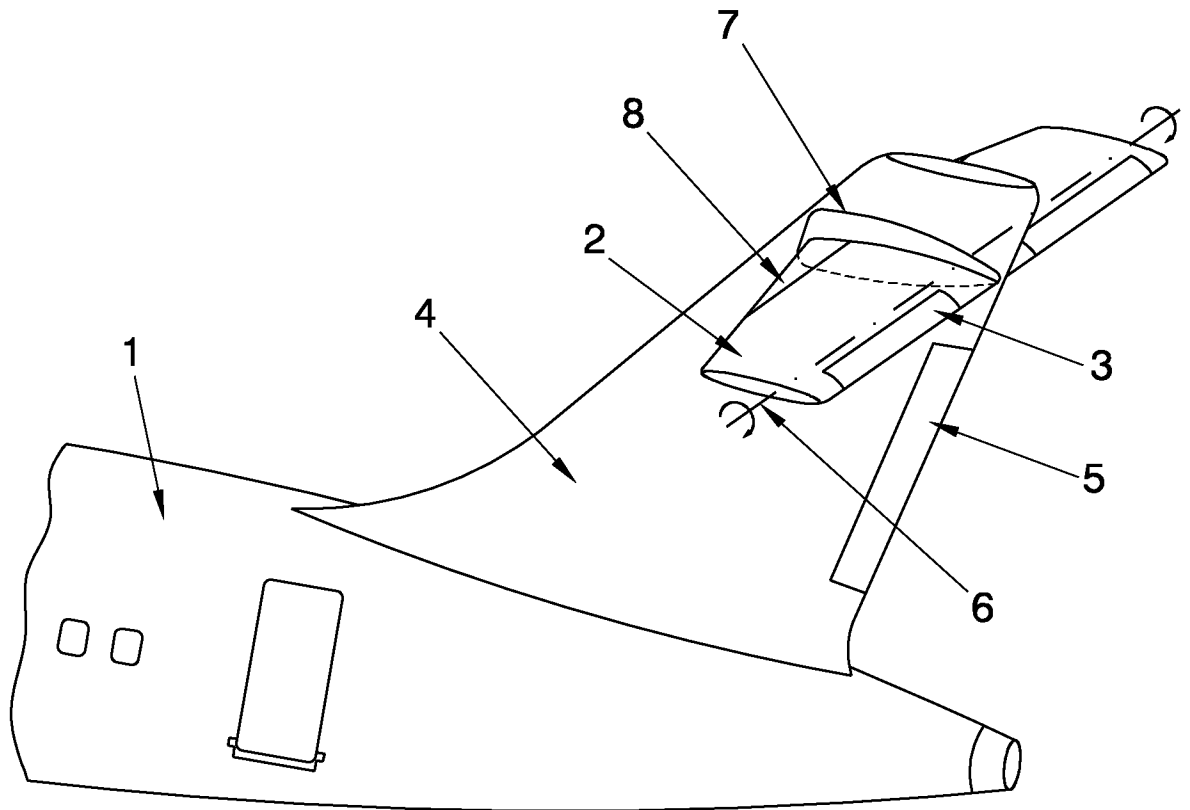


FIG. 2

3/5

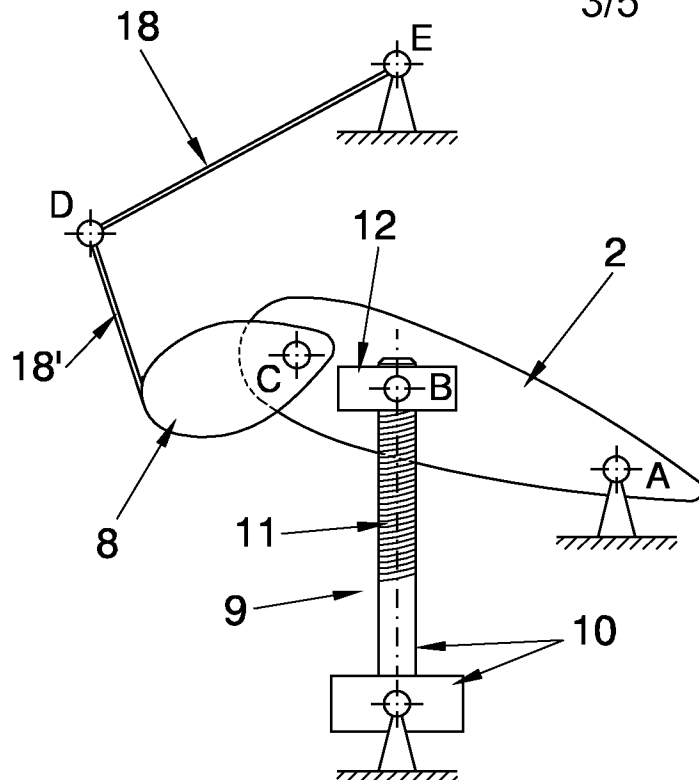


FIG. 3A

FIG. 3B

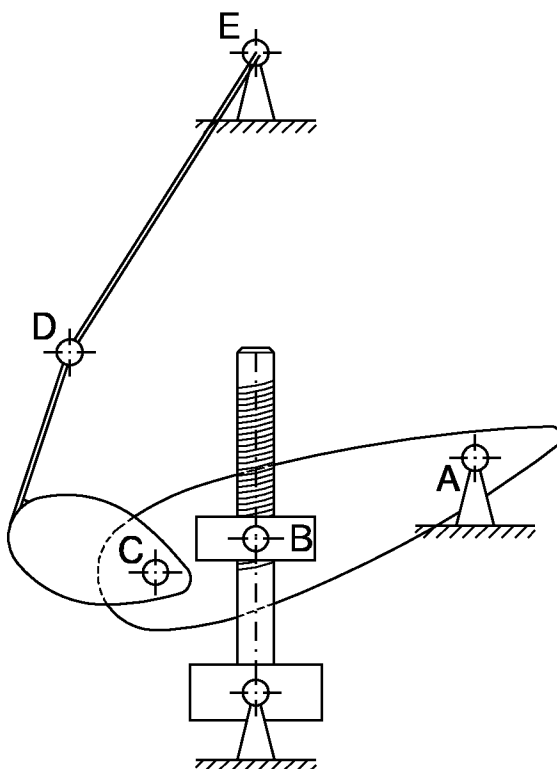
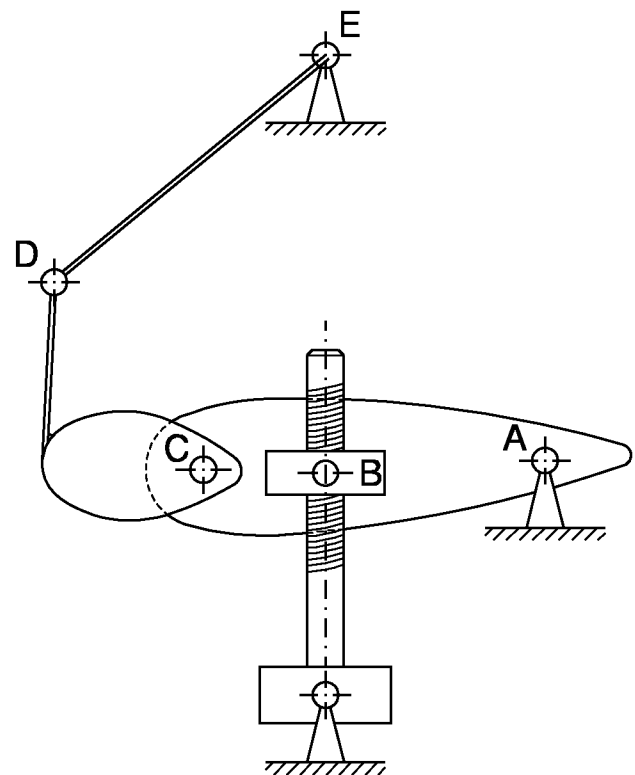


FIG. 3C

4/5

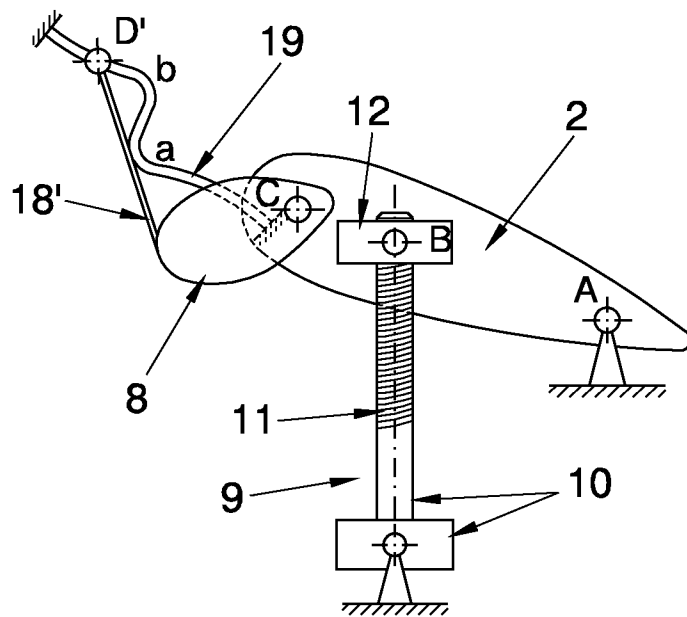


FIG. 4A

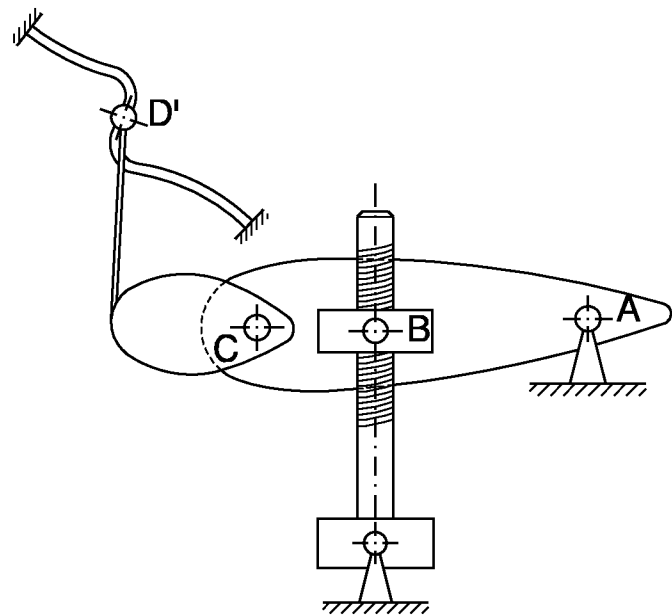


FIG. 4B

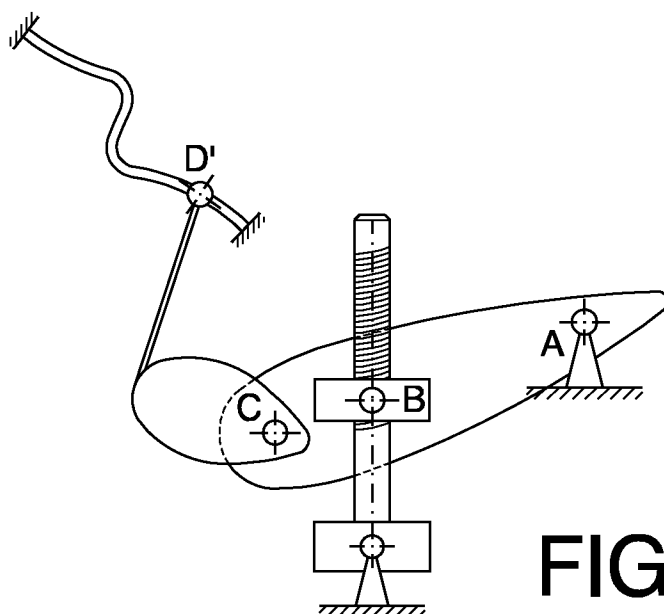


FIG. 4C

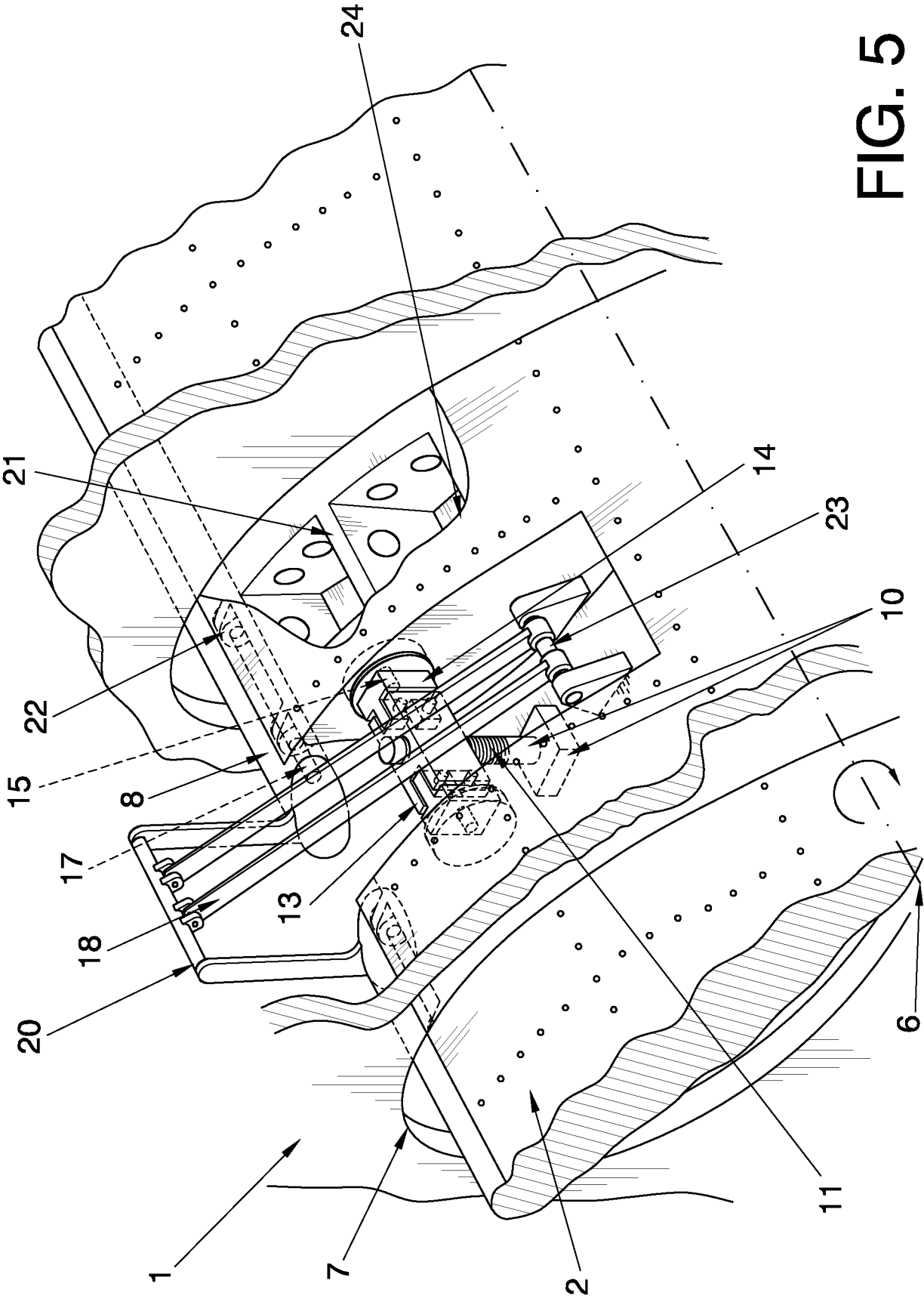


FIG. 5

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No.

PCT/ ES 2010/070141

A. CLASSIFICATION OF SUBJECT MATTER

see extra sheet

According to International Patent Classification (IPC) or to both national classification and IPC

B. FIELDS SEARCHED

Minimum documentation searched (classification system followed by classification symbols)

B64C

Documentation searched other than minimum documentation to the extent that such documents are included in the fields searched

Electronic data base consulted during the international search (name of data base and, where practicable, search terms used)

INVENES,EPODOC

C. DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT

Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
Y	US 4043523 A (BARTOE et al.) 23.08.1977, column 2, lines 26-48; figures 1-2.	1-2,10-12
Y	ES 2140046 T3 (AEROSPATIALE) 16.02.2000, column 7, lines 10-35; figures 2-3.	1-2,10-12
A	GB 1010042 A (BOEING CO) 17.11.1965, page 2, line 95 - page 3, line 45; figures 1-3.	1
A	DE 4006761 C1 (DORNIER LUFTFAHRT GMBH) 19.09.1991, figure 1,	1-2
A	WO 2008084260 A2 (AIRBUS UK LTD ; JAGGARD PHILIP ROBERT) 17.07.2008, page 4, lines 5-17; figure 2,	3
A	GB 998895 A (DEHAVILLAND AIRCRAFT) 21.07.1965, column 2, lines 1-29; figure 2,	3

☐ Further documents are listed in the continuation of Box C.

☒ See patent family annex.

* Special categories of cited documents:	"T"	later document published after the international filing date or priority date and not in conflict with the application but cited to understand the principle or theory underlying the invention
"A" document defining the general state of the art which is not considered to be of particular relevance.		
"E" earlier document but published on or after the international filing date		
"L" document which may throw doubts on priority claim(s) or which is cited to establish the publication date of another citation or other special reason (as specified)	"X"	document of particular relevance; the claimed invention cannot be considered novel or cannot be considered to involve an inventive step when the document is taken alone
"O" document referring to an oral disclosure use, exhibition, or other means	"Y"	document of particular relevance; the claimed invention cannot be considered to involve an inventive step when the document is combined with one or more other documents, such combination being obvious to a person skilled in the art
"P" document published prior to the international filing date but later than the priority date claimed		
	"&"	document member of the same patent family

Date of the actual completion of the international search

05 July 2010 (05.07.2010)

Date of mailing of the international search report

(09.07.2010)

Name and mailing address of the ISA/
O.E.P.M.

Paseo de la Castellana, 75 28071 Madrid, España.

Facsimile No. 34 91 3495304

Authorized officer

F. Jara Solera

Telephone No. + 34 91 349

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

Information on patent family members

International application No.

PCT/ ES 2010/070141

Patent document cited in the search report	Publication date	Patent family member(s)	Publication date
US 4043523 A	23.08.1977	DE 2707598 A AU 2210977 A GB 1524505 A	22.09.1977 17.08.1978 13.09.1978
ES 2140046 T	16.02.2000	CA 2182758 AC EP 0757955 AB EP 19960401648 FR 2737698 AB US 5823471 A	09.02.1997 12.02.1997 24.07.1996 14.02.1997 20.10.1998 20.10.1998 20.10.1998
GB 1010042 A	17.11.1965	NONE	-----
DE 4006761 C	19.09.1991	NONE	-----
GB 998895 A	21.07.1965	NONE	-----
WO 2008084260 A	17.07.2008	CA 2675127 A EP 2104628 A EP 20080702098 CN 101646599 A US 2010084515 A	17.07.2008 30.09.2009 08.01.2008 10.02.2010 08.04.2010

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No.

PCT/ ES 2010/070141

CLASSIFICATION OF SUBJECT MATTER

B64C 9/10 (2006.01)

B64C 5/10 (2006.01)

B64C 13/28 (2006.01)

INFORME DE BÚSQUEDA INTERNACIONAL

Solicitud internacional N°

PCT/ ES 2010/070141

A. CLASIFICACIÓN DEL OBJETO DE LA SOLICITUD

Ver hoja adicional

De acuerdo con la Clasificación Internacional de Patentes (CIP) o según la clasificación nacional y CIP.

B. SECTORES COMPRENDIDOS POR LA BÚSQUEDA

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

B64C

Otra documentación consultada, además de la documentación mínima, en la medida en que tales documentos formen parte de los sectores comprendidos por la búsqueda

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

INVENES, EPODOC

C. DOCUMENTOS CONSIDERADOS RELEVANTES

Categoría*	Documentos citados, con indicación, si procede, de las partes relevantes	Relevante para las reivindicaciones N°
Y	US 4043523 A (BARTOE et al.) 23.08.1977, columna 2, líneas 26-48; figuras 1-2.	1-2,10-12
Y	ES 2140046 T3 (AEROSPATIALE) 16.02.2000, columna 7, líneas 10-35; figuras 2-3.	1-2,10-12
A	GB 1010042 A (BOEING CO) 17.11.1965, página 2, línea 95 - página 3, línea 45; figuras 1-3.	1
A	DE 4006761 C1 (DORNIER LUFTFAHRT GMBH) 19.09.1991, figura 1,	1-2
A	WO 2008084260 A2 (AIRBUS UK LTD ; JAGGARD PHILIP ROBERT) 17.07.2008, página 4, líneas 5-17; figura 2,	3
A	GB 998895 A (DEHAVILLAND AIRCRAFT) 21.07.1965, columna 2, líneas 1-29; figura 2,	3



En la continuación del Recuadro C se relacionan otros documentos



Los documentos de familias de patentes se indican en el Anexo

* Categorías especiales de documentos citados:	"T"	documento ulterior publicado con posterioridad a la fecha de presentación internacional o de prioridad que no pertenece al estado de la técnica pertinente pero que se cita por permitir la comprensión del principio o teoría que constituye la base de la invención.
"A" documento que define el estado general de la técnica no considerado como particularmente relevante.	"X"	documento particularmente relevante; la invención reivindicada no puede considerarse nueva o que implique una actividad inventiva por referencia al documento aisladamente considerado.
"E" solicitud de patente o patente anterior pero publicada en la fecha de presentación internacional o en fecha posterior.	"Y"	documento particularmente relevante; la invención reivindicada no puede considerarse que implique una actividad inventiva cuando el documento se asocia a otro u otros documentos de la misma naturaleza, cuya combinación resulta evidente para un experto en la materia.
"L" documento que puede plantear dudas sobre una reivindicación de prioridad o que se cita para determinar la fecha de publicación de otra cita o por una razón especial (como la indicada).	"&"	documento que forma parte de la misma familia de patentes.
"O" documento que se refiere a una divulgación oral, a una utilización, a una exposición o a cualquier otro medio.		
"P" documento publicado antes de la fecha de presentación internacional pero con posterioridad a la fecha de prioridad reivindicada.		

Fecha en que se ha concluido efectivamente la búsqueda internacional.

05 Julio 2010 (05.07.2010)

Fecha de expedición del informe de búsqueda internacional

09 JULIO 2010 (09.07.2010)

Nombre y dirección postal de la Administración encargada de la búsqueda internacional O.E.P.M.

Paseo de la Castellana, 75 28071 Madrid, España.

N° de fax 34 91 3495304

Funcionario autorizado

F. Jara Solera

N° de teléfono + 34 91 349

INFORME DE BÚSQUEDA INTERNACIONAL

Información relativa a miembros de familias de patentes

Solicitud internacional N°

PCT/ES 2010/070141

Documento de patente citado en el informe de búsqueda	Fecha de Publicación	Miembro(s) de la familia de patentes	Fecha de Publicación
US 4043523 A	23.08.1977	DE 2707598 A AU 2210977 A GB 1524505 A	22.09.1977 17.08.1978 13.09.1978
ES 2140046 T	16.02.2000	CA 2182758 AC EP 0757955 AB EP 19960401648 FR 2737698 AB US 5823471 A	09.02.1997 12.02.1997 24.07.1996 14.02.1997 20.10.1998 20.10.1998 20.10.1998
GB 1010042 A	17.11.1965	NINGUNO	-----
DE 4006761 C	19.09.1991	NINGUNO	-----
GB 998895 A	21.07.1965	NINGUNO	-----
WO 2008084260 A	17.07.2008	CA 2675127 A EP 2104628 A EP 20080702098 CN 101646599 A US 2010084515 A	17.07.2008 30.09.2009 08.01.2008 10.02.2010 08.04.2010

INFORME DE BÚSQUEDA INTERNACIONAL

Solicitud internacional N°

PCT/ ES 2010/070141

CLASIFICACIÓN DEL OBJETO DE LA SOLICITUD

B64C 9/10 (2006.01)

B64C 5/10 (2006.01)

B64C 13/28 (2006.01)