



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA

① Número de publicación: **2 335 840**

② Número de solicitud: 200702114

⑤ Int. Cl.:
B64C 5/06 (2006.01)

⑫

PATENTE DE INVENCION

B1

② Fecha de presentación: **27.07.2007**

④ Fecha de publicación de la solicitud: **05.04.2010**

Fecha de la concesión: **08.02.2011**

④ Fecha de anuncio de la concesión: **18.02.2011**

④ Fecha de publicación del folleto de la patente:
18.02.2011

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

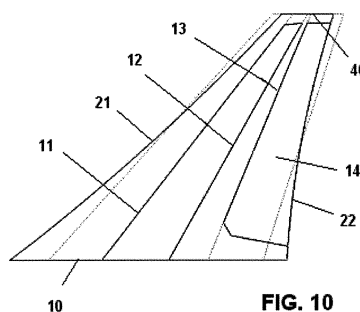
⑦ Inventor/es: **Cabello Moreno, José Alberto y**
Verde Pleckeler, Jorge Pablo

⑦ Agente: **Elzaburu Márquez, Alberto**

⑤ Título: **Empenaje de aeronave.**

⑤ Resumen:

Empenaje de aeronave. Forma en planta del empenaje de una aeronave que comprende bordes de ataque (21) y bordes de salida (22) curvilíneos, con una configuración del empenaje de la aeronave en la cual el eje de charnela (13) tiene un porcentaje con respecto de la cuerda (50) en cada sección (51) no constante, siendo los largueros anterior (11) y posterior (12) rectilíneos con porcentaje con respecto a la cuerda (50) en cada sección (51) no constantes, o bien siendo estos largueros (11, 12) curvilíneos con porcentaje constante o no constante con respecto a la cuerda (50) en cada sección (51). Asimismo, la invención propone también una forma en planta del empenaje de una aeronave que comprende bordes de ataque (21) y bordes de salida (22) rectilíneos, en la cual el eje de charnela (13) tiene un porcentaje con respecto de la cuerda (50) en cada sección (51) no constante, siendo los largueros anterior (11) y posterior (12) bien rectilíneos, con porcentaje constante o no constante con respecto a la cuerda (50) de cada sección (51), o bien siendo estos largueros (11, 12) curvilíneos, de porcentaje constante o no.



ES 2 335 840 B1

Aviso: Se puede realizar consulta prevista por el art. 37.3.8 LP.

DESCRIPCIÓN

Empenaje de aeronave.

5 **Campo de la invención**

La presente invención se refiere a la forma en planta, a la forma del timón y a la estructura interna de empenajes de aeronave, en concreto para grandes aeronaves de uso civil.

10 **Antecedentes de la invención**

El empenaje de una aeronave típicamente se compone de un empenaje horizontal y otro vertical. El empenaje horizontal es el encargado de la estabilidad y el control en profundidad de la aeronave, mientras que el empenaje vertical se encarga de la estabilidad y el control lateral de la misma. La forma en planta de un empenaje es el contorno de la proyección sobre su plano, dependiendo así las propiedades aerodinámicas en gran medida de esta forma en planta. El timón del empenaje es la parte móvil del mismo que permite el control de la aeronave.

La envergadura del empenaje es la dimensión del empenaje en dirección perpendicular a la corriente incidente, considerándose una sección de empenaje como una rebanada de empenaje en la dirección de la corriente de aire incidente. Así, la cuerda en una sección concreta es la dimensión del empenaje en esa sección, siendo la cuerda en la raíz y la cuerda en la punta las cuerdas en el encastre y en la punta del empenaje, respectivamente. La distribución de cuerdas es la función matemática que expresa la cuerda en función de la posición a lo largo de la envergadura. Normalmente, ésta es una función decreciente, siendo constante para el caso de los empenajes rectangulares.

La sustentación aerodinámica es la fuerza aerodinámica soportada por el empenaje, en la dirección perpendicular a la corriente de aire incidente. La resistencia aerodinámica es la fuerza aerodinámica soportada por el empenaje en la dirección de la corriente incidente.

Algunos de los factores importantes a tener en cuenta en las primeras fases del estudio de un avión son: el área encerrada por la forma en planta o superficie total, la distancia del empenaje al centro de gravedad del avión y la superficie del timón con respecto a la superficie total. Fijados estos parámetros, el diseño consiste en optimizar el empenaje minimizando su peso, su resistencia aerodinámica, sus costes de fabricación y mejorando la eficiencia del timón.

Existen distintas formas en planta posibles para los empenajes de una aeronave. Las formas en planta más sencillas son en forma rectangular o en forma trapezoidal. Históricamente se fabricaron alas (no empenajes) con formas en planta elípticas, ya que la teoría aerodinámica de alas predice que esta forma en planta minimiza la resistencia aerodinámica. En la actualidad se sabe que una forma en planta elíptica es más cara de fabricar y más pesada que una forma en planta trapezoidal y que el detrimento en resistencia aerodinámica es pequeño.

Las formas en planta rectangular y trapezoidal de los empenajes son las más empleadas debido a que presentan una gran rigidez y simplicidad estructural, al tiempo que son formas en planta fáciles de analizar por ordenador y baratas de fabricar. Sin embargo, para aplicaciones que requieran altas prestaciones no ofrecen un óptimo multidisciplinar si se tiene en cuenta tanto el peso como la resistencia aerodinámica y los costes de fabricación.

Clásicamente, la estructura interna del empenaje de una aeronave comprende dos largueros principales, un larguero anterior y un larguero posterior, distribuidos a lo largo de la envergadura, cerrando la estructura o cajón del empenaje de la aeronave. La posición de los largueros anterior y posterior en cada sección es un porcentaje constante de la cuerda en cada sección. Así, un porcentaje típico de la posición del larguero anterior sería el 20% de la cuerda en cada sección, mientras que un porcentaje típico de la posición del larguero posterior sería el 55% de la cuerda en cada sección. Existen empenajes con tres o más largueros, pero siempre cumplen que su posición es un porcentaje constante de la cuerda en cada sección.

De modo similar, el eje de charnela del timón (timón de profundidad o timón de dirección) tiene un porcentaje constante a lo largo de la envergadura, típicamente del 70% de la cuerda en cada sección. Debido a su función de eje alrededor del cual gira el timón, el eje de charnela ha de ser rectilíneo, si bien no es necesario, siendo éste objeto de la presente patente, que tenga un porcentaje constante de la cuerda en cada sección.

La optimización multidisciplinar de un empenaje de aeronave (a partir de ahora optimización multidisciplinar) consiste en modificar su forma en planta, el tamaño del timón, la posición de su eje de charnela y la posición de sus largueros de modo que se optimice simultáneamente su peso, su resistencia aerodinámica, la eficiencia de su timón y sus costes de fabricación.

Es objeto de la presente patente proponer, basándose en una optimización multidisciplinar y para un empenaje de aeronave, formas en planta, formas de timón, posición del eje de charnela y posición de los largueros innovadoras.

Sumario de la invención

El objetivo de esta invención es optimizar multidisciplinariamente un empenaje de aeronave. La presente invención consigue este objetivo mediante una forma en planta innovadora con bordes de ataque y de salida curvilíneos que disminuyen la distribución de momentos flectores y por lo tanto el peso. Adicionalmente, la invención desarrolla una posición del eje de charnela del timón de porcentaje con respecto a la cuerda en las secciones no constante. Finalmente, la invención desarrolla además una estructura interna basada en largueros curvilíneos o largueros rectilíneos con posición porcentual con respecto a la cuerda en las secciones no constante.

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

Descripción de las figuras

La Figura 1 muestra en esquema una forma en planta de empenaje convencional para aeronave.

La Figura 2 muestra en esquema una forma en planta de empenaje convencional para aeronave en forma rectangular con el borde de ataque y el borde de salida paralelos.

La Figura 3 muestra en esquema una forma en planta de empenaje convencional para aeronave en forma trapezoidal, con el borde de ataque y el borde de salida secantes.

La Figura 4 muestra en esquema una forma en planta de ala histórica para aeronave en forma elíptica.

La Figura 5 muestra la distribución de la sustentación a lo largo de la envergadura del empenaje convencional de una aeronave con forma en planta rectangular y trapezoidal.

La Figura 6 muestra la distribución del momento a flexión a lo largo de la envergadura del empenaje convencional de una aeronave con forma en planta rectangular y trapezoidal.

La Figura 7 muestra la posición de los largueros en el empenaje convencional de aeronave en forma en planta trapezoidal.

Las Figuras 8 y 9 muestran en esquema formas en planta de empenaje para aeronave con bordes de ataque y de salida curvilíneos, según la presente invención.

La Figura 10 muestra la forma en planta, posición del eje de charnela del timón y posición de los largueros en el empenaje para aeronave según una primera realización de la presente invención.

La Figura 11 muestra la forma en planta, posición del eje de charnela del timón y posición de los largueros en el empenaje para aeronave según una segunda realización de la presente invención.

La Figura 12 muestra la forma en planta, posición del eje de charnela del timón y posición de los largueros en el empenaje para aeronave según una tercera realización de la presente invención.

Descripción detallada de la invención

Según se observa en la Figura 1, la forma en planta del empenaje de una aeronave comprenden un borde de ataque 21 y un borde de salida 22, definiéndose como cuerda la distancia entre el borde de ataque 21 y el borde de salida 22. Así, existe una cuerda 10 en la raíz del empenaje, una cuerda 10 en la punta del empenaje, y una cuerda 50 en una sección situada a una distancia 51 cualquiera de la cuerda 10 de la raíz, siempre con respecto a la dirección de la corriente de aire incidente, 60. La envergadura 61 del empenaje es la dimensión del empenaje en dirección perpendicular a la corriente incidente 60.

Convencionalmente, según se observa en las Figuras 2 y 3, las formas en planta del empenaje de aeronaves, en particular en grandes aeronaves de uso civil, tienen formas en planta rectangulares 1 o formas en planta trapezoidales 2, con el borde de ataque 21 y el borde de salida 22 rectilíneos. Estas formas en planta simplifican la estimación de las propiedades aerodinámicas. También existen en la técnica conocida formas en planta elípticas 70, según se observa en la Figura 4, aplicadas exclusivamente a alas, no a empenajes, cuyo objetivo era minimizar su resistencia aerodinámica, y no optimizar de manera multidisciplinaria.

Se puede observar en la Figura 5 la distribución 4 de la sustentación a lo largo de la envergadura 61 del empenaje, cuando la forma en planta es rectangular 1 siendo los bordes de ataque 21 y de salida 22 paralelos.

La integral de la curva 4 anterior igual al área 3 encerrada bajo la curva de sustentación 4, nos otorga la sustentación total del empenaje. Los empenajes se dimensionan y diseñan en función de la sustentación total que otorgan, constituyendo ésta una limitación de diseño. Sin embargo, siempre y cuando se mantenga esta área 3 constante siendo por lo tanto la sustentación total constante, se puede dotar de una forma distinta a la curva de sustentación 4 anterior.

ES 2 335 840 B1

Por otro lado, la teoría aerodinámica predice que la sustentación de una sección varía, entre otros, según los siguientes parámetros:

- crece con la cuerda 50 de la sección 51;
- decrece con la posición de la sección 51 a lo largo de la envergadura 61, llegando a cero en la punta 40.

Según la teoría de vigas unidimensionales de la resistencia de materiales, la distribución de los momentos a flexión a lo largo de la envergadura 61 del empenaje, se obtiene integrando la distribución de sustentación 4 multiplicada por el brazo de esa sustentación hasta la sección 51 en la cual se está calculando el momento a flexión.

Según lo anterior, la distribución del momento a flexión 6 resultante en una estructura en planta rectangular 1 del empenaje de una aeronave es la que se muestra en la Figura 6.

Por otro lado, el peso estructural del empenaje de una aeronave depende entre otros factores del momento a flexión al que está sometida cada sección 51. Una forma en planta con cuerdas más grandes en la raíz 10 y más pequeñas en la punta 40, manteniendo la sustentación total constante, al tener una distribución de sustentación más cercana a la raíz, conlleva una distribución de momentos a flexión inferior, disminuyendo por consiguiente el peso del empenaje.

Una forma comúnmente empleada para conseguir lo anterior consiste en implementar una forma en planta de empenaje de aeronave trapezoidal 2. Dado que la sustentación de una sección 51 es proporcional a la cuerda 50 de la sección, un empenaje trapezoidal 2 tiene una distribución de sustentación 7 con sustentaciones superiores cerca de la raíz 10 e inferiores cerca de la punta 40, tal como la que se observa en la Figura 5.

De igual forma que para el caso de empenaje rectangular 1, la distribución de momentos a flexión 9 para un empenaje trapezoidal 2 se puede observar en la Figura 6.

Aunque la tendencia en primera aproximación es la presentada, hay otros factores que influyen en menor medida en el peso, la resistencia aerodinámica y la eficiencia del timón. Algunos de estos factores son los siguientes:

- la capa límite viscosa del fuselaje;
- influencia del ala y el fuselaje;
- limitaciones tecnológicas de fabricación;
- deformaciones por pandeo;
- resistencias aerodinámicas inducidas, parásitas y de interferencia.

Todos estos factores pueden tenerse en cuenta mediante cálculos por ordenador y la potencia de cálculo de los ordenadores actuales permiten hacerlo incluso con formas en planta no convencionales.

Aparte de optimizar la forma en planta del empenaje, es posible innovar en la configuración de la estructura interna del empenaje, concretamente en la posición de los largueros anterior 11 y posterior 12, modificando su posición porcentual con respecto a la cuerda en cada sección optimizando el empenaje multidisciplinarmente.

El cajón de un empenaje es la estructura interna que soporta principalmente los esfuerzos aerodinámicos. Comprende dos o más largueros 11, 12 cubiertos por un revestimiento superior e inferior formando un cajón cerrado. Cuanto más grande es el cajón, más eficientemente soporta los esfuerzos y por lo tanto menos pesa, hasta cierto límite impuesto por el pandeo, por límites de fabricabilidad y otros requerimientos de aeronavegabilidad. La complejidad del análisis de un cajón sólo puede realizarse con la precisión que exige la aviación actual mediante cálculos computacionales. El incremento de potencia computacional en la última década permite calcular por ordenador el comportamiento de un cajón con largueros curvilíneos, pudiendo optimizar multidisciplinarmente la curvatura óptima de estos.

Finalmente, la eficiencia del timón 14 de un empenaje depende, entre otros factores, del porcentaje donde se encuentra ubicado el eje de charnela 13. A mayor tamaño del timón 14 (menor porcentaje), mayor eficiencia. Debido a efectos aerodinámicos tridimensionales, sucede que cerca de la punta 40 del empenaje el timón 14 se encuentra al límite de su capacidad de control, mientras que en la raíz 10 del empenaje el timón 14 tiene margen para generar más capacidad de control. Por otro lado, ya que a efectos del diseño de un empenaje lo que interesa es la sustentación total incremental que genera el timón al reflectarse, al igual que sucede con el empenaje completo, cuanto más cerca de la raíz 10 está la distribución de sustentación producida por el timón 14, menor será el momento a flexión debido a la sustentación y por lo tanto menor será el peso del empenaje. Adicionalmente, el volumen entre el larguero posterior 12 y el eje de charnela 13 se encuentra vacío, salvo por los actuadores (típicamente dos) que impulsan la deflexión del timón 14. Es una restricción de diseño el tamaño de los actuadores y la necesidad de que haya suficiente hueco entre

ES 2 335 840 B1

5 el larguero posterior 12 y el eje de charnela 13. Esta restricción se da en una o varias secciones puntuales, y no en toda la longitud del empenaje, de modo que puede ampliarse el tamaño del timón 14 acercándolo al larguero posterior 12 en las zonas donde no se encuentran los actuadores. Teniendo en cuenta estos tres factores, un eje de charnela 13 rectilíneo en el que el porcentaje con respecto a la cuerda 50 en cada sección 51 sea no constante, es una variable adicional que puede emplearse para optimizar el empenaje multidisciplinarmente.

10 Una vez dispuesto todo lo anterior y teniendo en cuenta los avances realizados en el campo de Dinámica de Fluidos por Ordenador, *Computer Fluid Dynamics* (CFD), y en el propio campo de los ordenadores, la presente invención propone:

- para formas en planta de empenajes de aeronaves: nuevos bordes de ataque 21 y bordes de salida 22 curvilíneos como se esquematiza en las Figuras 8 y 9;
- 15 - para la forma y configuración del timón de empenajes de aeronaves: nuevo eje de charnela del timón 13 rectilíneo con posición porcentual con respecto a la cuerda en cada sección no constante;
- para estructura interna de empenajes de aeronaves: nuevos largueros anterior 11 y posterior 12 rectilíneos con posición porcentual con respecto a la cuerda en cada sección no constante;
- 20 - para estructura interna de empenajes de aeronaves: nuevos largueros anterior 11 y posterior 12 curvilíneos con posición porcentual con respecto a la cuerda en cada sección constante;
- 25 - para estructura interna de empenajes de aeronaves: nuevos largueros anterior 11 y posterior 12 curvilíneos con posición porcentual con respecto a la cuerda en cada sección no constante.

30 Según una primera realización de la invención, se propone una forma en planta del empenaje de una aeronave con bordes de ataque 21 y salida 22 curvilíneos de forma cóncava, se propone una estructura interna del empenaje de una aeronave con largueros anterior 11 y posterior 12 rectilíneos con porcentaje con respecto a la cuerda en cada sección no constantes, y se propone una configuración del empenaje de una aeronave con eje de charnela 13 con porcentaje con respecto de la cuerda en cada sección no constante, como se refleja en la Figura 10. La posición de todos estos elementos se podrá fijar al optimizar el empenaje multidisciplinarmente, mediante cálculos avanzados por ordenador.

35 Según una segunda realización de la invención, se propone una forma en planta del empenaje de una aeronave con bordes de ataque 21 y de salida 22 curvilíneos de forma convexa, se propone una estructura interna del empenaje de una aeronave con largueros anterior 11 y posterior 12 curvilíneos con porcentaje con respecto a la cuerda en cada sección constantes o bien que tracen una curva de porcentaje no constante que sea óptima, y se propone una configuración del empenaje de una aeronave con eje de charnela 13 con porcentaje con respecto de la cuerda en cada sección no constante, como se refleja en la Figura 11. Del mismo modo que en la primera realización, la posición de todos los elementos se optimizará multidisciplinarmente, mediante cálculos avanzados por ordenador.

45 Según una tercera realización de la invención, se propone una forma en planta del empenaje de una aeronave con bordes de ataque 21 y de salida 22 rectilíneos, se propone una estructura interna del empenaje de una aeronave con largueros anterior 11 y posterior 12 rectilíneos con porcentajes respecto a la cuerda en cada sección no constantes o bien con porcentajes constantes, o bien con largueros anterior 11 y posterior 12 curvilíneos con porcentajes constantes o no constantes con respecto a la cuerda en cada sección, proponiéndose además una configuración del empenaje de una aeronave con eje de charnela 13 con porcentaje con respecto de la cuerda en cada sección no constante, como se refleja en la Figura 12. Del mismo modo que en la primera y segunda realizaciones, la posición de todos los elementos se optimizará multidisciplinarmente, mediante cálculos avanzados por ordenador.

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

55

60

65

ES 2 335 840 B1

REIVINDICACIONES

5 1. Forma en planta del empenaje de una aeronave **caracterizada** porque comprende bordes de ataque (21) y bordes de salida (22) curvilíneos, con una configuración del empenaje de la aeronave en la cual el eje de charnela (13) es rectilíneo y tiene un porcentaje con respecto de la cuerda (50) en cada sección (51) no constante.

10 2. Forma en planta del empenaje de una aeronave según la reivindicación 1 **caracterizada** porque los bordes de ataque (21) y bordes de salida (22) son curvilíneos de forma convexa.

10 3. Forma en planta del empenaje de una aeronave según la reivindicación 1 **caracterizada** porque los bordes de ataque (21) y bordes de salida (22) son curvilíneos de forma cóncava.

15 4. Forma en planta del empenaje de una aeronave según cualquiera de las reivindicaciones 1 a 3 **caracterizada** porque comprende largueros anterior (11) y posterior (12) rectilíneos con porcentaje con respecto a la cuerda (50) en cada sección (51) no constantes.

20 5. Forma en planta del empenaje de una aeronave según cualquiera de las reivindicaciones 1 a 3 **caracterizada** porque comprende largueros anterior (11) y posterior (12) curvilíneos con porcentaje con respecto a la cuerda (50) en cada sección (51) constantes.

25 6. Forma en planta del empenaje de una aeronave según cualquiera de las reivindicaciones 1 a 3 **caracterizada** porque comprende largueros anterior (11) y posterior (12) curvilíneos que trazan una curva de porcentaje no constante optimizada multidisciplinariamente.

25 7. Forma en planta del empenaje de una aeronave que comprende bordes de ataque (21) y bordes de salida (22) rectilíneos, **caracterizada** porque en la configuración del empenaje de la aeronave el eje de charnela (13) es rectilíneo y tiene un porcentaje con respecto de la cuerda (50) en cada sección (51) no constante.

30 8. Forma en planta del empenaje de una aeronave según la reivindicación 7 **caracterizada** porque comprende largueros anterior (11) y posterior (12) rectilíneos con porcentaje con respecto a la cuerda (50) en cada sección (51) no constantes.

35 9. Forma en planta del empenaje de una aeronave según la reivindicación 7 **caracterizada** porque comprende largueros anterior (11) y posterior (12) rectilíneos con porcentaje con respecto a la cuerda (50) en cada sección (51) constantes.

40 10. Forma en planta del empenaje de una aeronave según la reivindicación 7 **caracterizada** porque comprende largueros anterior (11) y posterior (12) curvilíneos con porcentaje con respecto a la cuerda (50) en cada sección (51) constantes.

45 11. Forma en planta del empenaje de una aeronave según la reivindicación 7 **caracterizada** porque comprende largueros anterior (11) y posterior (12) curvilíneos con porcentaje con respecto a la cuerda (50) en cada sección (51) no constantes.

45

50

55

60

65

FIG. 1

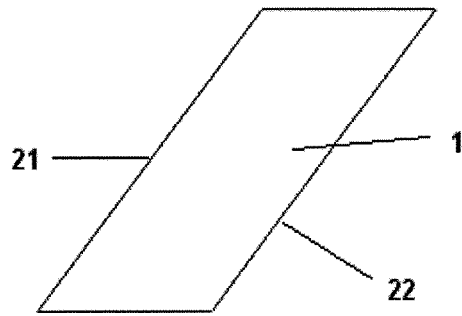
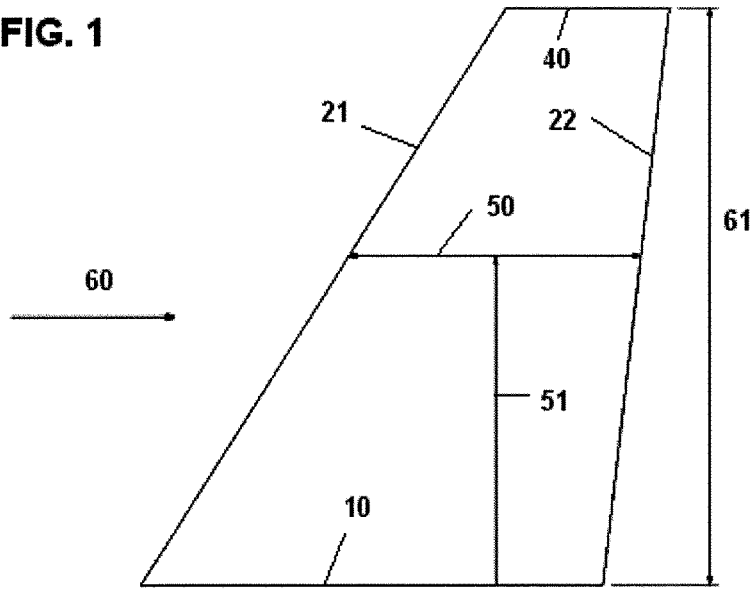


FIG. 2

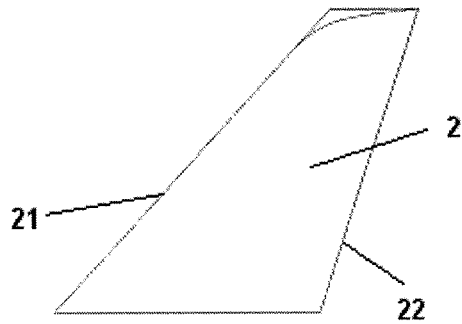
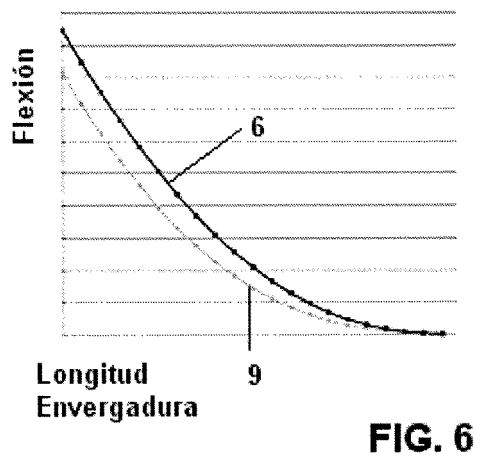
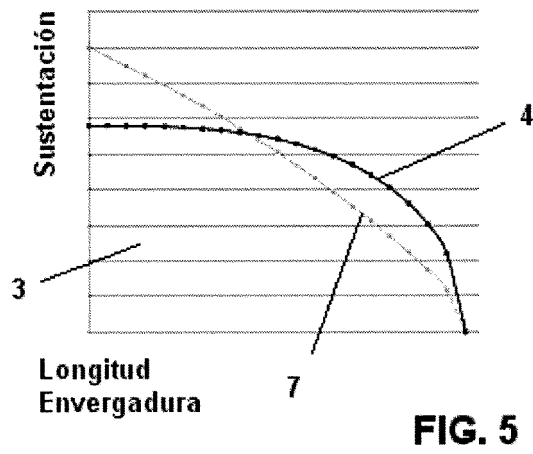
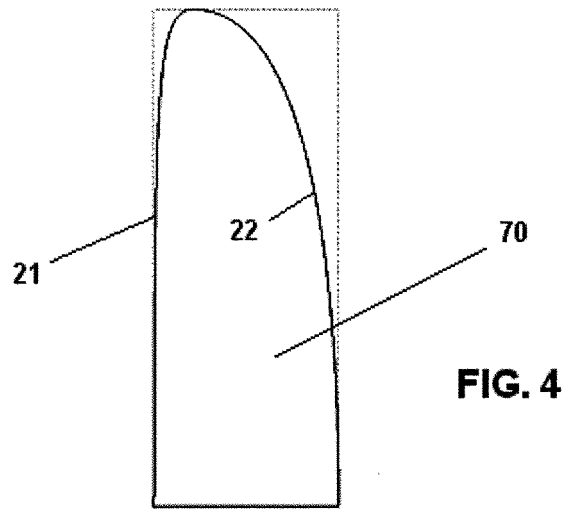
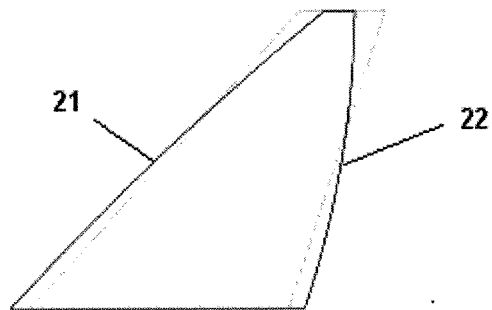
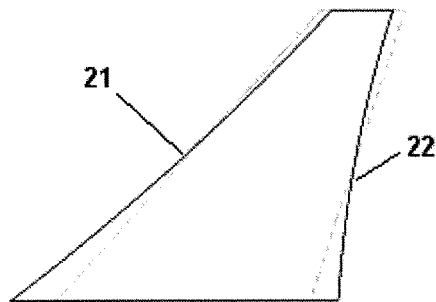
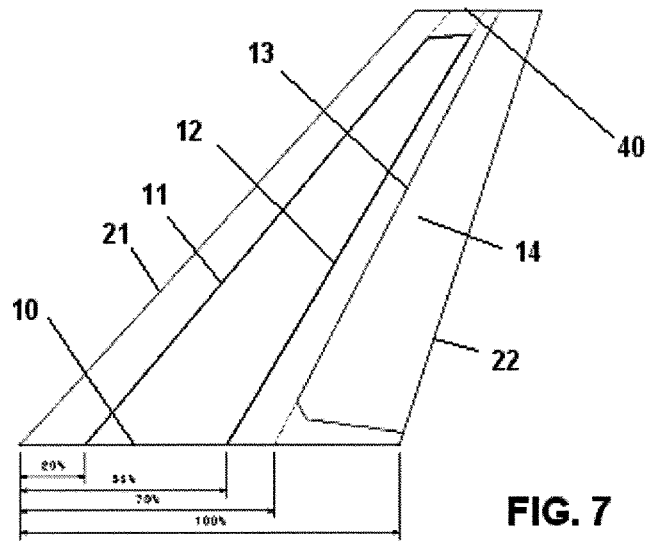
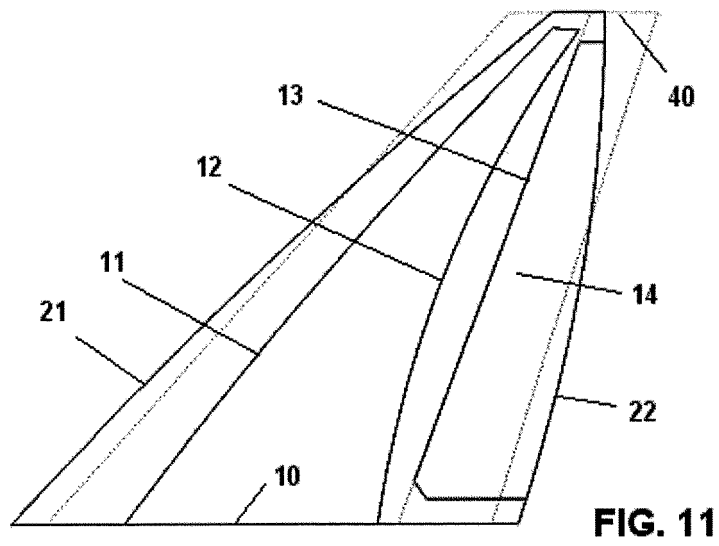
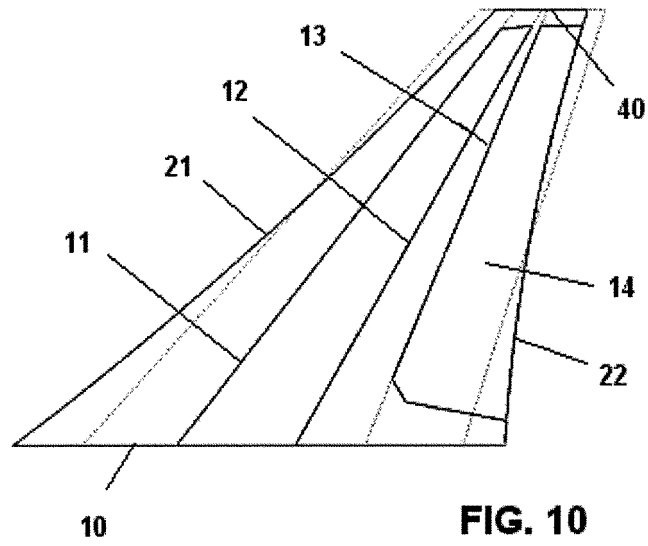
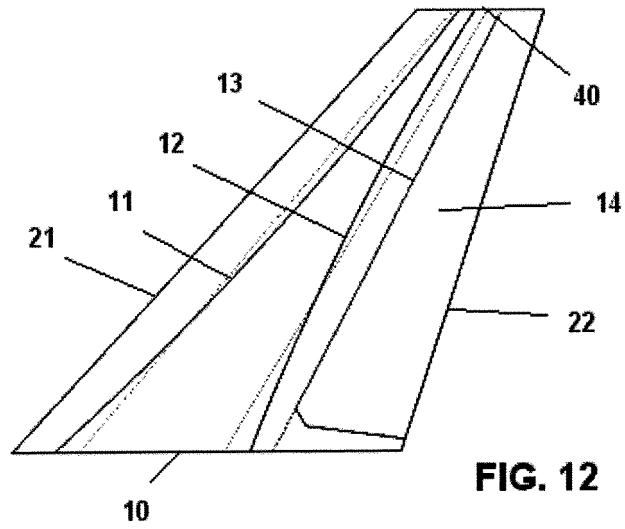


FIG. 3











OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA

① ES 2 335 840

② Nº de solicitud: 200702114

③ Fecha de presentación de la solicitud: 27.07.2007

④ Fecha de prioridad:

INFORME SOBRE EL ESTADO DE LA TÉCNICA

⑤ Int. Cl.: **B64C 5/06** (2006.01)

DOCUMENTOS RELEVANTES

Categoría	⑥ Documentos citados	Reivindicaciones afectadas
X	GB 119974 A (BLACKBURN AEROPLANE AND MOTOR; HARRIS BOOTH) 24.10.1918, figura 1,	1,2,4
X	US 2356139 A (ALLEN E. T. et al.) 22.08.1944, página 3, líneas 31-41; figura 2,	1,3
X	JP 5069894 A (MITSUBISHI HEAVY IND LTD) 23.03.1993, figura 1,	7
A	US 2384409 A (MICHAEL WATTER) 04.09.1945, figura 1,	4,5,8,9

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

10.03.2010

Examinador

J. Vera Roa

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: 10.03.2010

Declaración

Novedad (Art. 6.1 LP 11/1986)	Reivindicaciones	5, 6, 8-11	SÍ
	Reivindicaciones	1-4, 7	NO
Actividad inventiva (Art. 8.1 LP 11/1986)	Reivindicaciones	5, 6, 8-11	SÍ
	Reivindicaciones	1-4, 7	NO

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

Base de la Opinión:

La presente opinión se ha realizado sobre la base de la solicitud de patente tal y como 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	GB 119974 A	24-10-1918
D02	US 2356139 A	22-08-1944
D03	JP 5069894 A	23-03-1993

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

El documento D01 se considera el más cercano dentro del estado de la técnica al objeto de evaluar la reivindicación independiente 1 y describe (las referencias entre paréntesis se refieren al documento D01):

Una forma en planta del empenaje de una aeronave que comprende bordes de ataque (fig. 1) y bordes de salida (fig. 1) curvilíneos, con una configuración del empenaje de la aeronave en la cual el eje de charnela (5) es rectilíneo y tiene un porcentaje con respecto de la cuerda en cada sección no constante.

De forma análoga la forma en planta del empenaje descrita en la reivindicación 1 también está descrita en el documento D02 (ver la figura 2 y la página 3 líneas 31-41 del documento D02)

Por lo tanto el objeto de la reivindicación independiente 1 carece de Novedad de acuerdo con el Art. 6.1 de la Ley 11/1986 de patentes.

El objeto de la reivindicación independiente 7 es descrito en el documento D03, en el cual se muestra una configuración en planta del empenaje de una aeronave que tiene bordes de ataque y bordes de salida rectilíneos, en la que en la configuración del empenaje de la aeronave el eje de charnela es rectilíneo y tiene un porcentaje con respecto a la cuerda en cada sección no constante (ver figura 1 de D03). Por consiguiente el objeto de la reivindicación independiente 7 carece de Novedad de acuerdo con el Art. 6.1 (Ley 11/1986).

Las reivindicaciones dependientes 2-4 no contienen ninguna característica la cual, en combinación con las características de la reivindicación de la cual dependen, tengan Novedad de acuerdo con el Art. 6.1 (Ley 11/1986) (con relación a las reivindicaciones 2,4 ver el documento D01, fig. 1, y para la reivindicación 3 ver el documento D02, fig. 2 y pág. 3, lín. 31-41).

La combinación de las características de las reivindicaciones dependientes 5, 6, 8-11 con las de las reivindicaciones de las que dependen, no parece ser conocida, y por lo tanto no sería obvia para un experto en la materia, a partir del estado de la técnica, por lo cual tendrían Novedad y Actividad Inventiva según los Art. 6.1 y 8.1 de la Ley 11/1986 de Patentes.