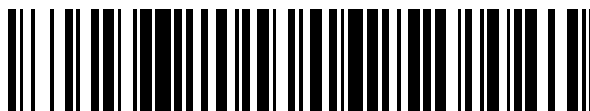


19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 555 174**

51 Int. Cl.:

B64C 5/06

(2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **24.07.2008** **E 08786396 (5)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **02.09.2015** **EP 2183156**

54 Título: **Empenaje de aeronave**

30 Prioridad:

27.07.2007 ES 200702114

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

29.12.2015

73 Titular/es:

AIRBUS OPERATIONS S.L. (100.0%)

Avda. John Lennon s/n

28906 Getafe, Madrid, ES

72 Inventor/es:

VERDE PRECKLER, JORGE PABLO y

CABELLO MORENO, JOSÉ ALBERTO

74 Agente/Representante:

DE ELZABURU MÁRQUEZ, Alberto

ES 2 555 174 T3

Aviso: En el plazo de nueve meses a contar desde la fecha de publicación en el Boletín europeo de patentes, de la mención de concesión de la patente europea, cualquier persona podrá oponerse ante la Oficina Europea de Patentes a la patente concedida. La oposición deberá formularse por escrito y estar motivada; sólo se considerará como formulada una vez que se haya realizado el pago de la tasa de oposición (art. 99.1 del Convenio sobre concesión de Patentes Europeas).

DESCRIPCIÓN

Empenaje de aeronave

Campo de la invención

5 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.

Antecedentes de la invención

10 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.

15 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.

20 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.

25 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.

30 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.

35 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 conocido, por ejemplo, el bombardero Avro Lancaster que tiene un eje de charnela rectilíneo en la deriva del avión, que tiene bordes de ataque y salida curvilíneos. Esta aeronave también divulga bordes de ataque y salida rectilíneos y un eje de charnela rectilíneo localizado en un porcentaje no constante con respecto a la cuerda en cada sección. También se conoce del documento GB 119,974 una deriva de empenaje de aeronave que comprende un larguero delantero vertical y un larguero trasero vertical, ambos fijados al fuselaje, que disminuyen la acción efectiva de la deriva a altas velocidades, permitiendo emplear una deriva de comparativamente menor área. El documento US 2,384,409 divulga una estructura de ala para una aeronave que comprende largueros longitudinales asociados con costillas que se extienden transversalmente configuradas para proporcionar la mayor resistencia posible compatible con la mayor ligereza en peso.

Otro documento es el US1818520 que divulga una construcción de ala con la disposición de un larguero que soporta internamente el ala que es curvado a lo largo de su envergadura.

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 realización no cubierta por la presente invención.

Descripcion detallada de la invencion

Según se observa en la Figura 1, la forma en planta del empenaje de una aeronave comprende 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 multidisciplinar.

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.

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;

5 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.

10 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.

15 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.

20 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;
- 25 - 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.

30 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 multidisciplinariamente.

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
35 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 multidisciplinariamente 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 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 multidisciplinariamente.

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;
- 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;
- 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;
- 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.

Según un ejemplo de realización cubierto por la presente invención, se propone una forma en planta del empenaje de una aeronave con bordes de ataque 21 y salida 22 curvilíneos de forma convexa, una estructura interna del empenaje de una aeronave con largueros anterior 11 y posterior 12 curvilíneos con porcentaje constante con respecto a la cuerda en cada sección, o que tracen una curva de porcentaje no constante que sea óptima (no cubierto por la presente invención), y 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 multidisciplinariamente, mediante cálculos avanzados por ordenador.

Se propone una forma en planta del empenaje de una aeronave que no forma parte de la presente invención con bordes de ataque 21 y de salida 22 rectilíneos, 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 constantes o no constantes o con largueros anterior 11 y posterior 12 curvilíneos con porcentaje con respecto a la cuerda en cada sección constantes o no constantes, proponiéndose adicionalmente, según se muestra en la Figure 11 una configuración de empenaje de una aeronave con un eje de charnela 13 con porcentaje con respecto de la cuerda en cada sección no constante. La posición de todos los elementos se optimizará multidisciplinariamente, mediante cálculos avanzados por ordenador.

REIVINDICACIONES

1. Forma en planta del empenaje de una aeronave que comprende bordes de ataque (21) y bordes de salida (22) curvilíneos y un timón (14), con una configuración del empenaje de la aeronave en la cual el eje de charnela (13) del timón es rectilíneo, el empenaje comprendiendo largueros anterior (11) y posterior (12) curvilíneos en una vista en planta del empenaje, de modo que la posición de la charnela (13) según evoluciona la posición en el empenaje de la aeronave a lo largo de la dirección perpendicular a la corriente incidente (60) sobre la aeronave, tiene un porcentaje no constante con respecto de la cuerda (50) en cada sección (51), cada sección (51) estando definida con respecto a la corriente incidente (60) en la aeronave, la posición de los largueros anterior (11) y posterior (12) teniendo un porcentaje constante con respecto a la cuerda (50) en cada sección (51).
5
2. Forma en planta del empenaje de una aeronave según la reivindicación 1 caracterizada por que 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

FIG. 1

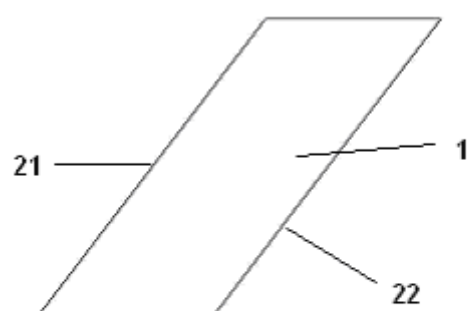
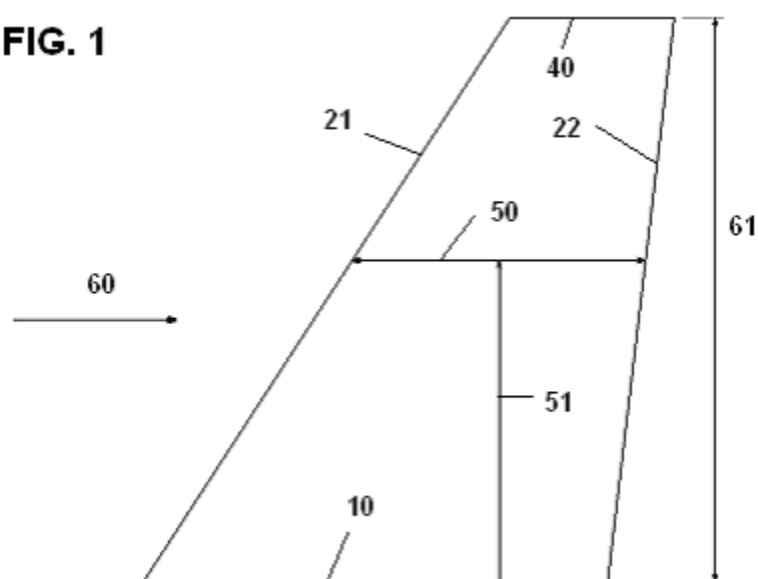


FIG. 2

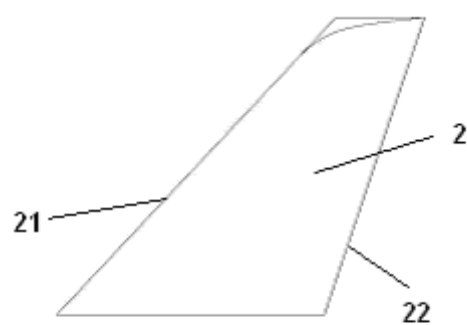
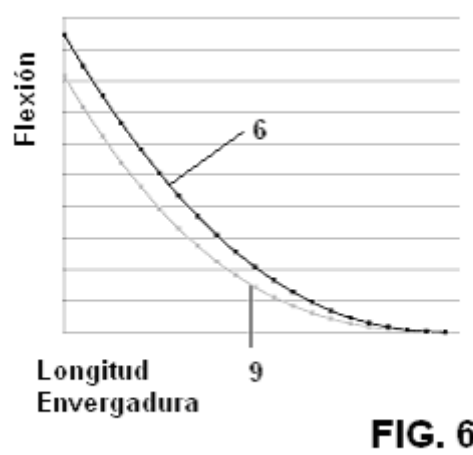
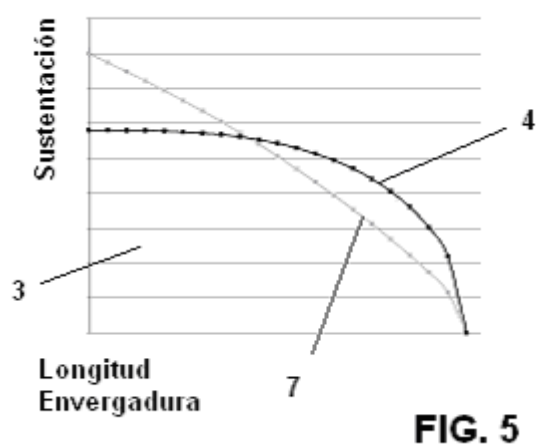
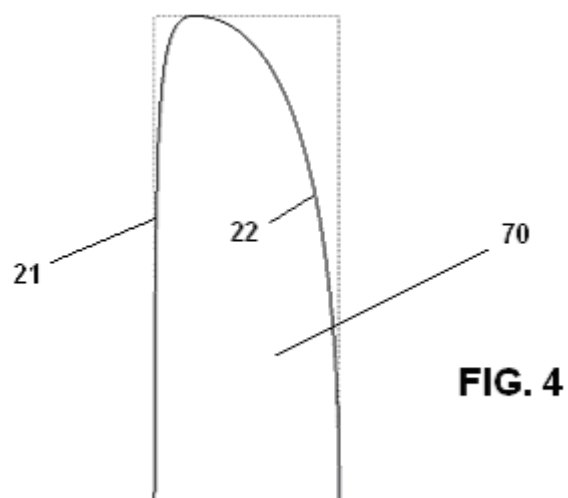


FIG. 3



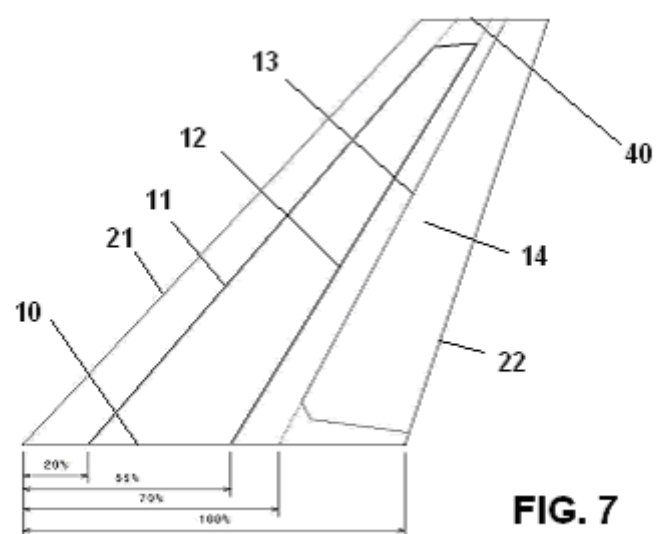


FIG. 7

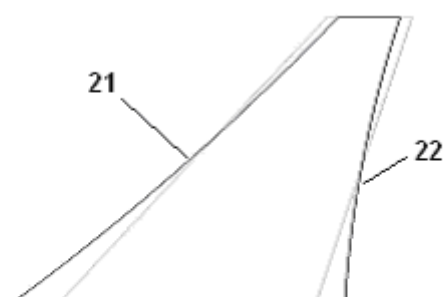


FIG. 8



FIG. 9

