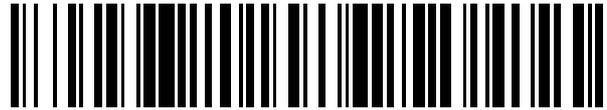


19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 549 384**

51 Int. Cl.:

B64F 5/00

(2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **29.12.2009 E 09810848 (3)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **08.07.2015 EP 2383187**

54 Título: **Métodos para estimar el efecto de variaciones de variables de diseño en el peso de un componente de una aeronave**

30 Prioridad:

29.12.2008 ES 200803725

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

27.10.2015

73 Titular/es:

**AIRBUS OPERATIONS S.L. (100.0%)
Avenida John Lennon, s/n
28906 Getafe, Madrid, ES**

72 Inventor/es:

**MARTINO GONZÁLEZ, ESTEBAN y
BES TORRES, JORGE ANTONIO**

74 Agente/Representante:

DE ELZABURU MÁRQUEZ, Alberto

ES 2 549 384 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

Métodos para estimar el efecto de variaciones de variables de diseño en el peso de un componente de una aeronave

5 **Campo de la invención**

La presente invención se refiere a métodos para estimar el efecto de variaciones de variables de diseño en el peso de un componente de una aeronave y, más en particular, para estimar el efecto de variaciones de propiedades del material.

10 **Antecedentes de la invención**

La estimación del impacto en el peso de una variación de una variable de diseño, particularmente una propiedad del material, es una tarea muy frecuente en la fase de diseño de una aeronave cuando el diseñador está buscando una estructura optimizada. Las mejoras de los materiales pueden reducir drásticamente el peso estructural y por tanto disminuir los costes operacionales de la aeronave. Así pues, la mejora de las propiedades mecánicas de los materiales con los que se fabrican las aeronaves, particularmente los materiales compuestos, es un objetivo permanente de los fabricantes de aeronaves. De hecho se invierten grandes cantidades de dinero en investigaciones de materiales.

Ahora bien, la mejora de los materiales no conlleva necesariamente reducciones de peso. El peso final de un componente es la suma de su peso estructural y de su peso no estructural. El peso estructural está determinado por el espesor final de sus elementos estructurales. Por una parte, este espesor está relacionado con los supuestos de fallo estructural que están determinados por las propiedades del material, pero también está determinado por otros requerimientos independientes de las propiedades del material por lo que es difícil establecer una relación directa entre las propiedades del material y el peso estructural final. Las interacciones entre diferentes modos de fallo, restricciones de diseño, fabricabilidad y otros factores hacen que sea difícil analizar la relación entre las propiedades del material y el peso. El documento EP0375435, que se considera el estado de la técnica más cercano y que divulga las características técnicas de la reivindicación 1, divulga un método para el desarrollo de un artículo que tiene un nivel de fiabilidad predeterminado. Por ejemplo, si una estructura de pared delgada está dimensionada con el mínimo espesor fabricable cualquier mejora del módulo de Young del material no tendrá ningún impacto en el peso estructural.

Por tanto antes de lanzar campañas de mejora de los materiales, sería deseable un análisis previo para evitar el gasto de mucho dinero sin que se obtengan las reducciones esperadas de peso. Sin embargo un análisis detallado de la estructura para cualquier posible configuración del material es tan cara que a veces resulta inaceptable la inversión. Consiguientemente las decisiones sobre los programas de mejora de los materiales no siempre están fundamentadas por razones técnicas.

La presente invención está orientada a la solución de este inconveniente.

35 **Sumario de la invención**

Es un objeto de la presente invención proporcionar métodos para estimar el efecto de la variación de variables de diseño en el peso de un componente de una aeronave a costes razonables.

Es otro objeto de la presente invención proporcionar métodos para estimar el efecto de la variación de variables de diseño en el peso de un componente de una aeronave sin recalcular un nuevo dimensionamiento detallado.

40 Estos y otros objetos se consiguen proporcionando un método de diseño de un componente de una aeronave formado por j elementos que incluye una fase para estimar el efecto de una variación de una variable de diseño en el peso del componente que comprende los siguientes pasos:

a) Proporcionar los datos básicos de la estructura primaria principal del componente de la aeronave y los Factores de Reserva (RF_{ij}) asociados a sus criterios de diseño i .

45 b) Obtener una distribución del peso del componente por dichos criterios de diseño.

c) Obtener el efecto en el peso de una variación de la variable de diseño, donde dicho paso b) incluye un sub-paso para asignar un peso ficticio ($mefRF_{ij}$) a cada criterio de diseño i como una función del peso del elemento j (mea_j) y de un parámetro n capaz de determinar qué criterio a partir de $RF > 1$ puede ser considerado que no tiene efecto en el

peso de acuerdo con la siguiente ecuación: $me_j RF_{ij} = me_a_j \cdot \frac{1}{\left(\frac{RF_{ij}}{RF_{j\min}}\right)^n}$. Se consigue con ello una distribución

del peso del componente que tiene en cuenta la importancia relativa de los criterios de diseño críticos facilitando el posterior cálculo del efecto de la variación de variables de diseño en el peso del componente de una aeronave.

5 En una realización preferente, dicho paso c) incluye un primer sub-paso para recalcular los Factores de Reserva (RF_{ij}) usando unas funciones apropiadas para relacionar la variación de dichos Factores de Reserva (RF_{ij}) y la variación de dicha variable de diseño y un segundo sub-paso para recalcular el peso del componente usando unas funciones apropiadas para relacionar la variación de las dimensiones de los elementos con la variación de dichos Factores de Reserva (RF_{ij}). Se consigue con ello facilitar la extrapolación de los pesos de los criterios de diseño para una variación de las variables de diseño usando dichas funciones, permitiendo con ello la estimación del efecto de la variación de variables de diseño en el peso de un componente de una aeronave sin recalcular un nuevo dimensionamiento detallado.

En otra realización preferente, dicha variable de diseño es una de las siguientes: una propiedad del material, un mínimo espesor fabricable, una carga aplicada al componente de la aeronave. Se consiguen con ello métodos para estimar el efecto en el peso de un componente de una aeronave de variaciones de variables de diseño relevantes.

15 Otras características y ventajas de la presente invención se harán evidentes de la siguiente descripción detallada de realizaciones ilustrativas de su objeto junto con las figuras adjuntas.

Descripción de las figuras

20 La Figura 1 muestra un componente de una aeronave en el cajón de torsión de un estabilizador horizontal de cola que se usa como ejemplo en la descripción de una realización preferente de esta invención.

La Figura 2 es una sección transversal del componente de aeronave de la Figura 1.

Las Figuras 3 y 4 son, respectivamente, una sección transversal y una vista en perspectiva de un panel individual rigidizado del componente de aeronave de la Figura 1.

25 La Figura 5 muestra la variación de los Factores de Reserva (RF) correspondientes a dos Criterios de Diseño versus la variación del Módulo Elástico (Ex) del material.

Las Figuras 6, 7, 8 y 9 muestran curvas que representan la variación del espesor de los elementos versus la variación de los Factores de Reserva (RF) asociados a cuatro Criterios de Diseño.

Descripción detallada de la invención

30 El peso de un componente de una aeronave realizado con un determinado material tal como un material compuesto o un material metálico depende básicamente de las dimensiones de sus elementos estructurales.

35 Estas dimensiones vienen determinadas por diferentes criterios de diseño, algunos de cuales están relacionados con las propiedades mecánicas de los materiales tal como la máxima resistencia permitida, las deformaciones ó la estabilidad permitida. Otros criterios son independientes de las propiedades mecánicas del material tal como el mínimo espesor fabricable, la reparabilidad o la simplicidad de fabricación.

40 Como no hay una relación directa entre el peso y los principales criterios de diseño es difícil estimar el efecto en el peso de una variación de una determinada variable de diseño. Por ello, el objetivo de esta invención es el de proporcionar métodos simples para evaluar la influencia en el peso de un componente de una aeronave de una variación de una propiedad de material o de cualquier otra variable que pueda afectar a cualquier criterio de diseño o a un grupo de ellos, tal como un criterio en relación con el mínimo espesor fabricable o las cargas aplicadas al componente de la aeronave.

45 La descripción detallada de esta invención se referirá a un método para estimar en un componente de una aeronave el efecto en el peso del componente de una variación de las propiedades del material. Como bien comprenderá el experto en la materia, métodos similares proporcionarían los mismos resultados para variaciones de cualquier otra variable de diseño.

Es importante señalar que este método es aplicable a variaciones de propiedades del material –ó de cualquier otra variable de diseño- en un rango que no modifique el comportamiento global y los modos de fallo de la estructura en cuestión.

En esta descripción, usaremos la siguiente terminología.

5 Un componente de una aeronave debe ser entendido como un componente hecho de j elementos. Cabe considerar a la aeronave completa como incluida en este término.

10 La estructura primaria de un componente de una aeronave es la estructura necesaria para que la aeronave pueda volar y es la estructura afectada por las propiedades del material analizadas en esta realización de la invención. Por ejemplo, si el componente de aeronave es un estabilizador horizontal de cola (HTP), el cajón de torsión del HTP pertenece a la estructura primaria.

La estructura primaria principal es una representación simplificada de la estructura primaria que se considerara en el cálculo estructural.

15 La estructura secundaria de un componente de una aeronave incluye aquellos elementos que, en caso de fallo, no causarían la destrucción de la aeronave, tal como una carena de un HTP. No está afectada por las propiedades del material analizadas en esta realización de la invención pero debe ser tenida en cuenta ya que contribuye al peso del componente de la aeronave.

Según una realización preferente de la invención, el método incluye tres pasos básicos:

a) Proporcionar los datos básicos de la estructura primaria del componente de aeronave y los Factores de Reserva (RFij) asociados a sus criterios de diseño i.

20 b) Obtener una distribución del peso del componente por dichos criterios de diseño i.

c) Obtener el efecto en el peso de una variación de la variable de diseño.

a) Proporcionar los datos básicos de la estructura primaria del componente de aeronave y los Factores de Reserva (RFij) asociados a sus criterios de diseño i.

25 En este paso se proporcionan todos los datos relevantes de la geometría, las propiedades del material y los criterios de diseño del componente de aeronave en cuestión.

Como ejemplo de un componente de aeronave nos referiremos a lo largo de esta descripción al componente 11 mostrado en la Figura 1 que es un conjunto de elementos de la estructura primaria del panel superior del cajón de un HTP.

30 El componente de aeronave 11 está compuesto por los cinco paneles ST1, ST2, ST3, ST4, ST5 mostrados en las Figuras 2, 3 y 4.

La siguiente tabla contiene los datos detallados de la geometría de esos paneles.

Tabla 1

Datos Geométricos (mm)	STR1	STR2	STR3	STR4	STR5
Hw (Altura Alma)	40	50	32	50	40
Lf (Longitud Pie)	55	65	55	65	55
Li (Longitud Panel Izquierdo)	90	90	100	90	90
Lr (Longitud Panel Derecho)	90	90	100	90	90
Lt (Longitud Total)	600	600	600	600	600
Tp (Espesor Panel)	2.76	3	3.6	3	2.76
Ts (Espesor Rigidizador)	1.84	2	1.4	2	1.84

Los criterios de diseño que se tienen en cuenta son:

35 - Tolerancia al Daño (DT), pandeo local de paneles (LBP), pandeo local de alma de rigidizador (LBW), pandeo de columna (CB), como criterios de diseño dependientes de las propiedades mecánicas.

- Mínimo espesor (MT) como criterio de diseño independiente de las propiedades mecánicas.

La siguiente tabla contiene los Factores de Reserva asociados a dichos criterios de diseño.

Tabla 2

Factores de Reserva	DT	LBP	LBW	CB	MT
ST1	1.83	1.09073257	1.20	1.06870033	1.5
ST2	2.14	1.70459419	1.06	1.01266839	1.63043478
ST3	2.28	1.21269814	1.35	1.00928461	1.95652174
ST4	2.14	1.70459419	1.06	1.01266839	1.63043478
ST5	1.83	1.09073257	1.20	1.06870033	1.5

5 La siguiente tabla contiene los cargas críticas aplicadas a los paneles (ver Figura 4)

Tabla 3

Cargas críticas	STR1	STR2	STR3	STR4	STR5
Px (N)	-100000	-100000	-100000	-100000	-100000
FxyP1 (N mm)	150	150	150	150	150
FxyP2 (N mm)	150	150	150	150	150

b) Obtener una distribución del peso del componente por dichos criterios de diseño

10 El objetivo de este paso es estimar la cantidad del peso del componente que viene determinada por cada criterio de diseño ya que el cambio de una propiedad mecánica del material puede transformar un criterio inicialmente no crítico en un criterio crítico y esto puede afectar al peso final del componente de aeronave.

15 Se utiliza un peso ficticio para conocer que cantidad del peso de la estructura viene determinado por cada criterio de diseño. Este peso ficticio se calcula a partir del peso de cada elemento de la estructura primaria principal teniendo en cuenta la importancia relativa de sus criterios de diseño críticos. El peso ficticio permite estimar la cantidad del peso de la estructura primaria principal que viene determinado por cada criterio de diseño. Una vez obtenidos esos pesos ficticios, resulta fácil conocer cuales son los criterios de diseño principales y como influyen en el peso del componente ya que muestran las interacciones entre pesos y criterios de diseño.

20 Considerando, en términos generales, que el componente de aeronave está compuesto por j elementos primarios principales y que se tienen en cuenta i criterios de diseño, el peso de cada elemento j que viene determinado por cada criterio de diseño i (que también llamaremos en adelante Peso del Criterio de Diseño) se obtiene mediante los siguientes sub-pasos:

b1) Cálculo del peso estructural total de los elementos de la estructura principal:

$$M_{psa} = \sum_j m e a_j$$

25

El peso de cada elemento de la estructura principal se calcula a partir de sus dimensiones y de la densidad del material. El resultado de dichos cálculos para el ejemplo mencionado más arriba se muestra en la siguiente tabla.

Tabla 4

Peso Inicial (Kg)	STR1	STR2	STR3	STR4	STR5	Total
	0.715	0.835	0.851	0.835	0.715	3.952

b2) Cálculo de los pesos ficticios de los criterios de diseño para cada elemento:

$$mefRF_{ij} = mea_j \cdot \frac{1}{\left(\frac{RF_{ij}}{RF_{j\min}}\right)^n}$$

5 n es un factor capaz de determinar que criterio desde $RF > 1$ puede considerarse que no tiene ningún efecto en el peso:

si $n \rightarrow$ infinito, solo se tiene en cuenta el primer principal RF.

si $n \rightarrow$ finito, se tiene en cuenta el primer principal RF y otros.

La normalización respecto al RF crítico se lleva a cabo de manera que el crítico sea siempre 1.0.

10 b3) Cálculo del peso ficticio de cada elemento j:

$$mef_j = mea_j \cdot \sum_i \frac{1}{\left(\frac{RF_{ij}}{RF_{j\min}}\right)^n}$$

15 Esta función permite tener en cuenta no solo el efecto de los criterios de diseño críticos sino de los criterios de diseño próximos a los críticos. El parámetro n es capaz de determinar que criterio desde $RF > 1$ puede considerarse que no tiene ningún efecto en el peso:

b4) Cálculo del peso ficticio total:

$$Mft = \sum_j mef_j$$

b5) Cálculo del peso ficticio del criterio de diseño i para la estructura primaria principal:

$$MftRF_i = \sum_j mefRF_{ij}$$

20 b6) Cálculo del peso del criterio de diseño i para la estructura primaria principal:

$$MpsaRF_i = \frac{MftRF_i}{Mft} \cdot Mpsa$$

b7) Cálculo del peso del criterio de diseño i para la estructura principal:

$$MspcRF_i = \frac{MpsaRF_i}{Mpsa} \cdot f(Mspc, Mpsa)$$

25 $f(Mspc, Mpsa)$ relaciona la dependencia entre $Mspc$ (el peso de la estructura primaria completa) y $Mpsa$ (el peso de la estructura primaria principal). Típicamente, esta relación tiene la forma de una función lineal porque el peso de la estructura principal no primaria se expresa habitualmente como un porcentaje del peso de la estructura principal primaria. Sin embargo se puede usar cualquier otra función si fuera necesario.

b8) Cálculo del peso del criterio de diseño i para la parte estructural del componente:

$$M_{scRF_i} = \frac{M_{spcRF}}{M_{spc}} \cdot f(M_{sc}, M_{spc})$$

Análogamente la función $f(M_{sc}, M_{spc})$ toma la forma que el diseñador considere más apropiada para expresar la relación entre M_{sc} (el peso de la parte estructural del componente) y M_{spc} (el peso de la estructura principal completa).

5 b9) Cálculo del peso del criterio de diseño i para el componente de aeronave completo:

$$M_{cRF_i} = \frac{M_{scRF}}{M_{sc}} \cdot f(M_c, M_{sc})$$

Análogamente la función $f(M_c, M_{sc})$ toma la forma que el diseñador considere más apropiada para expresar la relación entre M_c (el peso del componente de aeronave completo) y M_{sc} (el peso de la parte estructural del componente).

10 Los resultados finales de este paso en el ejemplo mencionado más arriba se muestran en la siguiente tabla.

Tabla 5

Pesos de Criterios de Diseño	DT	LBP	LBW	CB	MT	Total
ST1	0.0379	0.1634	0.1889	0.1224	0,2028	0.7154
ST2	0.0291	0,1269	0.2766	0.1260	0,2766	0.8352
ST3	0.0216	0,1355	0.2478	0.1363	0.3099	0.8511
ST4	0.0379	0,1269	0.2766	0.1260	0.2766	0.8352
ST5	0.0379	0,1634	0.1889	0.1224	0.2028	0.7154
Total	0.1557	0,7160	1.1788	0.6331	1.2687	3,9523
%	3.94%	18.12%	29.83%	16.02%	32.10%	

15 A la vista de estos resultados puede concluirse que el pandeo local (LBP y LBW) es determinante en términos de peso: 29.83% + 18,12 % = 47,95% del peso está determinado por este criterio. El espesor mínimo (MT) también es importante (32,10% del peso). La tolerancia al daño no es muy crítica en este ejemplo (solo 3,94% del peso).

20 Consecuentemente el criterio más importante en términos de peso, es decir el criterio de pandeo en este caso particular, parece ser el criterio a ser considerado para una variación de las propiedades del material. Como es bien conocido que el criterio de pandeo mejora con la resistencia a la compresión de la estructura, un incremento del módulo elástico (Ex) de la fibra del material compuesto debería producir un peso más ligero. En todo caso, no debe esperarse una gran mejora del peso ya que el criterio de mínimo espesor también tiene una importante influencia y el espesor no puede reducirse mucho.

c) Obtener el efecto en el peso de una variación de la variable de diseño.

25 En este paso el efecto en el peso de una variación de una propiedad del material (tal como el mencionado incremento del módulo elástico de la fibra del material compuesto) se obtiene por medio de una extrapolación de los pesos de los criterios de diseño obtenidos en el paso anterior en dos sub-pasos:

c1) Recalcular los Factores de Reserva (RF_{ij}) usando funciones apropiadas respecto a la relación entre la variación de dichos Factores de Reserva (RF_{ij}) y la variación de la propiedad del material.

30 Las dos funciones lineales mostradas en la Figura 5 son funciones que relacionan la variación de los Factores de Reserva (RF) correspondientes a dos Criterios de Diseño con la variación del Módulo Elástico (Ex) del material. En los otros dos Criterios de Diseño, los Factores de Reserva también crecen proporcionalmente al Módulo Elástico (Ex).

Para una mejora del 12% del Módulo Elástico y usando dichas funciones se obtienen los nuevos Factores de Reserva (RFi) que se muestran en la siguiente tabla.

5

Tabla 6

Nuevos Factores de Reserva	DT	LBP	LBW	CB	MT
ST1	2.05	1.22604886	1.34	1.19199985	1.5
ST2	2.41	1.91606614	1.19	1.12950331	1.63043478
ST3	2.56	1.36314547	1.52	1.12572914	1.95652174
ST4	2.41	1.91606614	1.19	1.12950331	1.63043478
ST5	2.05	1.22604886	1.34	1.19199985	1.5

c2) Recalcular el peso del componente usando funciones apropiadas respecto a la relación entre las dimensiones de los elementos y dichos Factores de Reserva (Rfij).

10 Las Figuras 6, 7, 8 y 9 muestran las relaciones entre la variación del espesor de los elementos y la variación de los Factores de Reserva (RF) asociados a cuatro Criterios de Diseño. En todos los casos existe una relación inversamente proporcional entre esas variables.

15 También puede considerarse que la relación inversamente proporcional es discreta debido a los pasos discretos en las propiedades de los materiales compuestos debido al hecho de que se componen de un número finito de telas del material compuesto. Un cierto factor de penalización debido a estos pasos discretos puede añadirse a esta relación de manera que si la mejora del material está por debajo de él, no quede afectado el peso del componente.

Utilizando estas relaciones se obtienen las siguientes variaciones de pesos:

Tabla 7

Nuevos Pesos de los Criterios de Diseño	DT	LBP	LBW	CB	MT	Total
ST1	0.0337	0.1571	0.1817	0.1170	0,2028	0.6923
ST2	0.0259	0.1220	0.2660	0.1204	0,2766	0.8110
ST3	0.0192	0.1303	0.2383	0.1303	0.3099	0.8281
ST4	0.0259	0.1220	0.2660	0.1204	0.2766	0.8110
ST5	0.0337	0.1571	0.1817	0.1170	0.2028	0.6923
Total	0.1385	0.6887	1.1337	0.60551	1.2687	3,835
%	3.50%	17.42%	28.69%	15.31%	32.10%	

20 A la vista de estos resultados puede concluirse que en el ejemplo considerado una mejora del 12% en el Módulo Elástico (Ex) produce una reducción de peso en los elementos estructurales seleccionados de solamente el 3% (3,835 Kg. contra 3,9523 Kg). Se trata de una conclusión contra-intuitiva porque en principio cabía esperar una mayor reducción gracias a la gran mejora del material (12%). El método muestra que la reducción de peso no es importante debido a la gran influencia del criterio de mínimo espesor y consiguientemente cualquier esfuerzo de mejora del Módulo Elástico del material no estaría justificado.

25 Los dos tipos de funciones usadas en este paso están basadas en el objetivo genérico de producir una estructura segura con el mínimo peso, por lo que siguen el principio de modificar las dimensiones para llevar el RFi al mínimo

valor seguro (cercano normalmente a 1.0 para el peso mínimo). Siguiendo este objetivo no se añade peso estructural innecesario.

5 Este método puede ser aplicado componente por componente hasta alcanzar el nivel de la aeronave completa y la información resultante puede ayudar a los fabricantes de aeronaves a establecer sus requerimientos de mejora de materiales a ser usados en futuras aeronaves. De esta manera, la reducción de peso puede ser conocida "a priori" y los esfuerzos de mejora de los materiales pueden orientarse de una manera más eficiente.

Se pueden introducir en la realización preferida que hemos descrito aquellas modificaciones que estén comprendidas en el ámbito de las reivindicaciones siguientes.

REIVINDICACIONES

5 1.- Un método de diseño de un componente de una aeronave formado por (j) elementos, incluyendo una fase para estimar el efecto de una variación de una variable de diseño en el peso del componente que comprende los siguientes pasos:

a) proporcionar los datos básicos de la estructura primaria principal del componente de la aeronave y los Factores de Reserva (RFij) asociados a sus criterios de diseño (i);

b) obtener una distribución del peso del componente por dichos criterios de diseño (i);

c) Obtener el efecto en el peso de una variación de la variable de diseño,

10 caracterizado por que dicho paso b) incluye un sub-paso para asignar un peso ficticio ($mefRF_{ij}$) a cada criterio de diseño (i) como una función del peso (mea_j) del elemento (j) y de un parámetro (n) capaz de determinar qué criterio a partir de $RF > 1$ puede ser considerado que no tiene efecto en el peso de acuerdo con la siguiente ecuación:

$$mefRF_{ij} = mea_j \cdot \frac{1}{\left(\frac{RF_{ij}}{RF_{j\min}} \right)^n}$$

15 2.- Un método de diseño de un componente de una aeronave según la reivindicación 1, caracterizado por que dicho paso c) incluye un primer sub-paso para recalcular los Factores de Reserva (RFij) usando unas funciones apropiadas para relacionar la variación de dichos Factores de Reserva (RFij) y la variación de dicha variable de diseño y un segundo sub-paso para recalcular el peso del componente usando unas funciones apropiadas para relacionar la variación de las dimensiones de los elementos (j) con la variación de dichos Factores de Reserva (RFij).

20

3.- Un método de diseño de un componente de una aeronave según cualquiera de las reivindicaciones 1-2, caracterizado por que dicha variable de diseño es una de las siguientes: una propiedad del material, un espesor mínimo, una carga aplicada al componente de aeronave.

25 4.- Un método de diseño de un componente de una aeronave según cualquiera de las reivindicaciones 1-3, caracterizado por que dichos criterios de diseño (i) incluyen criterios dependientes de propiedades del material.

5.- Un método de diseño de un componente de una aeronave según la reivindicación 4, caracterizado por que dichos criterios de diseño (i) incluyen uno o más de los siguientes: tolerancia al daño, pandeo local, pandeo global.

30

6.- Un método de diseño de un componente de una aeronave según cualquiera de las reivindicaciones 1-5, caracterizado por que dichos criterios de diseño (i) incluyen criterios independientes de propiedades del material.

35 7.- Un método de diseño de un componente de una aeronave según la reivindicación 6, caracterizado por que dichos criterios de diseño (i) incluyen el mínimo espesor fabricable.

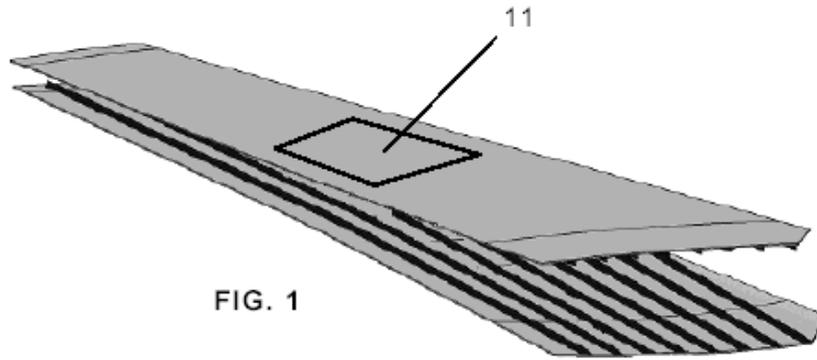


FIG. 1

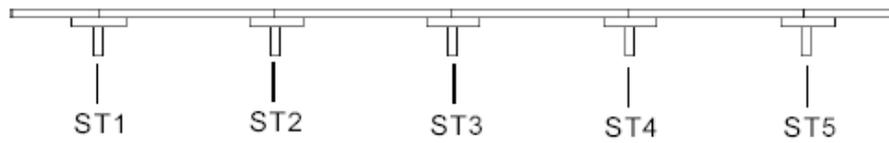


FIG. 2

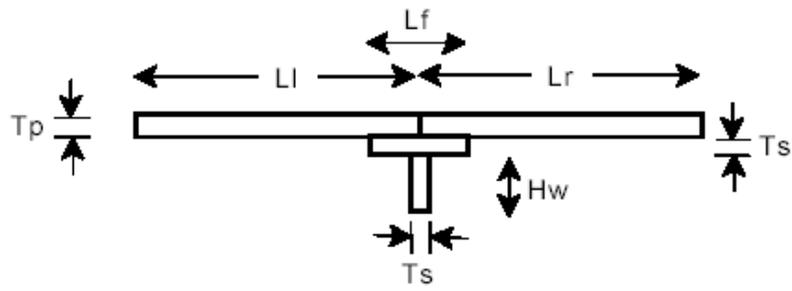


FIG. 3

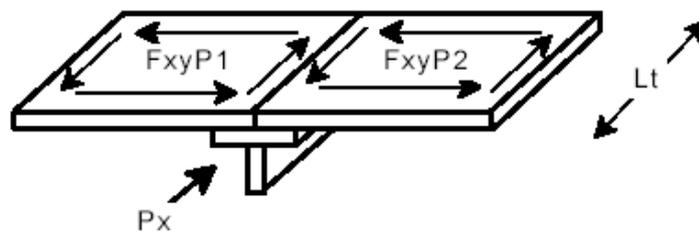


FIG. 4

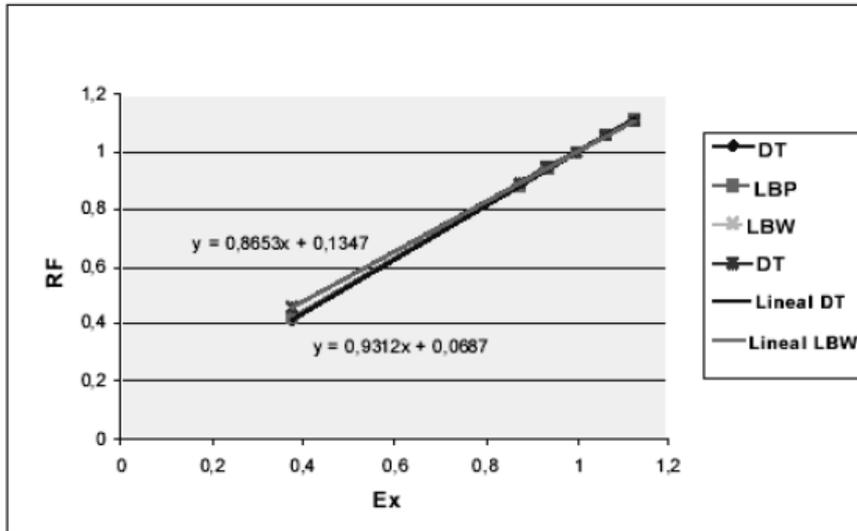


FIG. 5

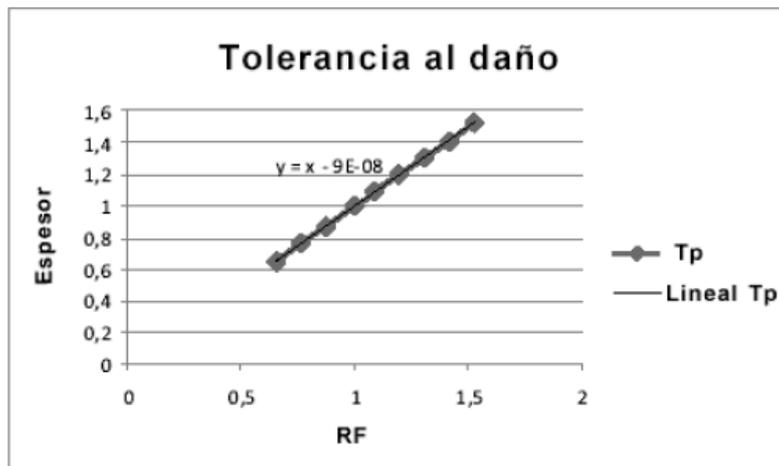


FIG. 6

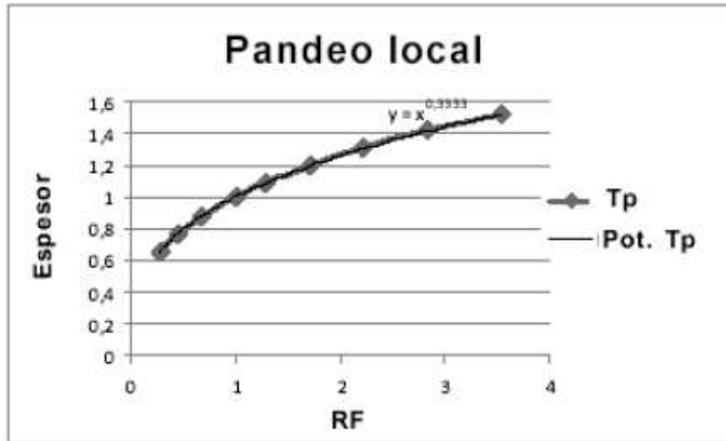


FIG. 7

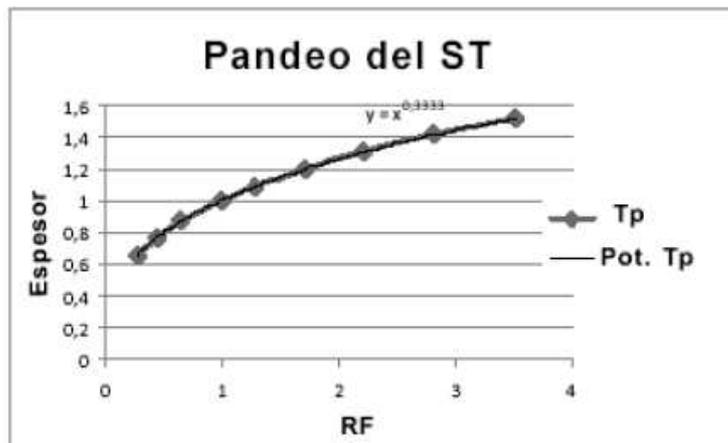


FIG. 8

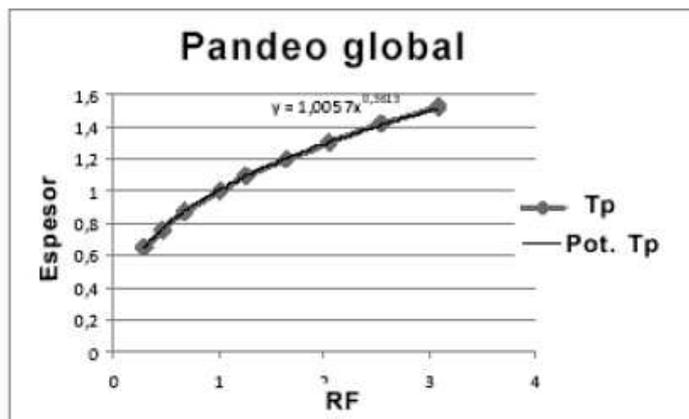


FIG. 9