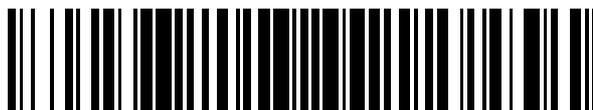


19



OFICINA ESPAÑOLA DE  
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 560 896**

51 Int. Cl.:

**B64D 27/14** (2006.01)

**B64C 1/10** (2006.01)

**B64C 1/06** (2006.01)

12

## TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **28.12.2011** **E 11382409 (8)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **28.10.2015** **EP 2610164**

54 Título: **Parte trasera del fuselaje con un escudo para una aeronave con motores montados en el fuselaje y método para la determinación del área del escudo**

45 Fecha de publicación y mención en BOPI de la traducción de la patente:  
**23.02.2016**

73 Titular/es:

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

72 Inventor/es:

**GUILLEMAUT, JULIEN;**  
**FOLCH CORTÉS, DIEGO;**  
**MARTINO GONZÁLEZ, ESTEBAN;**  
**GOYA ABAURREA, PABLO y**  
**VINUÉ SANTOLALLA, EDUARDO**

**ES 2 560 896 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

Parte trasera del fuselaje con un escudo para una aeronave con motores montados en el fuselaje y método para la determinación del área del escudo

### Campo de la invención

- 5 La presente invención se refiere a una aeronave equipada con motores montados en el fuselaje y, más concretamente, a la protección de dichos motores contra el riesgo de ser impactados por una parte desprendida del motor opuesto en el caso de fallo.

### Antecedentes de la invención

- 10 Existen aeronaves conocidas con dos motores montados en el fuselaje trasero como las que se muestran en las Figuras 1a, 1b, 2a, 2b y 3.

Las figuras 1a y 1b muestran una aeronave con dos motores turbofan 13 unidos a la parte trasera del fuselaje 11 por medio pilones 17 y un empenaje que comprende un estabilizador vertical de cola 21 y un estabilizador horizontal de cola alto 23 detrás del sistema de propulsión.

- 15 Las Figuras 2a y 2b muestran una aeronave con dos motores turbohélice 13 unidos a la parte trasera del fuselaje 11 por medio pilones 17 y un empenaje que comprende un estabilizador vertical de cola 21 y un estabilizador horizontal de cola alto 23 detrás del sistema de propulsión.

La Figura 3 muestra una aeronave con dos motores turbofan 13 unidos directamente a la parte trasera del fuselaje 11 y un empenaje que comprende un estabilizador vertical de cola 21 y un estabilizador horizontal de cola alto 23 detrás del sistema de propulsión.

- 20 En estas aeronaves eventos de fallo tales como un evento de Separación de Pala ("Blade Release" o BR), es decir, un evento en el que una pala externa de un motor turbohélice se separa y golpea el fuselaje o un evento de Fallo de Rotor de Motor Descubierta (Uncontained Engine Rotor Failure o UERF), es decir, un evento en el que una parte del rotor del motor se rompe, se separa de él y golpea el fuselaje, pueden generar grandes daños en el fuselaje y también en el motor opuesto. En este último caso, los efectos  
25 pueden ser catastróficos.

Aunque los fabricantes de motores están haciendo esfuerzos para reducir la probabilidad de dichos eventos de fallo, la experiencia muestra que eventos UERF y BR que pueden provocar eventos catastróficos continúan ocurriendo.

- 30 Los requisitos de certificación son muy restrictivos y están impulsando que tanto el fuselaje como las arquitecturas de sistemas cumplan los requisitos de seguridad.

Como es bien conocido, el peso es un aspecto fundamental en la industria aeronáutica y por ello es una tendencia actual al uso de materiales metálicos en vez de materiales compuestos incluso en estructuras primarias como los fuselajes.

- 35 Los materiales compuestos más utilizados en la industria aeronáutica son los consistentes en fibras o haces de fibra embebidos en una matriz de resina termoestable o termoplástica, en forma de material preimpregnado o "prepeg". Sus principales ventajas se refieren a:

- Su elevada resistencia específica respecto a los materiales metálicos. Se trata de la ecuación resistencia/peso.

- Su excelente comportamiento ante cargas de fatiga.

- 40 - Las posibilidades de optimización estructural gracias a la anisotropía del material y la posibilidad de combinar fibras con diferentes orientaciones, permitiendo el diseño de elementos con diferentes propiedades mecánicas, ajustadas a las diferentes necesidades en términos de cargas aplicadas.

- 45 Las desventajas de los materiales compuestos en comparación con los materiales metálicos convencionales de peso ligero como el aluminio, son su baja resistencia al impacto y su baja capacidad de tolerancia al daño. El comportamiento plástico de los materiales metálicos no está presente en los materiales compuestos y no son capaces de absorber grandes cantidades de energía de deformación cuando se deforman.

Existe, por tanto, una necesidad de estructuras del fuselaje capaces de satisfacer los requisitos de

seguridad particularmente cuando están hechas de materiales compuestos.

5 Se conocen algunas propuestas de fuselajes resistentes al impacto y tolerantes al daño en la técnica anterior que son capaces de mantener la suficiente resistencia a la torsión, cuando una parte del fuselaje se elimina como consecuencia de uno de dichos eventos de fallo de motor, para proceder a la llamada "misión de regreso a casa" con, únicamente, el motor no dañado, como las descritas en WO 2009/068638, que constituye el estado de la técnica más cercano, y US 2011/233335.

Sin embargo, ninguna de las propuestas mencionadas puede proteger de manera eficiente un motor (incluidos sistemas tales como la generación eléctrica y la alimentación de combustible del motor opuestos que son críticos) del riesgo de ser dañado por una parte desprendida del motor opuesto.

10 La presente invención se dirige a la solución de este inconveniente.

### Sumario de la invención

Un objeto de esta invención es proporcionar una aeronave equipada con dos motores montados en la parte trasera del fuselaje que sea capaz de proteger de manera eficiente un motor del riesgo de ser dañado por una pieza desprendida del motor opuesto según lo definido por las características de la reivindicación 1.

15 La invención también concierne al método para la determinación del área del escudo interno según lo definido por los pasos de la reivindicación 13.

20 En un aspecto, este y otros objetos se consiguen con un escudo interno en la parte trasera del fuselaje de una aeronave con un sistema de propulsión compuesto por dos motores montados en cada lado; teniendo la parte trasera del fuselaje un plano de simetría vertical; estando fabricada la parte trasera del fuselaje con un material compuesto; estando ubicado el escudo interno en dicho plano de simetría vertical y extendido en un área que cubre las posibles trayectorias de un conjunto pre-definido de fragmentos desprendidos de uno de dichos motores en un evento de fallo que impactarían en elementos críticos del motor opuesto; teniendo el escudo interno una forma plana y una capacidad de absorción de energía que permite detener dichos fragmentos.

25 El conjunto pre-definido de fragmentos a ser considerado en dichas posibles trayectorias se selecciona teniendo en cuenta, entre otros factores, los requerimientos de certificación de aeronaves y la capacidad de absorción de energía de la parte trasera del fuselaje.

30 En un ejemplo de realización, la capacidad de absorción de energía del escudo está comprendida entre 5-100 kJ. Se considera que este rango de energía cubre las necesidades de diferentes configuraciones de sistemas de propulsión montados en la parte trasera del fuselaje de una aeronave.

El escudo interno puede estar hecho de un material rígido, de un material deformable o de una combinación de varias capas de materiales rígidos y/o deformables.

35 Ventajosamente, el material rígido es uno de los siguientes: titanio, acero de alto rendimiento, aluminio, material de fibra de carbono reforzada, material de fibra de vidrio reforzada, material de fibra de kevlar reforzada, material cerámico.

Ventajosamente, el material deformable es uno de los siguientes: tela seca de aramida, tela seca de poli-parafenileno-2 6-benzobisoxazol (PBO), fibras de polietileno de ultra alto peso molecular (UHMWPE).

40 En otro aspecto, los objetos antes mencionados se consiguen con un método para determinar el área de un escudo interno en la parte trasera del fuselaje de una aeronave con un sistema de propulsión compuesto por dos motores montados en uno de sus lados; teniendo la parte trasera del fuselaje al menos un plano de simetría vertical; estando ubicado el escudo interno en dicho plano de simetría vertical para detener los fragmentos desprendidos de uno de dichos motores en un evento de fallo que impactarían en elementos críticos del motor opuesto; comprendiendo el método los siguientes pasos:

- seleccionar un conjunto de fragmentos desprendidos de un motor;
- 45 - asociar a dicho conjunto de fragmentos desprendidos sus posibles trayectorias en un evento de fallo del motor;
- seleccionar el sub-conjunto de dichas trayectorias, que impactarían en elementos críticos del motor opuesto;
- calcular las intersecciones de dicho sub-conjunto de trayectorias con el plano vertical de simetría

de la parte trasera del fuselaje;

- obtener una envuelta de bordes rectos de dichas intersecciones.

5 En otro aspecto, los objetos antes mencionados se consiguen con una aeronave con un sistema de propulsión formado por dos motores montados en cada lado de la parte trasera del fuselaje; teniendo la parte trasera del fuselaje una forma curva con al menos un plano de simetría vertical y un eje longitudinal central; comprendiendo la parte trasera del fuselaje un revestimiento y una serie de cuadernas dispuestas perpendicularmente a dicho eje longitudinal; estando fabricada la parte trasera del fuselaje con un material compuesto; en el que la parte trasera del fuselaje comprende un escudo interno ubicado en dicho plano de simetría vertical y extendido en un área que cubre las posibles trayectorias de un conjunto pre-definido de fragmentos desprendidos de uno de dichos motores en un evento de fallo que impactarían en elementos críticos del motor opuesto; teniendo el escudo interno una forma plana y una capacidad de absorción de energía que permite detener dichos fragmentos.

10 Los motores de la aeronave pueden ser motores turbofan, turbohélice o propfan montados en la parte trasera del fuselaje por medio de pilones o motores turbofan unidos directamente a la parte trasera del fuselaje.

15 El escudo interno puede estar formado por una pieza unitaria unida a la parte trasera del fuselaje o por una pluralidad de paneles unidos a una estructura de soporte fijada a la parte trasera del fuselaje, teniendo, ventajosamente, un espesor constante.

20 En un ejemplo de realización, la capacidad de absorción de energía del escudo interno está comprendida entre 5-100 kJ. Está dirigido a la detención de pequeños fragmentos y de algunos fragmentos intermedios y grandes.

En un ejemplo de realización, la capacidad de absorción de energía del escudo interno está comprendida entre 5-15 kJ. Está dirigido a la detención de pequeños fragmentos.

25 Otras características y ventajas de la presente invención se desprenderán de la descripción detallada que sigue de realizaciones ilustrativas de su objeto en relación con las figuras que se acompañan.

### **Descripción de las figuras**

Las Figuras 1a y 1b son, respectivamente, vistas esquemáticas en perspectiva y en planta de la parte trasera de una aeronave cuyo fuselaje está equipado con motores turbofan conectados al fuselaje por pilones.

30 Las Figuras 2a y 2b son, respectivamente, vistas esquemáticas en perspectiva y en planta de la parte trasera de una aeronave cuyo fuselaje está equipado con motores turbohélice conectados al fuselaje por un pilones.

La Figura 3 es una vista en perspectiva de la parte trasera de una aeronave cuyo fuselaje está equipado con motores turbofan conectados directamente al fuselaje.

35 La Figura 4a es una vista en perspectiva de la parte trasera de una aeronave (con una parte superior retirada para mejorar la visibilidad del interior) con un escudo de acuerdo con la presente invención y la Figura 4b es una vista lateral de un escudo (aislado del fuselaje).

La Figura 5 es una vista en perspectiva de la parte trasera de una aeronave que muestra posibles trayectorias de fragmentos desprendidos de un motor que pueden impactar en el motor opuesto.

### **40 Descripción detallada de la invención**

La invención es aplicable a cualquier tipo de aeronave equipada con dos motores montados en cada lado del fuselaje trasero, como las que se ilustran en las Figuras 1, 2 y 3.

45 En estas aeronaves, en el caso de un fallo de motor, el motor opuesto (incluidos sus sistemas críticos tales como la generación eléctrica y el sistema de alimentación de combustible) puede ser fácilmente impactado por una parte desprendida del motor debido a su proximidad y la falta de elementos masivos y robustos entre los dos motores. El riesgo involucrado es un fallo del motor opuesto que implicaría un evento catastrófico.

Este riesgo no se evita con fuselajes resistentes al impacto y tolerantes al daño como los descritos en la WO 2009/068638 y US 2011/233335 debido a que su principal objetivo no es detener totalmente cualquier

parte desprendida de un motor que dañe el fuselaje, sino proporcionar el fuselaje la resistencia necesaria para una "misión de llegar a casa" con un motor operativo.

5 Como se muestra en las figuras 4a y 4b, el fuselaje trasero 11 de una aeronave con dos motores de acuerdo con la invención comprende un revestimiento 35 rigidizado por larguerillos longitudinales 39 y cuadernas 37 perpendiculares al eje longitudinal X de la parte trasera del fuselaje 11 y también comprende un escudo 41 situado en el plano vertical de simetría A-A de la parte trasera del fuselaje configurado para evitar el riesgo de un impacto de una parte desprendida de un motor en el motor opuesto.

10 El escudo 41 tiene una configuración geométrica adecuada para que las trayectorias posibles de una parte desprendida de un motor que potencialmente podría alcanzar a componentes críticos del motor opuesto crucen el escudo 41 y una capacidad de absorción de energía adecuada para detener dicha pieza desprendida para evitar que pueda alcanzar el motor opuesto.

15 Las Figuras 4a y 4b muestran una configuración geométrica de un escudo 41 obtenido como una envuelta de bordes rectos de las intersecciones del plano vertical de simetría del avión con aquellas posibles trayectorias de los fragmentos desprendidos de un motor que impacten en elementos críticos del motor opuesto.

El conjunto de trayectorias posibles 51 (ver Figura 5) de los fragmentos desprendidos a considerar se obtiene asociando a una pre-selección de fragmentos teniendo en cuenta todas las fases del motor (rotor, turbina, hélices) sus posibles trayectorias en un evento de fallo.

20 Los elementos críticos del motor opuesto se definen como aquellos elementos que no se pueden perder cuando falla un motor, tales como la generación eléctrica, la alimentación de combustible del motor o las hélices del motor opuesto. La resistencia del escudo 41 que se muestra en las Figuras 4a y 4b depende del nivel de energía de los fragmentos que deben ser detenidos de acuerdo a los requisitos de certificación y otros factores relevantes.

25 En este sentido, dichos fragmentos en caso de eventos UERF o BR se pueden clasificar de la siguiente manera:

- Fragmentos pequeños tales como una media pala (punta) de cualquier rotor interno o turbina del motor. El orden de magnitud es de 5kJ a 15kJ (dependiendo de la fase de motor que se considere).

30 - Fragmentos intermedios/grandes tales como un fragmento de un tercio de disco o una pala de un rotor abierto. El orden de magnitud es de 10 kJ a 100 kJ.

Si los requisitos de certificación para los fragmentos intermedios/grandes ya están satisfechos teniendo en cuenta el fuselaje y la arquitectura de sistemas de la aeronave, no es necesario cubrir estos altos niveles de energía con el escudo 41. En ese caso, la capacidad de resistencia al impacto del escudo se limita a los fragmentos pequeños.

35 En un primer ejemplo de realización para una aeronave con motores conectados al fuselaje por medio de pilones o conectados directamente con el fuselaje, el escudo 41 está destinado a detener, sobre todo, fragmentos pequeños de eventos UERF (fragmentos que conllevan aproximadamente una energía de impacto comprendida entre 5-15kJ) cuando los requisitos de certificación de los fragmentos intermedios y grandes se cumplen sin un escudo (menos del 5% de las trayectorias son catastróficas).

40 En un segundo ejemplo de realización para una aeronave con motores conectados al fuselaje por medio de pilones o conectados directamente con el fuselaje, el escudo 41 está destinado a detener fragmentos pequeños de eventos UERF (fragmentos que conllevan aproximadamente una energía de impacto comprendida entre 5-15kJ) y también fragmentos de energía más alta (pero no necesariamente todos los fragmentos intermedios/grande) cuando los requisitos de certificación de los fragmentos intermedios y grandes no se cumplen sin un escudo (por lo general más del 5% de las trayectorias son catastróficas). En este caso no es necesario detener todos los fragmentos intermedios y grandes, sino sólo una parte de ellos para cumplir con los requisitos de certificación.

45 El primer ejemplo de realización es el preferido siempre desde el punto de vista del peso de la aeronave. Por lo general se adapta a las necesidades de una aeronave con motores turbofan típicos conectados a la parte trasera del fuselaje con una gran distancia entre motores.

50 Por otro lado, cuando la distancia entre ambos motores es reducida (por ejemplo, en una configuración de aeronave con motores conectados directamente con el fuselaje) o cuando se utilizan motores muy grandes

(por ejemplo turbofanes con un ratio de bypass ultra alto, incluso si están conectado al fuselaje por medio de pilones), no siempre es posible cumplir con los requerimientos de certificación de alta energía. En este caso, el segundo ejemplo de realización se adapta mejor a las necesidades del caso.

5 Sucede lo mismo en el caso de motores de rotor abierto conectados a la parte trasera del fuselaje por medio de pilones. A causa de las trayectorias más catastróficas debidas a las palas, no es posible cumplir con los requerimientos de energía de alta certificación. En este caso, el segundo ejemplo de realización también se adapta mejor a las necesidades del caso.

La resistencia del escudo 41 depende de su material y espesor. Materiales adecuados para el escudo 41 son los siguientes:

10 - Materiales rígidos, en particular materiales metálicos, materiales compuestos y materiales cerámicos.

- Materiales altamente deformables (materiales de telas secas).

15 La siguiente lista muestra una estimación de la resistencia necesaria y el espesor correspondiente de un escudo estructurado como una placa plana de un material rígido para soportar el impacto de un pequeño fragmento de una energía de 8.2kJ en una aeronave de pasillo único equipada con motores de rotor abierto.

- Titanio TA6V. Resistencia: 50kg/m<sup>2</sup>. Grosor: 10 mm.

- Aceros de alto rendimiento. Resistencia: 40kg/m<sup>2</sup>. Espesor: 5 mm.

- Aluminio 2024T3. Resistencia 60kg/m<sup>2</sup>. Grosor: 20 mm.

20 -Materiales de fibras reforzadas de carbono, de vidrio o kevlar Resistencia: 50kg/m<sup>2</sup>. Grosor: 30 mm.

La siguiente lista muestra una estimación de la resistencia que necesita un escudo de un material altamente deformable para soportar un impacto de un pequeño fragmento de energía de 8.2kJ en una aeronave de pasillo único equipado con motores de rotor abierto.

25 - Telas secas de aramida. Resistencia: 30 kg/m<sup>2</sup>.

- Telas secas de poli-parafenileno-2 6-benzobisoxazol (PBO). Resistencia: 20 kg/m<sup>2</sup>.

- Fibras de polietileno de ultra alto peso molecular ultra (UHMWPE). Resistencia: 25 kg/m<sup>2</sup>.

También pueden considerarse materiales más complejos combinando capas de cerámica y capas de tejidos secos.

30 En los ejemplos de realización mostrados en las Figuras 4a y 4b, el escudo 41 está formado por varios elementos 43 con una forma plana (una placa plana si están hechos de un material rígido o un una pieza de tela si están hechos de un material deformable) unidos a una estructura de soporte formada por vigas perfiladas rígidas 45 que conectan la parte superior y la inferior de las cuadernas 17. Dichos elementos 43 tienen, preferentemente, un espesor constante ya que puede considerarse que el ángulo de impacto de una  
35 pieza desprendida en cualquier punto de ellos es un ángulo casi constante.

En otro ejemplo de realización (no mostrado) el escudo puede estar unido directamente al fuselaje (al revestimiento o a las cuadernas).

Las principales ventajas de la invención son:

40 - El escudo puede estar optimizado en peso debido a su ubicación en el plano de simetría de la aeronave que permite reducir al mínimo su superficie (un escudo a cada lado del fuselaje tendría una mayor superficie).

45 - El escudo puede mantenerse fácilmente gracias a su accesibilidad total. La accesibilidad al fuselaje también se mejora en comparación con una solución de escudos unidos al fuselaje. De hecho, en nuestro caso, no hay necesidad de retirar los escudos para inspeccionar y reparar la estructura del fuselaje.

- El escudo no implica ninguna penalización aerodinámica por su ubicación interior.

- El escudo no conlleva problemas de acústica y/o vibración, ya que no está conectado directamente a las zonas acústicamente excitadas del fuselaje.
- La fabricación del escudo es fácil debido a su configuración plana (no es necesario ajustar el escudo a la curvatura del fuselaje) y al casi constante ángulo de impacto que implica un espesor constante del escudo.
- El escudo interno ubicado en el plano de simetría de la aeronave también ofrece una arquitectura segura para cualquier tipo de segregación de sistemas. De hecho, algunos sistemas segregados, como por ejemplo controles de vuelo, pueden estar ubicados a ambos lados del escudo.

10 Aunque se ha descrito la presente invención en conexión con varias realizaciones, puede apreciarse a partir de la descripción que pueden hacerse varias combinaciones de elementos, variaciones o mejoras en ellas y que están dentro del alcance de la invención.

**REIVINDICACIONES**

- 5 1.- Parte trasera de una aeronave que tiene un sistema de propulsión compuesto por dos motores (13) montados en cada uno de sus lados; teniendo la parte trasera del fuselaje (11) al menos un plano de simetría vertical (A-A); estando fabricada la parte trasera del fuselaje (11) con un material compuesto, e incluyendo un escudo interno (41) caracterizado por que:
- el escudo interno (41) está ubicado en dicho plano de simetría vertical (A-A) y extendido en un área que cubre las posibles trayectorias de un conjunto pre-definido de fragmentos desprendidos de uno de dichos motores (13) en un evento de fallo que impactarían en elementos críticos del motor opuesto;
  - el escudo interno (41) tiene una forma plana y una capacidad de absorción de energía que permite detener dichos fragmentos.
- 10 2.- Parte trasera de una aeronave según la reivindicación 1, en el que la capacidad de absorción de energía del escudo interno (41) está comprendido entre 5-100 kJ.
- 15 3.- Parte trasera de una aeronave según cualquiera de las reivindicaciones 1-2, donde el escudo interno (41) está hecho de un material rígido o de un material deformable o de una combinación de varias capas de materiales rígidos y/o deformables.
- 20 4.- Parte trasera de una aeronave según la reivindicación 3, en el que dicho material rígido es uno de los siguientes: titanio, acero de alto rendimiento, aluminio, material de fibra de carbono reforzada, material de fibra de vidrio reforzada, material de fibra de kevlar reforzada, material cerámico.
- 25 5.- Parte trasera de una aeronave según la reivindicación 3, en el que dicho material deformable es uno de los siguientes: tela seca de aramida, tela seca de poli-parafenileno-2 6-benzobisoxazol (PBO), fibras de polietileno de ultra alto peso molecular ultra (UHMWPE).
- 30 6.- Aeronave con un sistema de propulsión formado por dos motores (13) montados en cada lado de la parte trasera del fuselaje (11) según la reivindicación 1; teniendo la parte trasera del fuselaje (11) una forma curva con al menos un plano de simetría vertical (A-A) y un eje longitudinal central (X); estando fabricada la parte trasera del fuselaje (11) con un material compuesto comprendiendo la parte trasera del fuselaje (11) un revestimiento (35) y una pluralidad de cuadernas (37) dispuestas perpendicularmente a dicho eje longitudinal (X); caracterizado por que la parte trasera del fuselaje (11) comprende un escudo interno (41) ubicado en dicho plano de simetría vertical (A-A) y extendido en un área que cubre las posibles trayectorias de un conjunto pre-definido de fragmentos desprendidos de uno de dichos motores (13) en un evento de fallo que impactarían en elementos críticos del motor opuesto; teniendo el escudo interno (41) una forma plana y una capacidad de absorción de energía que permite detener dichos fragmentos.
- 35 7.- Aeronave según la reivindicación 6, en la que dichos dos motores son motores turbofan, turbohélice o propfan montados en la parte trasera del fuselaje (1) por medio de pilones (17) o motores turbofan unidos directamente a la parte trasera del fuselaje (11).
- 40 8.- Aeronave según cualquiera de las reivindicaciones 6-7, en la que dicho escudo interno (41) está formado por una pieza unitaria unida a la parte trasera del fuselaje (11).
- 45 9.- Aeronave según cualquiera de las reivindicaciones 6-7, en la que dicho escudo interno (41) está formado por una pluralidad de paneles (43) unidos a una estructura de soporte (45) fijada a la parte trasera del fuselaje (11).

- 10.- Aeronave según la reivindicación 9, en la que cada panel (43) tiene un espesor constante.
- 5 11.- Aeronave según cualquiera de las reivindicaciones 6-10, en la que la capacidad de absorción de energía del escudo interno (41) está comprendida entre 5-100 kJ.
- 12.- Aeronave según la reivindicación 11, en la que la capacidad de absorción de energía del escudo interno (41) está comprendida entre 5-15 kJ.
- 10 13.- Método para la determinación del área de un escudo interno (41) en la parte trasera del fuselaje (11) de una aeronave con un sistema de propulsión compuesto por dos motores (13) montados en cada uno de sus lados; teniendo la parte trasera del fuselaje al menos un plano de simetría vertical (A-A); estando ubicado el escudo interno (41) en dicho plano de simetría vertical (A-A) para detener los fragmentos desprendidos de uno de dichos motores (13) en un evento de fallo que impactarían en elementos críticos del motor opuesto; caracterizado por que comprende los siguientes pasos:
- 15
- seleccionar un conjunto de fragmentos desprendidos de un motor (13);
  - asociar a dicho conjunto de fragmentos desprendidos sus posibles trayectorias en un evento de fallo de motor;
  - seleccionar el sub-conjunto de dichas trayectoria, que impactarían en elementos críticos del motor opuesto;
  - 20 - calcular las intersecciones de dicho sub-conjunto de trayectorias con el plano vertical de simetría de la parte trasera del fuselaje (11);
  - obtener una envuelta de bordes rectos de dichas intersecciones.

25

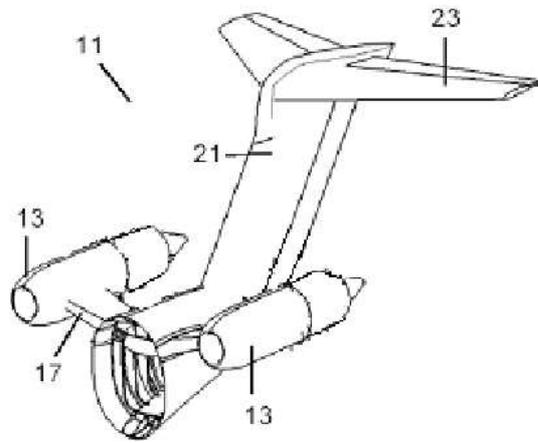


FIG. 1a

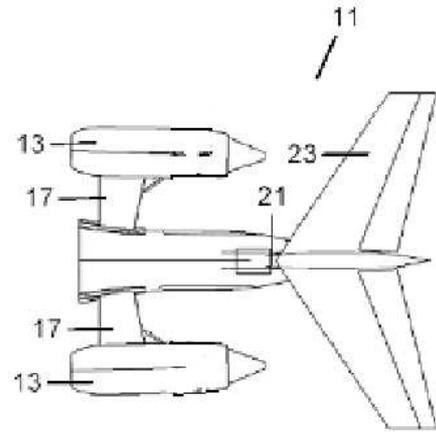


FIG. 1b

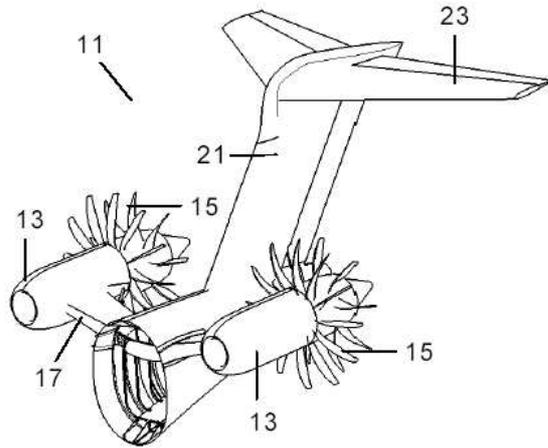


FIG. 2a

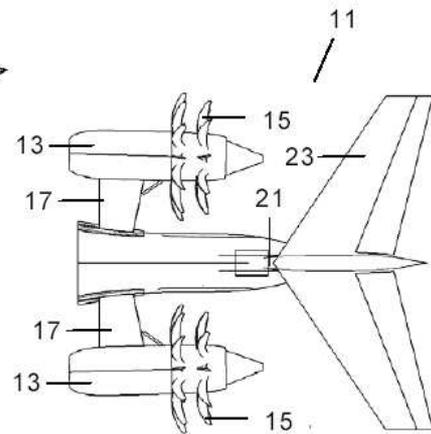


FIG. 2b

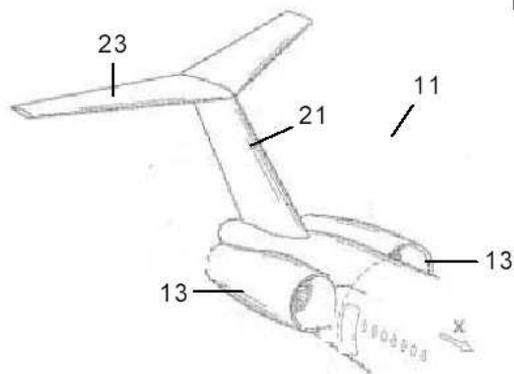


FIG. 3

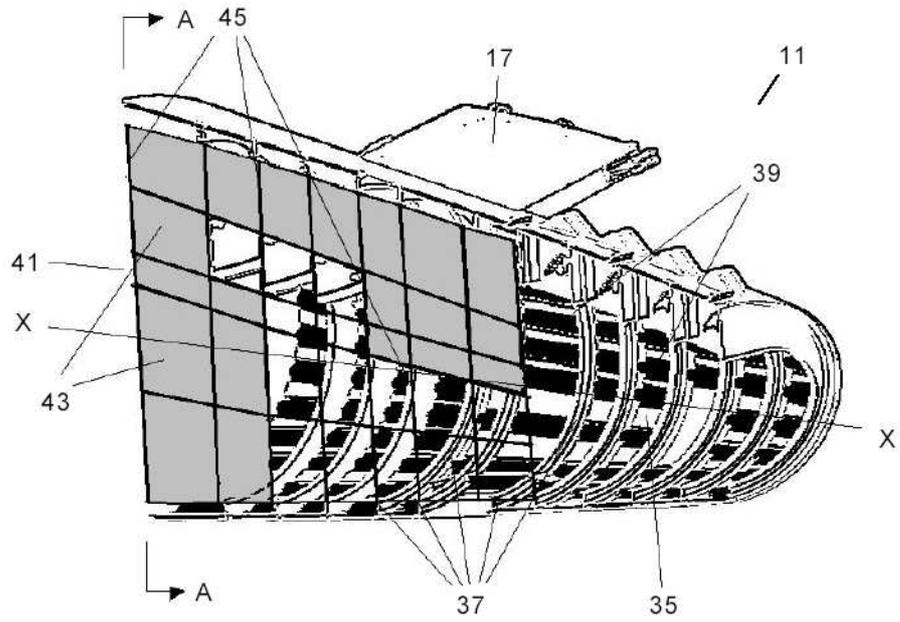


FIG. 4a

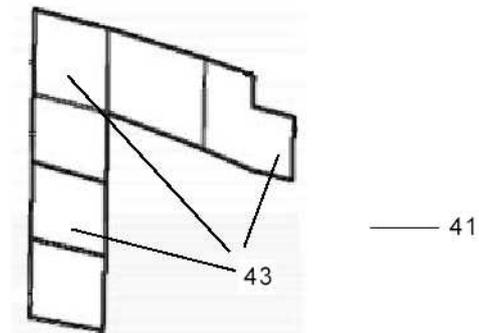


FIG. 4b

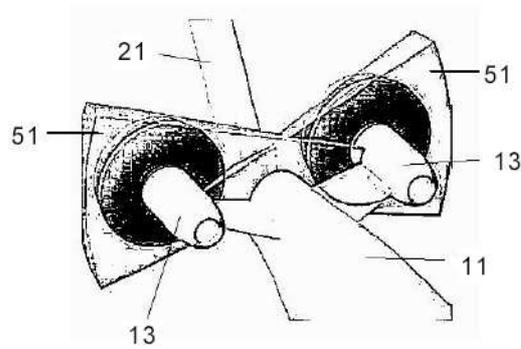


FIG. 5