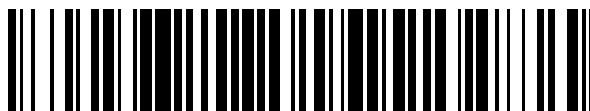


19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 352 220**

51 Int. Cl.:

B64C 3/00

(2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA MODIFICADA
TRAS OPOSICIÓN

T5

86 Fecha de presentación y número de la solicitud internacional: **11.01.2006 PCT/US2006/001017**

87 Fecha y número de publicación internacional: **16.08.2007 WO07091990**

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **11.01.2006 E 06847437 (8)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea modificada tras oposición: **18.11.2020 EP 1971520**

54 Título: **Ala de avión compuesta por paneles de materiales compuestos y metálicos**

45 Fecha de publicación y mención en BOPI de la traducción de la patente modificada:
14.09.2021

73 Titular/es:

**THE BOEING COMPANY (100.0%)
100 North Riverside Plaza
Chicago, IL 60606-1596, US**

72 Inventor/es:

**MUNSEN, VICTOR, A.;
MCGINTY, DANIEL, E.;
KORDEL, JAN, A.;
TANNER, RICHARD, B.;
RAMPTON, SCOTT, N.;
BURFORD, IAN, C.;
FOX, BRUCE, R.;
KELLY, JAMES, M. y
JOHNSON, MILES, O.**

74 Agente/Representante:

ELZABURU, S.L.P

DESCRIPCIÓN

Ala de avión compuesta por paneles de materiales compuestos y metálicos

5 **CAMPO DE LA INVENCION**

Esta invención está relacionada en general con conjuntos de alas de avión y, más específicamente, con conjuntos de alas de avión que tienen paneles de materiales compuestos y metálicos.

Tales conjuntos de alas están divulgados en la solicitud de patente europea EP 0 732 262 A2.

10

ANTECEDENTES DE LA INVENCION

Los conjuntos de alas de los modernos aviones comerciales convencionales incluyen generalmente una caja de ala hecha de paneles de aluminio, largueros y nervaduras. Aunque se han conseguido resultados deseables utilizando conjuntos de ala de la técnica anterior, hay espacio para la mejora. Por ejemplo, la reducción del peso estructural de un avión es generalmente igual a un mejor rendimiento de la aeronave. Con respecto a los aviones comerciales, tal rendimiento mejorado tiene valor en el mercado. Se han examinado materiales compuestos como alternativa al aluminio, sin embargo, los materiales compuestos son generalmente costosos en comparación con el aluminio, y pueden no ser muy adecuados para transportar altas cargas de compresión experimentadas en ciertas circunstancias.

15

20

SUMARIO DE LA INVENCION

Es un objeto de la presente invención proporcionar un ala mejorada.

25

Este objeto se resuelve con un conjunto de ala para uso en un avión, que comprende: una estructura de soporte que tiene una primera parte extrema adaptada para ser acoplada a la aeronave, un conjunto de panel superior y una pareja de cuerdas superiores del larguero formadas a partir de un material metálico, estando acoplado el conjunto del panel superior a la estructura de soporte, un conjunto de panel inferior y una pareja de cuerdas inferiores del larguero formadas a partir de un material compuesto, estando acoplado el conjunto de panel inferior a la estructura de soporte, y una pareja de partes de interfaz, situadas en los extremos opuestos de las cuerdas de la estructura de soporte, acoplando cada una de las cuerdas superiores del larguero a las cuerdas inferiores del larguero.

30

La presente invención está dirigida a las alas de avión que tienen tanto paneles de materiales compuestos como metálicos. Los modos de realización de los métodos y sistemas de acuerdo con la presente invención pueden proporcionar ventajosamente sustanciales ahorros en peso, características de protección más robustas contra rayos/EME (entorno electromagnético), mejores características de tolerancia a daños de fuentes discretas, y coste mejorado con respecto a la competencia de conjuntos de ala de la técnica anterior.

35

En un modo de realización, un conjunto de ala incluye una estructura de soporte que tiene una primera parte extrema adaptada para ser acoplada a un avión, un conjunto de panel superior formado por un material metálico y acoplado a la estructura de soporte, y un conjunto de panel inferior formado por un material compuesto y acoplado a la estructura de soporte. El material metálico puede ser aluminio, titanio o cualquier otro material adecuado, y el material compuesto puede ser un material plástico reforzado con fibra de carbono (CFRP) u otro material compuesto adecuado. En un modo de realización alternativo, el conjunto de panel superior incluye una primera parte de entramado de tendencia descendente, situado próximamente a la primera parte extrema de la estructura de soporte, y el conjunto de panel inferior incluye una segunda parte de entramado de tendencia ascendente, estando esta segunda parte de entramado próxima a la primera parte de entramado, comprendiendo además el conjunto de ala un miembro de interfaz de un material aislante dispuesto entre la primera y la segunda partes de entramado, y al menos una sujeción que acopla la segunda parte de entramado, el miembro de interfaz y la primera parte de entramado a la estructura de soporte.

40

45

50

BREVE DESCRIPCION DE LOS DIBUJOS

Se describen con detalle a continuación modos de realización preferidos y alternativos de la presente invención, con referencia a los dibujos siguientes.

55

La FIGURA 1 es una vista en alzado superior de un conjunto de ala de acuerdo con un modo de realización de la invención;

La FIGURA 2 es una vista en sección transversal final del conjunto de ala de la FIGURA 1, tomada a lo largo de la línea 2-2;

60

La FIGURA 3 es una vista en alzado ampliada de una parte de interfaz, de acuerdo con un modo de realización de la invención;

La FIGURA 4 es un gradiente de esfuerzos de la parte de interfaz de la figura 3; y

La FIGURA 5 es una vista en alzado lateral de un avión con conjuntos de ala de acuerdo con otro modo de realización de la invención.

65

DESCRIPCIÓN DETALLADA

La presente invención está relacionada con conjuntos de alas de avión que tienen paneles de materiales compuestos y metálicos. Muchos detalles específicos de ciertos modos de realización de la invención, se establecen en la descripción siguiente y en las FIGURAS 1-5, para proporcionar una comprensión completa de tales modos de realización. Sin embargo, un experto en la técnica comprenderá que la presente invención puede tener modos de realización adicionales, o que la presente invención puede ser puesta en práctica sin diversos detalles que se describen en la descripción siguiente.

En general, los modos de realización de la presente invención proporcionan conjuntos de ala que tienen paneles tanto de material compuesto como de aluminio.

Tales conjuntos de ala son conocidos por la solicitud de patente europea EP 0 732 262 A2, donde la cuerda de compresión consiste en material metálico y la cuerda de tensión consiste en un material compuesto fibroso.

Ciertos materiales compuestos, incluyendo los materiales de plástico reforzado con fibra de carbono (CFRP) se comportan bien con la tensión y resisten los daños de la fatiga. El aluminio tiene unas propiedades de compresión relativamente buenas, pero un rendimiento relativamente inferior con la tensión y la fatiga. Por tanto, los conjuntos de ala que incluyen paneles compuestos en zonas que experimentan principalmente cargas de tensión, y los paneles de aluminio en otras zonas que experimentan principalmente cargas de compresión, pueden proporcionar una reducción sustancial de peso en comparación con los conjuntos de ala de la técnica anterior, y pueden proporcionar un conjunto de ala que es más ligero que un conjunto de ala construido enteramente con aluminio, o con un conjunto de ala totalmente de CFRP.

Se encuentran diversas complejidades diferentes en el desarrollo de modos de realización de conjuntos de ala que tienen tanto paneles de CFRP como paneles de aluminio, incluyendo 1) la corrosión galvánica en los interfaces CFRP/aluminio, 2) distintas tasas de expansión inducida térmicamente y 3) límites de esfuerzo incompatibles del aluminio y del CFRP. Estas zonas de preocupación se abordan en la presente divulgación y han sido, al menos parcialmente, mitigadas por los modos de realización de la presente invención, como se describe con más detalle a continuación.

La FIGURA 1 es una vista en alzado superior de un conjunto 100 de ala de acuerdo con un modo de realización de la invención. La FIGURA 2 es una vista en sección transversal final del conjunto 100 de ala de la FIGURA 1, tomada a lo largo de la línea 2-2. En este modo de realización, el conjunto 100 de ala incluye un conjunto 102 de panel superior y unas cuerdas superiores 104 del larguero. El conjunto 102 de panel superior y las cuerdas superiores 104 del larguero están formados a partir de aluminio u otro material metálico adecuado, tal como el titanio. De forma similar, el conjunto 100 de ala incluye un conjunto inferior 112 de ala y las cuerdas inferiores 114 del larguero. El conjunto 112 del panel inferior y las cuerdas inferiores 114 del larguero están formados a partir de material compuesto, tal como, por ejemplo, el CFRP.

Como se ilustra en la figura 3, el conjunto 102 del panel superior incluye un forro superior 108 y una pluralidad de miembros superiores 106 de entramado. Los miembros 106 de entramado acoplan el forro superior 108 a una estructura 110 de soporte del conjunto 100 de ala. De forma similar, el conjunto 112 del panel inferior incluye un forro inferior 118 y una pluralidad de miembros inferiores 116 de entramado que acoplan el forro inferior 118 a la estructura 110 de soporte.

Una pareja de partes 120 de interfaz situadas en extremos opuestos de la estructura 110 de soporte acoplan cada una de las cuerdas superiores 104 del larguero a las cuerdas inferiores 114 del larguero. Más específicamente, como mejor se ilustra en la FIGURA 3, la cuerda inferior 114 del larguero incluye una parte 115 de entramado que se extiende hacia arriba para solaparse con una parte 105 de entramado que se extiende hacia debajo de la cuerda superior 104 del larguero. Un miembro 122 de nervadura se extiende hacia arriba a lo largo de las partes 105, 115 de entramado de las cuerdas superior e inferior 104, 114 del larguero. Hay dispuesto un miembro 126 de interfaz entre la parte 115 de entramado de la cuerda inferior 114 del larguero y la parte 105 de entramado de la cuerda superior 104 del larguero, y también entre la parte 115 de entramado de la cuerda inferior 114 del larguero y la estructura 110 de soporte. En un modo de realización, el miembro 126 de interfaz es un material de chapa de aislamiento de fibra de vidrio. Una pluralidad de sujeciones 124 pasan a través de la parte 122 de nervadura, de una o más de las partes 105, 115 de entramado de las cuerdas superior e inferior 104, 114 del larguero y del miembro 126 de interfaz, fijando estos componentes a la estructura 110 de soporte. En un modo de realización, las sujeciones 124 son tornillos de titanio. Hay dispuesta una pluralidad de miembros 128 de tapajuntas en diversos bordes e intersecciones, donde un componente metálico (por ejemplo, la cuerda superior 104 del larguero y la estructura 110 de soporte) es contiguo o suficientemente próximo a un componente de material compuesto (por ejemplo, la cuerda inferior 114 del larguero).

En un modo de realización particular, para impedir la corrosión galvánica de la cuerda metálica superior 104 del larguero, se incorporan las siguientes características: (1) el miembro 126 de interfaz aísla la parte 115 de entramado de la cuerda inferior 114 del larguero de la parte 105 de entramado de la cuerda superior 104 del larguero, (2) la

cuerda superior 104 del larguero está recubierta por una o más capas de material eléctricamente no conductor, (3) la parte 120 de interfaz está recubierta con una fina capa de impermeabilizante, y (4) las sujeciones 124 están instaladas con un impermeabilizante húmedo, con collarines aislantes (no ilustrados) sobre el lado próximo a la cuerda superior 104 del larguero. En un modo de realización adicional, las cabezas de las sujeciones 124 pueden ser selladas con una tapa y los collarines pueden ser auto-impermeabilizantes. Al asegurar que los materiales compuestos estén físicamente aislados de los materiales metálicos, e impidiendo la entrada de humedad en los interfaces, la amenaza de corrosión galvánica puede reducirse o eliminarse. Además, la colocación de una parte 120 de interfaz en una parte superior del conjunto 100 del ala, puede servir para mantener la unión fuera de cualquier humedad acumulada.

Los materiales compuestos (por ejemplo, los materiales CFRP) y los materiales metálicos (por ejemplo, aluminio) pueden presentar significativamente diferentes tasas de esfuerzo inducido térmicamente. Así, un conjunto metálico 102 de panel superior unido a un conjunto 112 de panel inferior de material compuesto sometido a ciclos térmicos, presentará esfuerzos de doblez (levantándose cuando se enfría y descendiendo cuando se calienta). Un avión de ala en flecha experimentará también el retorcimiento del ala como resultado geométrico del doblez térmico. Este retorcimiento del ala puede ser mitigado con configuraciones de ala sin flecha. La carga térmica debe ser tenida en cuenta tanto en la evaluación estática como en la evaluación en fatiga de la caja del ala. Estas cargas se suman generalmente a las cargas mecánicas.

La FIGURA 4 es un gradiente 200 de esfuerzos de la parte 120 de interfaz de la FIGURA 3. En un modo de realización particular, donde el conjunto 102 del panel superior está formado por aluminio y el conjunto 112 de panel inferior está formado por un material compuesto CFRP actualmente preferido, el límite de esfuerzo axial a la compresión para el aluminio es aproximadamente 0,007 cm/cm, mientras que el límite de esfuerzo para el material compuesto actualmente preferido que incluye fibras de CFRP, cargado axialmente en compresión, es aproximadamente 0,005 cm/cm. Por tanto, si se uniera el conjunto 102 de panel superior de aluminio con el conjunto 112 de panel inferior de CFRP en la zona de máximo esfuerzo, el diseño del panel de aluminio estaría limitado por el punto de corte del esfuerzo del CFRP y no se conseguiría ahorro de peso. La FIGURA 4 muestra que al unir los dos materiales de las cuerdas superior e inferior 104, 114 del larguero, el pico de esfuerzo axial del CFRP se reduce apreciablemente en la unión. Se puede hacer una mejora adicional de la compatibilidad de esfuerzos omitiendo las fibras axiales de la cuerda inferior 114 del larguero (y la parte 122 de nervadura) en la zona de alto esfuerzo de compresión axial. Así, se pueden usar los dos materiales para el doblez y seguir consiguiendo los niveles más altos de esfuerzo para el aluminio (y reducir por tanto el peso). Se apreciará que puede ser deseable colocar la unión de los dos materiales sobre las partes 105, 115 de entramado de las cuerdas superior e inferior 104, 114 del larguero (es decir, más cerca del eje neutro de la caja del ala), permitiendo que el conjunto 102 del panel superior de aluminio realice su potencial total de esfuerzo, al tiempo que se mantiene la compatibilidad de esfuerzos en el interfaz de los materiales. Las cargas de fatiga inducida térmicamente en la unión son también menores, debido a la colocación de la unión con respecto al eje neutro.

Los modos de realización de la presente invención pueden proporcionar ventajas sobre la técnica anterior. Por ejemplo, configurando una caja de ala como se ha descrito anteriormente, se pueden conseguir sustanciales ahorros de peso. En algunos modos de realización, puede ser posible conseguir ahorros de peso tales que los modos de realización de la presente invención sean más ligeros que una caja de ala de material totalmente compuesto (por ejemplo, CFRP), y aproximadamente un 20% más ligera que una caja de ala que tenga todo de aluminio. Se pueden incluir beneficios adicionales proporcionando características de protección más robustas contra los rayos/EME que los diseños de alas de materiales totalmente compuestos, y una mejor tolerancia a daños de fuentes discretas que los conceptos en competencia de materiales totalmente compuestos. La integración de la carlinga, el lado del fuselaje y del tren de aterrizaje principal puede ser simplificada también utilizando los modos de realización de la presente invención, en comparación con un diseño de material totalmente compuesto. Como beneficio adicional está la ventaja del coste de los modos de realización de la presente invención, en comparación con el diseño de una caja de ala de material totalmente compuesto.

Los modos de realización de los conjuntos de ala de acuerdo con la presente invención, pueden ser utilizados en una amplia variedad de distintos vehículos de vuelo. Por ejemplo, la FIGURA 5 muestra una vista del alzado lateral de un avión 300 que tiene una pareja de conjuntos 304 de ala de acuerdo con otro modo de realización de la presente invención. El avión 300 incluye generalmente una o más unidades 302 de propulsión que están acopladas a los conjuntos 304 de ala o, alternativamente, a un fuselaje 306, una estructura 307 dispuesta dentro del fuselaje 306, o incluso otras partes del avión 300. Además, el avión 300 incluye también un conjunto 308 de cola y un conjunto 310 de aterrizaje acoplado al fuselaje 306 y/o a la estructura 307. El avión 300 incluye además una diversidad de otros sistemas y subsistemas requeridos generalmente para el funcionamiento adecuado del avión 300. Por ejemplo, el avión 300 incluye un sistema 312 de control de vuelo, así como una pluralidad de otros sistemas eléctricos, mecánicos y electromecánicos que realizan cooperativamente una diversidad de tareas necesarias para el funcionamiento del avión 300.

Aunque el avión 300 ilustrado en la FIGURA 3 es generalmente representativo de un avión comercial de pasajeros, incluyendo por ejemplo el avión comercial de pasajeros 737, 747, 757, 767 y 777, disponibles por la compañía

5 Boeing Company de Chicago, Illinois, en modos de realización alternativos, la presente invención puede ser incorporada también en vehículos de vuelo de otros tipos. Ejemplos de tales vehículos de vuelo pueden incluir los aviones militares tripulados o no tripulados, las aeronaves de alas giratorias, misiles, cohetes o vehículos de vuelo balístico, como se ilustra con más detalle en diversos volúmenes descriptivos tales como "Jane's All The World's Aircraft" (Aviones de todo el mundo de Jane) disponible por el Grupo de Información de Jane, Ltd. de Coulsdon, Surrey, UK.

REIVINDICACIONES

1. Un conjunto (100) de ala para uso en un avión (300), que comprende:

5 una estructura (110) de soporte que tiene una primera parte final adaptada para ser acoplada al avión (300);
 un conjunto (102) de panel superior y una pareja de cuerdas superiores (104) del larguero, que se extienden
 en la dirección del larguero, estando conectados mutuamente dicho conjunto de panel superior y cada una de
 dichas cuerdas superiores del larguero, y formadas a partir de material metálico, estando acoplado el conjun-
 to (102) del panel superior a la estructura (110) de soporte;
 10 un conjunto (112) de panel inferior y una pareja de cuerdas inferiores (114) del larguero, que se extienden en
 la dirección del larguero, estando conectados mutuamente dicho conjunto de panel inferior y cada una de di-
 chas cuerdas inferiores del larguero, y formadas a partir de material compuesto, estando acoplado el conjunto
 (112) del panel inferior a la estructura (110) de soporte, y
 una pareja de partes (120) de interfaz, situadas en extremos opuestos de las cuerdas de la estructura (110)
 15 de soporte, acoplado cada parte (120) de interfaz una de las cuerdas superiores (104) del larguero con la
 correspondiente cuerda inferior (114) del larguero.

2. El conjunto de ala de la reivindicación 1, en el que el material metálico incluye al menos uno entre el aluminio y el
 20 titanio, y en el que el material compuesto incluye un material de plástico reforzado con fibra de carbono (CFRP).

3. El conjunto de ala de la reivindicación 1, en el que el conjunto (102) del panel superior incluye una primera parte
 (105) de entramado con tendencia descendente, situada próxima a la primera parte final de la estructura (110) de
 soporte, y el conjunto (112) del panel inferior incluye una segunda parte (115) de entramado con tendencia
 25 ascendente, estando la segunda parte (115) de entramado próxima a la primera parte (105) de entramado,
 comprendiendo además el conjunto de ala un miembro (126) de interfaz de un material aislante, dispuesto entre la
 primera y la segunda partes (105, 115) de entramado, y al menos una sujeción (124) que acopla la segunda parte
 (115) de entramado, el miembro (126) de interfaz y la primera parte (105) de entramado a la estructura (110) de
 soporte.

4. El conjunto de ala de la reivindicación 3, que comprende además un miembro (122) de nervadura que se extiende
 30 a lo largo, y está acoplado con una de ellas, de al menos una entre la primera y la segunda partes (105, 115) de
 entramado.

5. El conjunto de ala de la reivindicación 3, en el que el conjunto (102) del panel superior incluye una cuerda superior
 35 (104) del larguero próxima al primer extremo de la estructura (110) de soporte, siendo la primera parte (105) de
 entramado una parte de la cuerda superior (104) del larguero, y donde el conjunto (112) de panel inferior incluye una
 cuerda inferior (114) del larguero, siendo la segunda parte (115) de entramado una parte de la cuerda inferior (114)
 del larguero.

6. El conjunto de ala de la reivindicación 3, en el que hay acoplado un forro superior (108) a la estructura (110) de
 40 soporte, por una pluralidad de miembros (106) de entramado, y hay acoplado un segundo forro (118) a la estructura
 (110) de soporte, por una pluralidad de segundos miembros (116) de entramado.

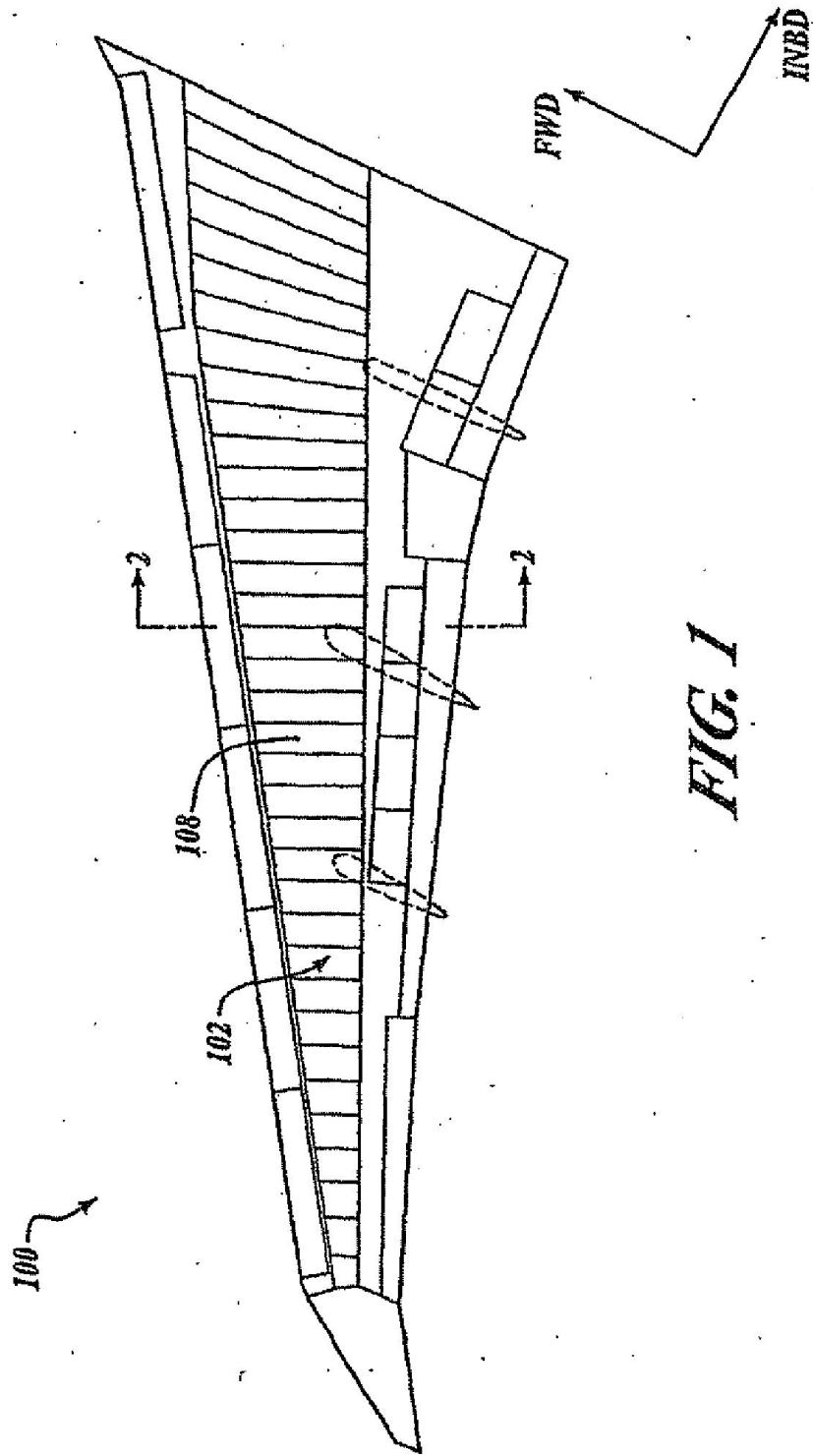
7. El conjunto de ala de la reivindicación 3, que comprende además al menos un tapajuntas (128) dispuesto sobre al
 45 menos una parte del borde de al menos una de las partes primera y segunda (105, 115) de entramado.

8. El conjunto de ala de la reivindicación 3, en el que el miembro (126) de interfaz está formado por material de
 chapa aislante de fibra de vidrio.

9. Un avión que comprende:

un fuselaje (306) que tiene una estructura aérea (307);
 una unidad (302) de propulsión que está acoplada a uno entre el fuselaje (306) y la estructura aérea (307); y
 una pareja de conjuntos de ala de acuerdo con la reivindicación 1.

55



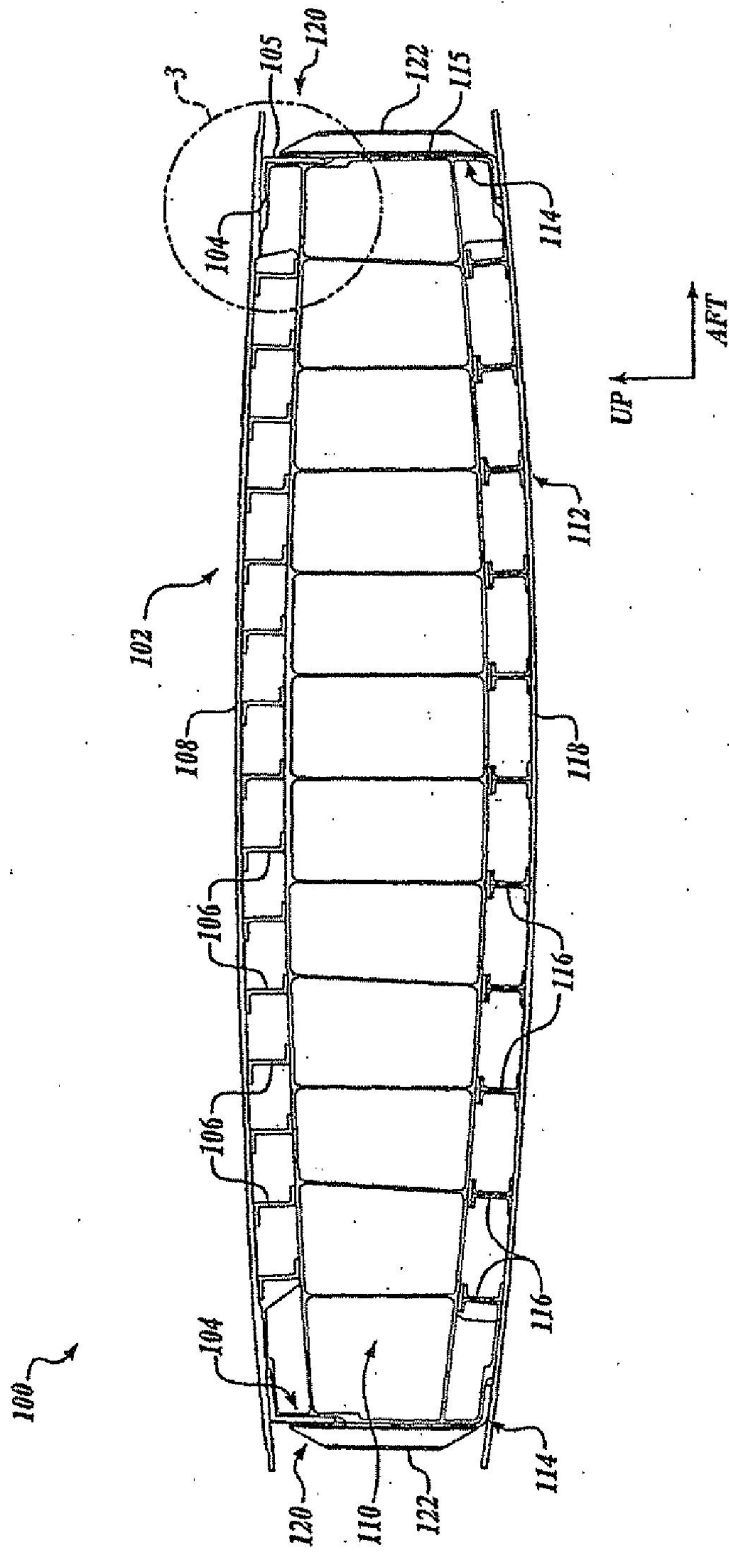


FIG. 2

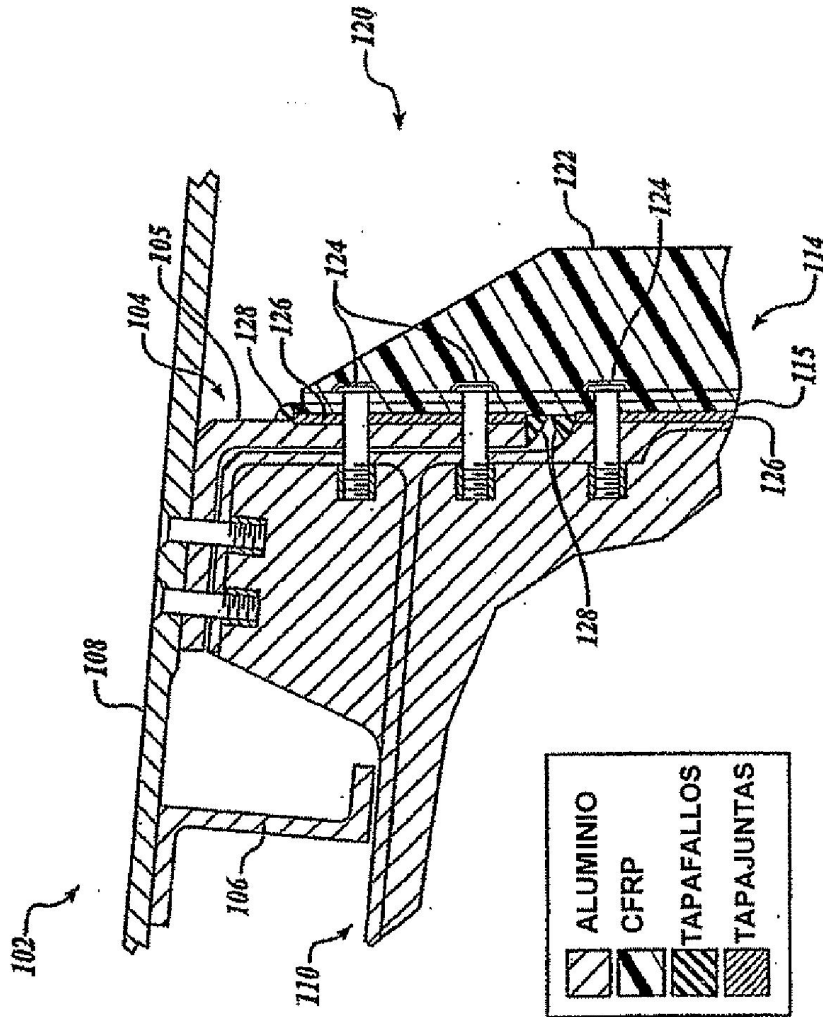


FIG. 3

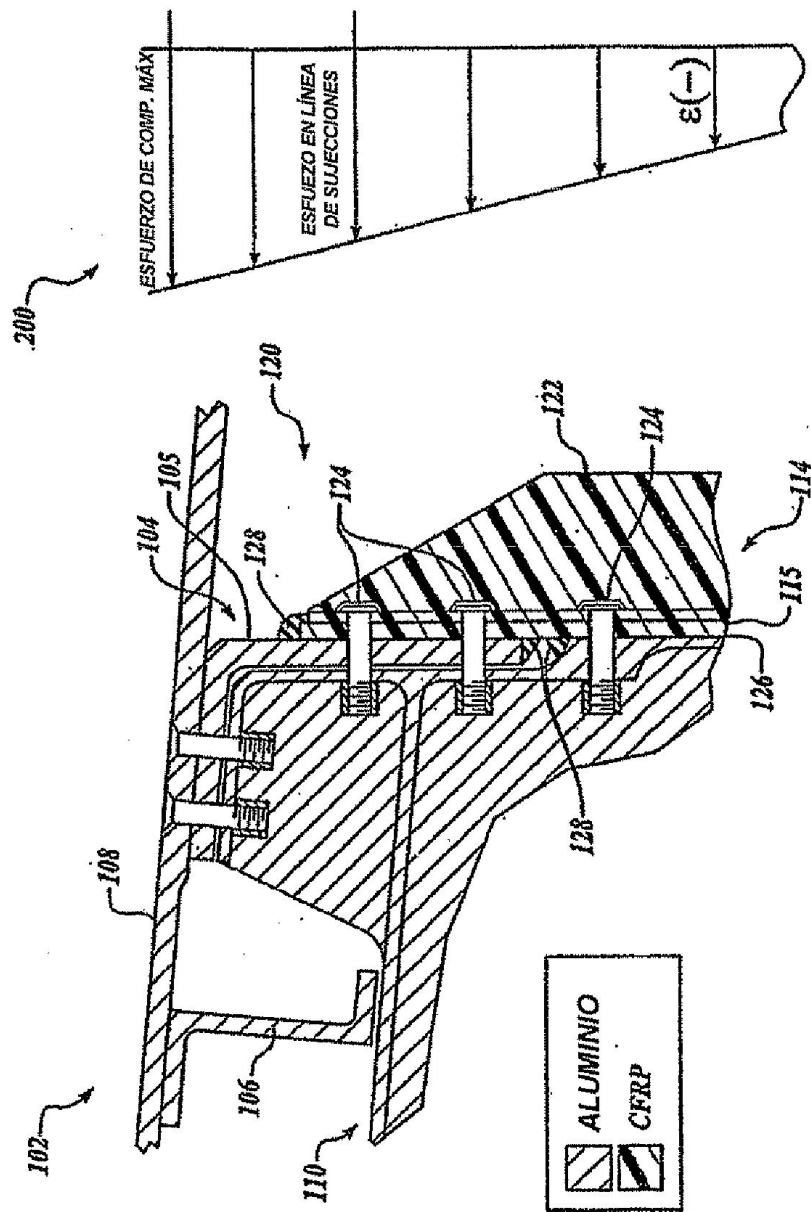


FIG. 4

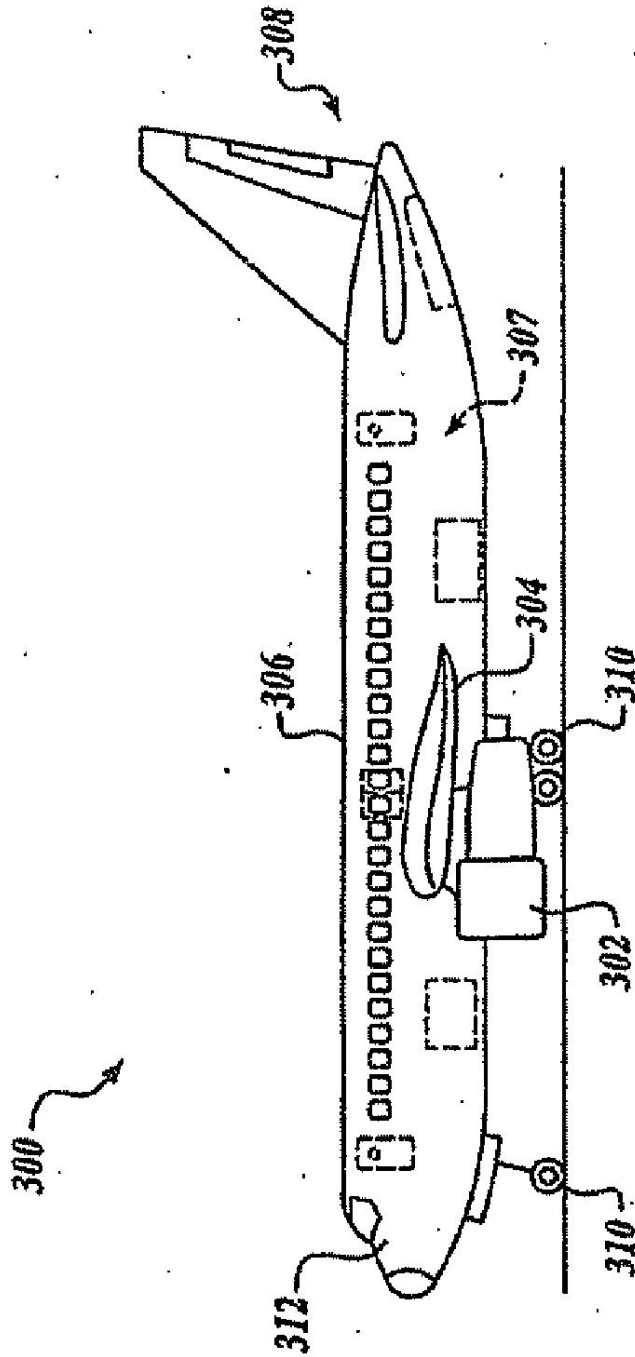


FIG. 5