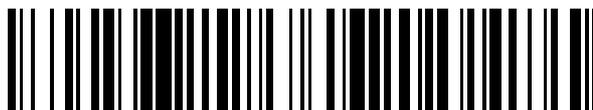


19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 770 642**

51 Int. Cl.:

B64C 3/26

(2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

86 Fecha de presentación y número de la solicitud internacional: **18.07.2007 PCT/US2007/016377**

87 Fecha y número de publicación internacional: **04.09.2008 WO08105806**

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **18.07.2007 E 07873811 (9)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **04.12.2019 EP 2076431**

54 Título: **Estructura de panel de ala**

30 Prioridad:

26.10.2006 US 553017

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

02.07.2020

73 Titular/es:

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

72 Inventor/es:

**ACKERMANN, JAMES, F.;
TANNER, RICHARD, B.;
BURFORD, IAN, C. y
GENDZWILL, THOMAS, V.**

74 Agente/Representante:

CARVAJAL Y URQUIJO, Isabel

ES 2 770 642 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

Estructura de panel de ala

Antecedentes

5 La presente divulgación se refiere a aeronaves, vehículos aeroespaciales o similares y más particularmente a una estructura de panel de ala para una aeronave o vehículo aeroespacial.

10 Las estructuras de aviones como fuselajes, alas y otros componentes deben ser lo más livianos posible pero capaces de soportar muchas veces las cargas y tensiones esperadas durante las operaciones normales. Adicionalmente, las estructuras deben ser de un tamaño y forma que minimicen la resistencia aerodinámica para la operación más eficiente y el ahorro de combustible. Para minimizar la resistencia aerodinámica, las secciones y paneles de las alas externas deben tener una profundidad muy baja o un perfil bajo, pero también deben ser capaces de soportar cargas elevadas. La poca profundidad limita el acceso al interior del panel del ala. Las estructuras de ala típicas utilizan tirantes unidos al revestimiento principal de la aeronave para agregar rigidez. Los tirantes requieren una profundidad adicional que puede aumentar la resistencia aerodinámica. Adicionalmente, los tirantes son partes separadas que deben unirse o atornillarse al revestimiento principal, lo que aumenta los costos de diseño y fabricación.

15 El documento EP 0976650 divulga que un perfil aerodinámico de estructura de caja está construido de un revestimiento superior de material compuesto, un revestimiento inferior de material compuesto y un larguero. Unos nervios y una proyección alargada se forman integralmente en la superficie interna de cada uno de los dos revestimientos. Los revestimientos superior e inferior y el larguero están unidos simultáneamente por un adhesivo para formar una estructura única. Como los nervios y la proyección alargada se forman de una sola pieza con cada revestimiento, es posible reducir el número de componentes constituyentes principales. Asimismo, dado que la operación de montaje se realiza utilizando el adhesivo, no hay necesidad de sujetadores o similares para el montaje. Además, el larguero está unido no solo sino, además, porque no solo una banda sino también bridas en ambos lados del larguero están unidas a los revestimientos respectivos, es posible obtener una gran resistencia. De acuerdo con la invención [del documento EP 0976650], es posible reducir el número de componentes constituyentes principales y el de componentes de montaje de un perfil aerodinámico, logrando así su reducción de costos.

Breve resumen de la divulgación

En estos antecedentes, se proporciona un método para hacer una estructura de panel de ala según la reivindicación 1.

30 El método incluye formar una capa externa de material que tenga un espesor predeterminado y colocar una estructura de núcleo en al menos una porción de la capa externa de material. El método también incluye formar una capa interna de material dispuesto al menos sobre la estructura de núcleo, en donde la capa interna de material tiene un espesor seleccionado menor que el espesor predeterminado de la capa externa de material.

35 Otros aspectos y características serán evidentes para los expertos habituales en la materia tras la revisión de la siguiente descripción detallada no limitada junto con las figuras adjuntas.

Breve descripción de las varias vistas de los dibujos

La figura 1 es una vista en alzado lateral de una estructura de panel de ala de acuerdo con una realización de la presente divulgación.

40 La figura 2 es una vista en sección transversal de la estructura de panel de ala de la figura 1 tomada a lo largo de las líneas 2-2.

La figura 3 es una vista en sección transversal de la estructura de panel de ala de la figura 1 tomada a lo largo de las líneas 3-3.

La figura 4 es un diagrama de flujo de un ejemplo de un método para hacer una estructura de panel de ala de acuerdo con una realización de la presente divulgación.

45 La figura 5 es una ilustración de un ejemplo de una aeronave que incluye una estructura de panel de ala de acuerdo con una realización de la presente divulgación.

Descripción detallada de la divulgación

La siguiente descripción detallada de las realizaciones se refiere a los dibujos adjuntos, que ilustran realizaciones específicas de la divulgación. Otras realizaciones que tienen diferentes estructuras y operaciones no se apartan del alcance de la presente divulgación.

5 La figura 1 es una vista en alzado lateral de una estructura de panel de ala 100 de acuerdo con una realización de la presente divulgación. La estructura de panel de ala 100 puede usarse para un ala de una aeronave, vehículo
 10 aeroespacial o similar. Refiriéndose también a la figura 2, la figura 2 es una vista en sección transversal de la estructura de panel de ala 100 de la figura 1 tomada a lo largo de las líneas 2-2. La estructura de panel de ala 100 puede incluir una capa externa 102 de material que tiene un espesor predeterminado "T". La capa externa 102
 15 puede incluir una estructura para soportar o transportar predominantemente la masa de la carga del ala. Por consiguiente, la capa exterior 102 de material puede incluir una multiplicidad de hojas de material. El material puede incluir una multiplicidad de hojas de cinta unidireccional epoxídicas o material similar para proporcionar una
 20 estructura para soportar predominantemente cualquier carga en un ala en la que se incorpora la estructura de panel del ala 100. La multiplicidad de hojas de material de la capa externa 102 puede curarse y procesarse con una especificación de resistencia mayor que otros componentes de la estructura de panel de ala. La especificación de mayor resistencia puede implicar típicamente el curado a una temperatura entre aproximadamente 300 y
 aproximadamente 400 grados Fahrenheit (F) (entre aproximadamente 148,9 y aproximadamente 204,4 grados Celsius) y una presión entre aproximadamente 80 y aproximadamente 100 psi (entre aproximadamente 551,6 y aproximadamente 689,5 kPa). Por consiguiente, la multiplicidad de hojas de la capa exterior 102 puede curarse y procesarse antes de que se depositen o formen otros componentes de la estructura de panel de ala 100. En otra
 realización de la presente divulgación descrita con más detalle a continuación, toda la estructura de panel de ala 100 puede ensamblarse y luego curarse según la especificación de mayor resistencia.

25 La estructura de panel de ala 100 también puede incluir una estructura de núcleo 104 colocada o depositada en al menos una porción 106 de la capa exterior 102. La estructura de núcleo 104 puede ser una estructura de tipo panal o una estructura ligera similar para agregar soporte a la capa externa 102 mientras permite que el perfil de esta
 30 porción de un ala sea mínimo para una resistencia aerodinámica reducida pero una resistencia máxima. La estructura de tipo panal para el núcleo 104 puede ser un material compuesto o material similar como se conoce en la industria aeroespacial.

35 La estructura de panel de ala 100 también puede incluir una capa 108 de fibra de vidrio, titanio, aluminio, cobre u otro material reflectante de inspección no destructiva (NDI) o similar dispuesto o formado en la capa exterior 102. La capa 108 de material reflectante NDI puede facilitar la inspección de la estructura de panel de ala, tal como confirmar
 40 la integridad de los enlaces entre la multiplicidad de hojas en la capa 102 y otras características estructurales importantes del panel de ala 100.

45 Se puede depositar o formar una capa interna 110 de material al menos sobre la estructura de núcleo 104. Tal y como se ilustra en la figura 1, la capa interna también puede depositarse sobre la capa externa 102 o la capa 108 de material reflectante NDI. La capa interna 110 puede incluir una pluralidad de hojas de tejido. La pluralidad de hojas
 50 de tejido puede ser tejido de fibra de carbono de calidad aeroespacial o material similar. La capa interna 110 o la pluralidad de hojas de tejido pueden procesarse a una temperatura de entre aproximadamente 200 y aproximadamente 300 grados F (entre aproximadamente 93,3 y aproximadamente 148,9 grados Celsius) y una presión de entre aproximadamente 40 y aproximadamente 50 psi (entre aproximadamente 275,8 y aproximadamente 344,7 kPa). Tal y como se muestra mejor en la figura 2, la capa interna 110 puede tener un espesor seleccionado "t"
 que es menor que el espesor predeterminado "T" de la capa externa 102 de material. Tal como se ha comentado anteriormente, se espera que la capa externa 102 soporte predominantemente la carga del ala. La capa interna 110 que tiene menos hojas de material reduce el peso y el costo de fabricar el panel de ala 100. Las hojas de material de la capa externa 102 pueden colocarse mediante una máquina automatizada. Las hojas de la capa interna 110
 pueden colocarse a mano o por máquina.

55 Refiriéndose también a la figura 3, la figura 3 es una vista en sección transversal de la estructura de panel de ala 100 de la figura 1 tomada a lo largo de las líneas. La estructura de panel de ala 100 también puede incluir un rigidizador 112. El rigidizador 112 puede formarse o depositarse sobre la capa externa 102 o la capa de NDI 108 en otra porción
 60 114 del panel de ala 100. La porción 106 del panel de ala 100 puede ser una porción externa de un ala donde se desea un perfil de ala mucho más pequeño para reducir la resistencia aerodinámica pero aún proporcionar suficiente resistencia para manejar más de cualquier carga de ala esperada. La otra porción 114 puede ser una porción interna del ala donde el perfil del ala puede ser más grande. El rigidizador 112 puede ser un rigidizador de sección en "I", un rigidizador de sección en "T" o un miembro estructural similar. El rigidizador puede ser un material compuesto u otro material ligero de alta resistencia.

La estructura de panel de ala 100 también puede incluir un nervio de soporte 116. El nervio de soporte 116 puede formarse o depositarse en la capa externa 102 de material o en la capa de NDI 108. El nervio de soporte 116 puede estar dispuesto entre el rigidizador 112 y un conjunto 118 que incluye la estructura de núcleo 104 y la capa interna 110. El nervio de soporte 116 puede ser un material compuesto u otro material ligero, de alta resistencia. En una realización de la presente divulgación, la capa interna 110 puede extenderse debajo del nervio 116 y puede

solaparse sobre una porción 120 de una brida inferior 122 del rigidizador 112. El nervio 116 puede unirse o juntarse a la capa interna 110 y la capa interna 110 puede unirse o formarse integralmente con la porción 120 de la brida inferior 122 durante el curado o el procesamiento.

5 La figura 4 es un diagrama de flujo de un ejemplo de un método 400 para hacer una estructura de panel de ala de acuerdo con una realización de la presente divulgación. El método 400 puede usarse para hacer la estructura de panel de ala 100 de la figura 1. En el bloque 402, se puede formar o depositar una multiplicidad de hojas de material sobre una superficie de herramienta o similar. Tal como se ha comentado anteriormente, las hojas de material pueden depositarse o formarse para soportar o transportar predominantemente la masa de la carga del ala. La multiplicidad de hojas puede ser depositada por una máquina automatizada. La multiplicidad de hojas pueden ser
10 hojas de cinta unidireccional de epoxi endurecida u hojas de cinta similares que pueden colocarse mediante una máquina de colocación de cinta automatizada o similar.

En el bloque 404, las hojas externas de material pueden curarse y procesarse según una especificación de alta resistencia. Tal como se ha comentado anteriormente, la especificación de mayor resistencia puede implicar típicamente el curado a una temperatura entre aproximadamente 300 y aproximadamente 400 grados F (entre aproximadamente 148,9 y aproximadamente 204,4 grados Celsius) y una presión entre aproximadamente 80 y aproximadamente 100 psi (entre aproximadamente 551,6 y aproximadamente 689,5 kPa). En otra realización de la presente divulgación, la estructura de panel de ala puede ensamblarse sustancialmente por completo y luego puede curarse y procesarse en una etapa como se describe a continuación.

En el bloque 406, una capa de fibra de vidrio, titanio, aluminio, cobre u otro material reflectante de NDI puede formarse o depositarse de manera similar a la discutida previamente.

En el bloque 408, se puede formar o depositar una estructura o conjunto de núcleo en la capa externa o capa externa de hojas. Tal como se ha comentado anteriormente, la estructura de núcleo puede ser una estructura o conjunto de tipo panal u otra estructura ligera de alta resistencia.

En el bloque 410, se puede formar o depositar una pluralidad de hojas interiores de material. Las hojas interiores pueden ser un número seleccionado de hojas de un tejido. Tal como se ha comentado anteriormente, las hojas interiores o capa pueden tener un espesor sustancialmente menor que la capa externa u hojas. La estructura de núcleo y la capas interior u hojas pueden definir una porción de panel de ala externa de un conjunto de panel de ala, similar a la sección o porción 106 en la figura 1.

En el bloque 412, se puede formar o depositar un tirante o un tirante interno o un rigidizador. El tirante o rigidizador pueden ser un tirante o rigidizador de sección en "I" o de sección "T", similar al rigidizador o tirante 112 de la figura 1 o alguna otra estructura de soporte.

En el bloque 414, el conjunto final del panel de ala puede curarse y procesarse. Agregar la estructura de núcleo y las hojas de tejido interiores después de las hojas exteriores permite que el conjunto final se procese con especificaciones de fabricación más bajas, lo que permite un tejido interno menos costoso y una limitación del número de hojas interiores en comparación con las hojas exteriores.

En otra realización, la estructura de panel de ala puede ensamblarse sustancialmente por completo y luego curarse o procesarse en una etapa. En esta realización, el conjunto final puede curarse o procesarse según la especificación de mayor resistencia.

La figura 5 es una ilustración de un ejemplo de una aeronave 500 que incluye una estructura de panel de ala 502 de acuerdo con una realización de la presente divulgación. La estructura de panel de ala 502 puede tener una estructura similar a la estructura de panel de ala 100 de la figura 1. La estructura de panel de ala 502 puede formar parte de un ala 504 de la aeronave 500. El ala 504 puede extenderse desde un fuselaje 506 de la aeronave 500. La estructura de panel de ala 502 no está necesariamente a escala y simplemente ilustra cómo la estructura de panel de ala 502 puede usarse para formar el ala 504. El ala puede incluir una pluralidad de tales paneles.

Los diagramas de bloques en las figuras ilustran la arquitectura, funcionalidad y operación de posibles implementaciones de sistemas y métodos de acuerdo con la divulgación. A este respecto, cada bloque en los diagramas de bloques puede representar un módulo, componente, elemento o segmento. También debe tenerse en cuenta que, en algunas implementaciones alternativas, las funciones indicadas en el bloque pueden tener lugar fuera del orden indicado en las figuras. Por ejemplo, dos bloques mostrados en sucesión pueden, de hecho, ejecutarse sustancialmente al mismo tiempo, o los bloques pueden ejecutarse a veces en el orden inverso, dependiendo de la funcionalidad implicada. También se notará que cada bloque de los diagramas de bloques y las combinaciones de bloques en los diagramas de bloques, puede implementarse mediante sistemas basados en hardware de fin especial que realizan las funciones o actos especificados, o combinaciones de hardware de fin especial.

5 La terminología utilizada con el propósito de describir realizaciones particulares no pretende limitar el alcance de las reivindicaciones. Tal y como se usan en el presente documento, las formas del singular "un", "una" y "el/la" se pretende que incluyan las formas plurales también, a menos que el contexto indique claramente lo contrario. Se entenderá, además, que los términos "comprende" y/o "que comprende", cuando se utilizan en esta memoria descriptiva, especifican la presencia de características establecidas, elementos integrantes, etapas, operaciones, elementos y/o componentes, pero no excluyen la presencia o adición de una o más características distintas, elementos integrantes, etapas, operaciones, elementos, componentes, y/o grupos de los mismos.

El alcance de la divulgación no se limita a las realizaciones específicas descritas aquí.

REIVINDICACIONES

1. Un método para hacer una estructura de panel de ala (100), que comprende:

5 formar una capa externa (102) de material que tiene un espesor predeterminado (T);
colocar una estructura de núcleo (104) en al menos una porción de la capa externa (102) de material; y
formar una capa interna (110) de material dispuesto al menos sobre la estructura de núcleo (104), en donde la
capa interna (110) de material tiene un espesor seleccionado menor que el espesor predeterminado de la capa
externa (102) de material; en donde
formar la capa externa (102) de material comprende:

10 depositar una multiplicidad de hojas de material; curar y procesar la multiplicidad de hojas de material a una
especificación de mayor resistencia que la estructura de núcleo (104) y la capa interna (102) de material; y en
donde la multiplicidad de hojas de material de la capa externa (102) de material se curan y procesan antes de
que la estructura de núcleo (104) y la capa interna (110) de material se dispongan en la estructura de panel
de ala (100).

15 2. El método de la reivindicación 1, en donde formar la capa externa (102) de material comprende formar una
estructura para soportar predominantemente una carga de ala.

3. El método de la reivindicación 1 o 2, en donde la multiplicidad de hojas de la capa externa (102) de material
comprende una multiplicidad de hojas de cinta unidireccional de epoxi.

4. El método de la reivindicación 1, que comprende además formar una capa (108) de material reflectante de NDI
entre la capa externa (102) de material y la estructura de núcleo (104).

20 5. El método de la reivindicación 1, que además comprende:

colocar un rigidizador (112) sobre al menos la capa externa de material; y
colocar un nervio de soporte (116) en la capa interna de material entre el rigidizador (112) y un conjunto que
incluye la estructura de núcleo (104) y la capa interna (110) de material, en donde la capa interna de material se
extiende debajo del nervio de soporte (116) y se superpone a una porción de una brida inferior del rigidizador
25 (112).

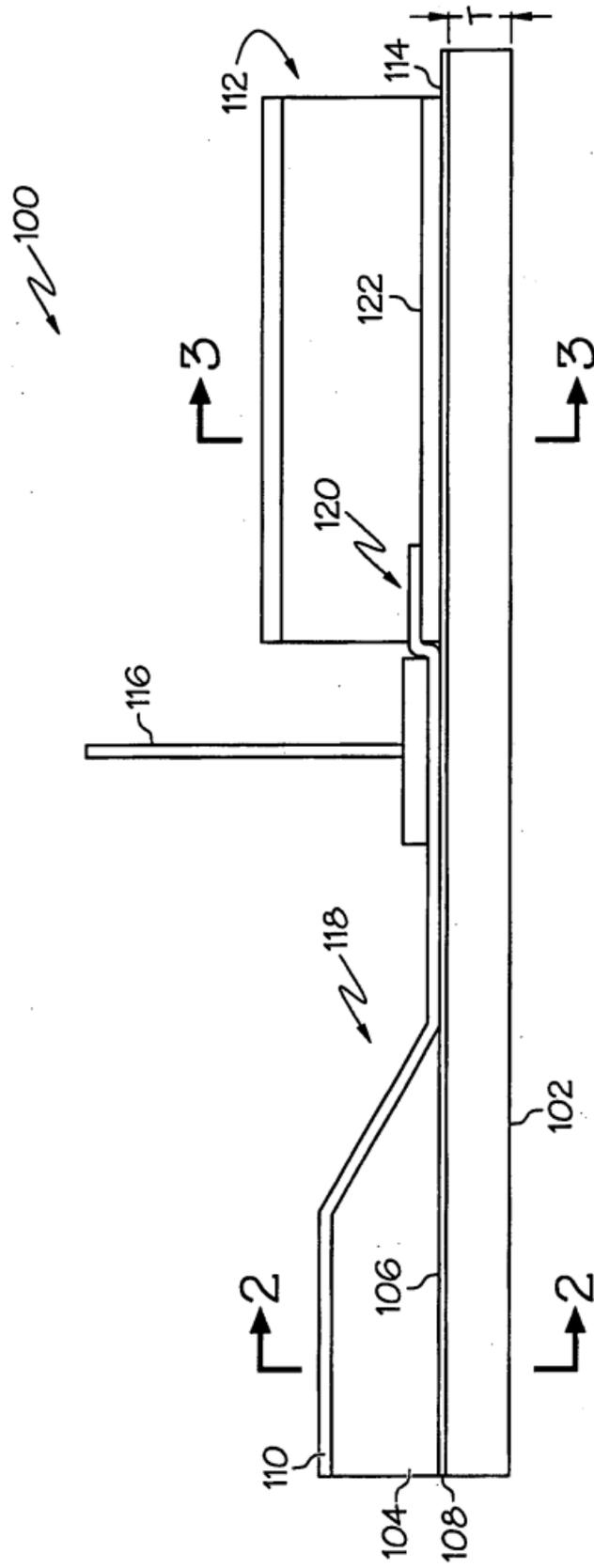


FIG.1

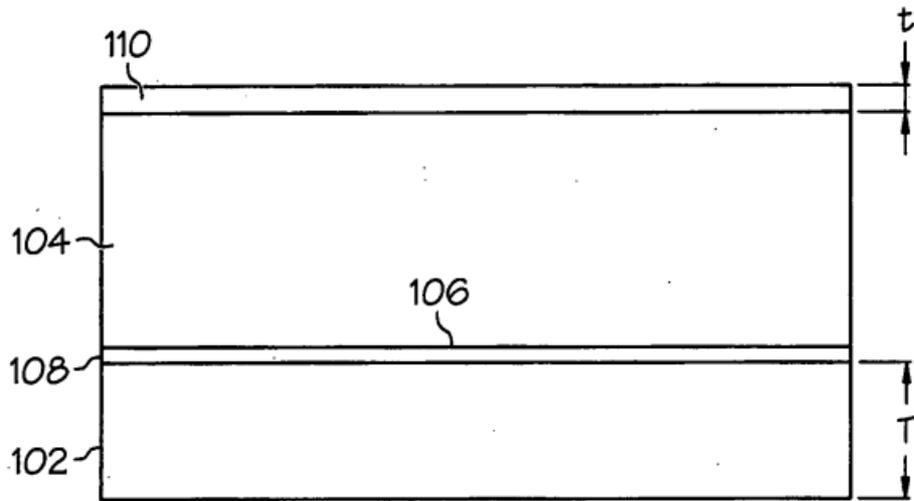


FIG. 2

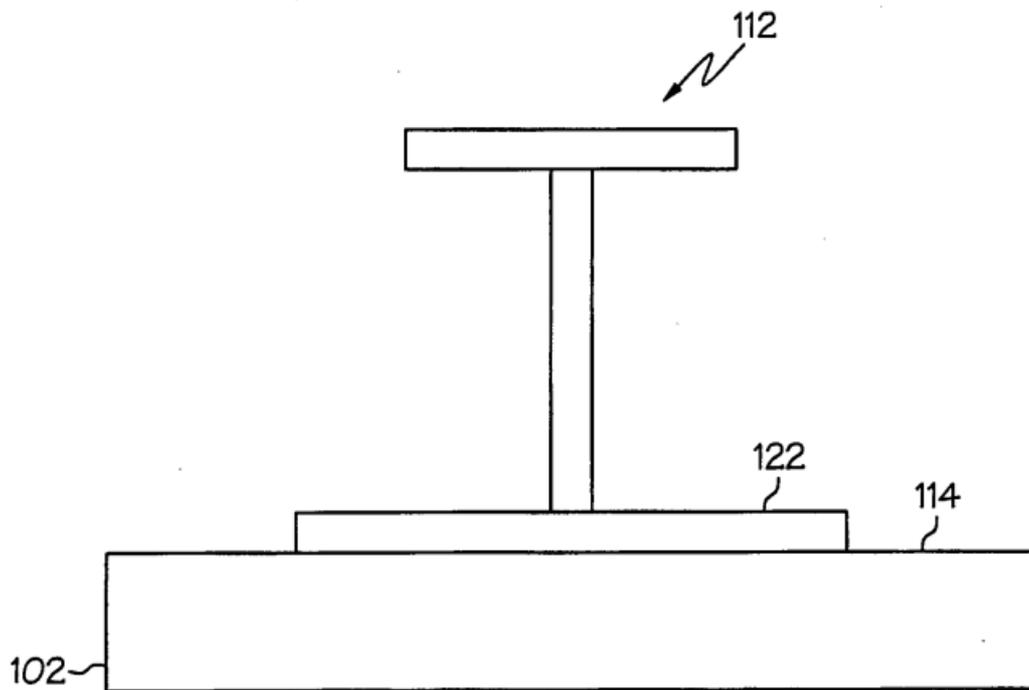


FIG. 3

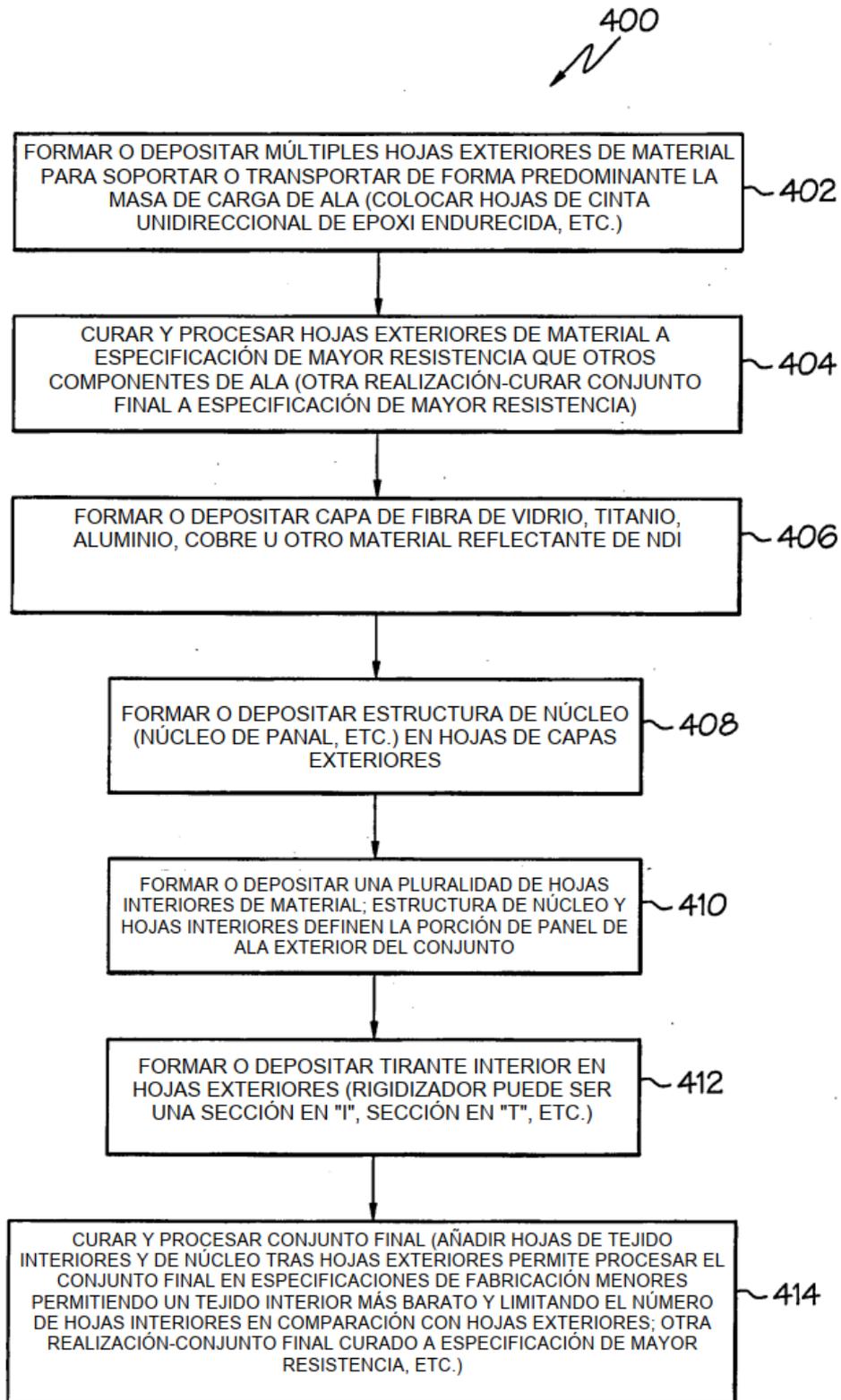


FIG. 4

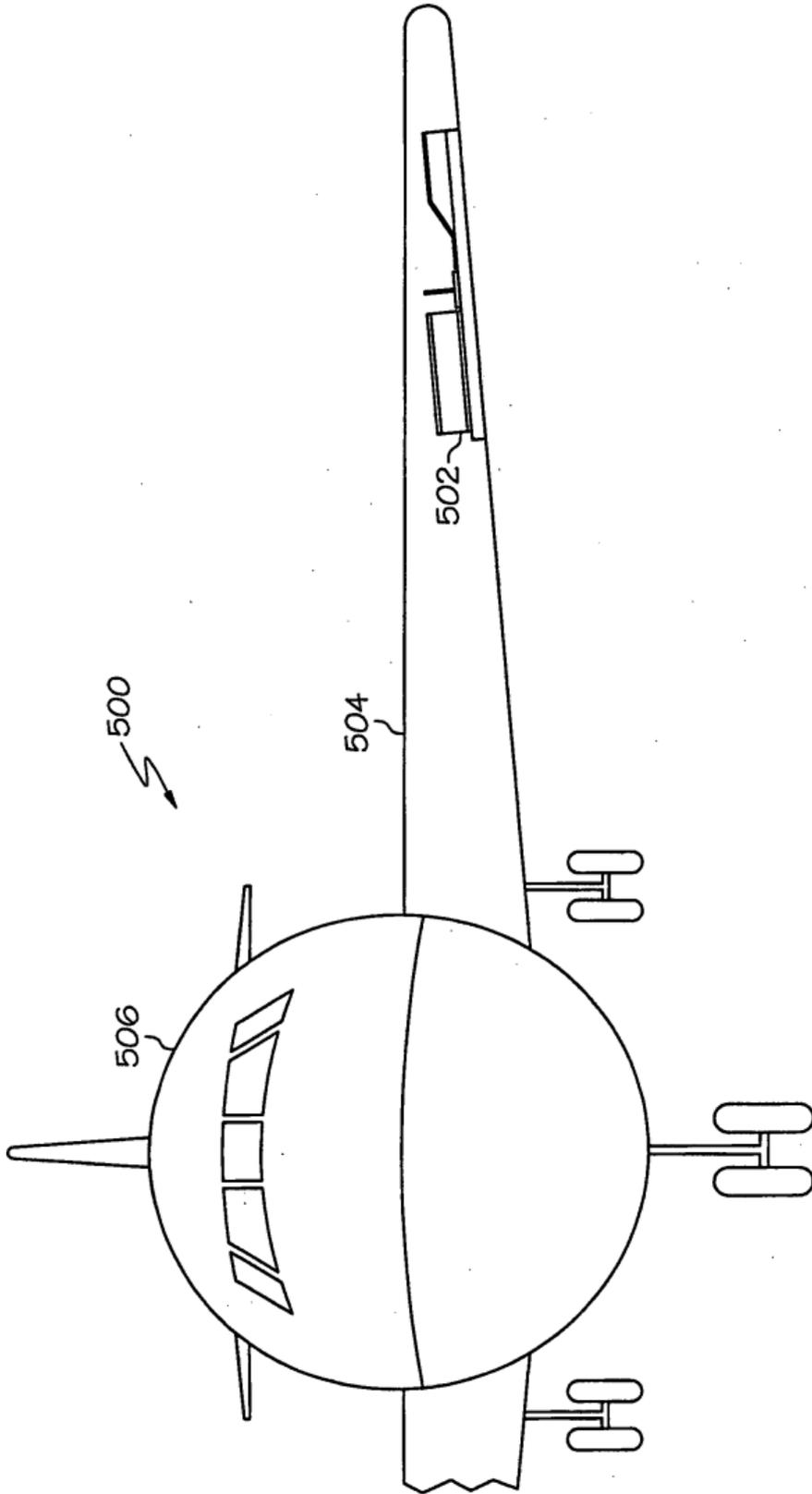


FIG. 5