

19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 606 939**

51 Int. Cl.:

B29C 70/30 (2006.01)

B29C 70/54 (2006.01)

B29C 70/38 (2006.01)

B29L 31/08 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

86 Fecha de presentación y número de la solicitud internacional: **26.06.2009 PCT/ES2009/070259**

87 Fecha y número de publicación internacional: **30.12.2009 WO2009156550**

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **26.06.2009 E 09769396 (4)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **16.11.2016 EP 2881241**

54 Título: **Procedimiento para la fabricación de una o más parejas de piezas de material compuesto**

30 Prioridad:

27.06.2008 ES 200801936

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

28.03.2017

73 Titular/es:

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

72 Inventor/es:

**DE JULIÁN AGUADO, ANTONIO y
LOZANO GARCÍA, JOSÉ LUIS**

74 Agente/Representante:

DE ELZABURU MÁRQUEZ, Alberto

ES 2 606 939 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

Procedimiento para la fabricación de una o más parejas de piezas de material compuesto

5 Campo de la invención

La presente invención se refiere a la fabricación conjunta de una o más parejas de piezas de material compuesto y en particular de piezas con un perfil en forma de C con tendencia cónica destinadas a formar parte de dos superficies sustentadoras situadas a ambos lados del eje de simetría de un determinado modelo de aeronave.

10 Antecedentes de la invención

En la industria aeronáutica son bien conocidos procesos de fabricación de piezas que comprenden básicamente una etapa de encintado y una etapa de conformado en caliente ("hot forming") y curado.

15 En la etapa de encintado se colocan en un molde/útil de forma apropiada capas de un material compuesto tal como el preimpregnado que es una mezcla de refuerzo fibroso y matriz polimérica susceptible de almacenamiento.

20 Ese material se puede presentar en diversas formas y en particular en forma de tela. Para las matrices termoendurecibles la resina generalmente se cura parcialmente o se lleva mediante otro proceso a una viscosidad controlada, llamada B-etapa.

25 Las telas de material compuesto no se colocan aleatoriamente sino que se disponen en cada zona en un número y con una orientación de su refuerzo fibroso, típicamente de fibra de carbono, determinados en función de la naturaleza y la magnitud de los esfuerzos que vaya a soportar la pieza en cada zona.

30 Cada zona tiene pues una estructura propia de la disposición o apilado de las telas. La diferencia en espesor entre las diferentes zonas genera caídas de telas, lo que requiere disponer de un modelo de telas para cada pieza que establezca claramente como debe llevarse a cabo su disposición sobre el molde/útil durante el proceso de apilamiento. El resultado final es un laminado plano con zonas de distinto espesor.

35 En la segunda etapa se lleva a cabo, en primer término, un proceso de conformado en caliente que consiste básicamente en situar el laminado plano resultante de la primera etapa sobre un útil o mandril con una geometría apropiada y, aplicar calor y vacío según un ciclo determinado, para que dicho laminado se adapte a la forma del útil. En segundo término se lleva a cabo un proceso de curado definitivo en autoclave con temperatura y vacío, hasta llevar a la pieza a su estado terminado, a falta de un último recantado.

El documento WO 00/32381 describe un procedimiento de fabricación de una o más parejas de piezas de material compuesto de acuerdo con el preámbulo de la reivindicación 1.

40 Siguiendo procesos de ese tipo, en la industria aeronáutica se han fabricado diversas piezas de material compuesto en forma de C tales como largueros y costillas de cajón de torsión de estabilizadores horizontales de aviones utilizando máquinas de encintado automático ("Automatic Tape Lay-up") en la etapa de encintado.

En esos procesos, se lleva a cabo la etapa de encintado bien para una sola pieza o bien para varias piezas iguales. En el primer caso, se desaprovecha generalmente la capacidad del útil de encintado y en el segundo caso, si se fabrican más piezas de las requeridas para un avión, se genera un stock de piezas muy costoso dado los costes del material y el volumen de las piezas.

5

La presente invención está orientada a la solución de esos inconvenientes.

Sumario de la invención

Un objeto de la presente invención es proporcionar un procedimiento de fabricación de piezas de material compuesto con tendencia cónica pertenecientes a superficies sustentadoras de aeronaves que permita optimizar el área de encintado de las máquinas de encintado automático ("ATL").

Otro objeto de la presente invención es proporcionar un procedimiento de fabricación de piezas de material compuesto con tendencia cónica pertenecientes a superficies sustentadoras de aeronaves que permita optimizar el material necesario para el encintado de las piezas.

Otro objeto de la presente invención es proporcionar un procedimiento de fabricación de piezas de material compuesto con tendencia cónica que permita fabricar al mismo tiempo una o más parejas de piezas pertenecientes a superficies sustentadoras situadas a ambos lados del fuselaje de una aeronave.

20

Estos y otros objetos se consiguen mediante un procedimiento para la fabricación de una o más parejas de piezas de material compuesto de acuerdo con la reivindicación 1.

En una realización a modo de ejemplo de la presente invención, se lleva a cabo el encintado de capas completas de cualquier orientación utilizando un único reloj de orientación con la dirección 0°-180° coincidente con el eje horizontal X-X mencionado. Se consigue con ello una importante optimización de la etapa de encintado.

En una realización a modo de ejemplo de la presente invención, se lleva a cabo el encintado de capas locales afectando individualmente a cada pieza utilizando relojes de orientación con sus direcciones 0°-180° coincidentes con los ejes delimitados por los bordes adyacentes de las piezas de cada pareja. Se consigue con ello una optimización del encintado de esas capas.

En una realización a modo de ejemplo de la presente invención, se lleva a cabo el encintado de las capas incompletas a 90° utilizando relojes de orientación con sus direcciones 0°-180° coincidentes con los ejes delimitados por los bordes adyacentes de las piezas de cada pareja. Se consigue con ello optimizar el encintado de esas capas sin que las pendientes formadas tengan un impacto negativo para la instalación posterior de componentes tales como angulares de costilla o rigidizadores.

En una realización a modo de ejemplo de la presente invención, se lleva a cabo el encintado de las capas locales a 0° que afectan a los bordes longitudinales de dichas piezas utilizando relojes de orientación con sus direcciones 0°-180° coincidentes con los ejes delimitados por los bordes de las piezas de dichas parejas.

Otras características y ventajas de la presente invención se desprenderán de la descripción detallada que sigue de una realización ilustrativa de su objeto en relación con las figuras que le acompañan.

Descripción de las figuras

La Figura 1 es una vista esquemática de las cuatro piezas que se laminan conjuntamente según una realización de la presente invención.

5

La Figura 2 es una vista esquemática de las etapas de cortado y conformado de las cuatro piezas fabricadas según una realización de la presente invención.

La Figura 3 es una vista esquemática del laminado de capas completas y capas locales que afectan individualmente a cada pieza según una realización a modo de ejemplo de la presente invención.

10

La Figura 4 es una vista esquemática del laminado de capas incompletas a 90° según una realización a modo de ejemplo de la presente invención y la Figura 5 es una vista ampliada mostrando las pendientes generadas por dichas capas incompletas.

15

La Figura 6 es una vista esquemática del laminado de capas locales a 0° en los bordes longitudinales de las piezas.

La Figura 7 es una vista esquemática del laminado de esas capas locales a 0° desplazando alternadamente cintas de un ancho predeterminado.

20

La Figura 8 es una vista esquemática de zonas de solape de capas a 0° con distinta sección transversal y la Figura 9 una vista esquemática de los patrones que se encintan con relojes locales en esas capas.

Descripción detallada de la invención

25

En una realización a modo de ejemplo, la presente invención resulta aplicable a la fabricación de parejas de largueros y costillas de composite para superficies sustentadoras situadas a ambos lados del fuselaje de una aeronave, es decir, a parejas de piezas simétricas con perfil en forma de C y tendencia cónica mediante un procedimiento de "hot forming" en el que se pliegan las faldillas de los largueros y costillas y las alas del perfil en forma de C de un laminado plano encintado previamente mediante una máquina ATL y que termina con un proceso de curado en autoclave.

30

En la realización de la invención ilustrada en las Figuras y que pasamos a describir, nos referiremos a la fabricación conjunta de dos parejas de piezas 11, 13; 11', 13' (aunque, como bien comprenderá el experto en la materia, el procedimiento es aplicable a la fabricación conjunta de un mayor número de parejas) siendo el objetivo de la etapa de encintado la obtención de un laminado plano en el que puedan cortarse dichas piezas para su conformado posterior en un perfil en forma de C. En la Figura 1 se ilustra el resultado a obtener tras la operación de corte: dos parejas de piezas separadas por el eje horizontal X-X del útil de encintado, estando dispuestas alternadamente las primeras piezas 11, 11' correspondientes a una de dichas superficies sustentadoras y las segundas piezas 13, 13' correspondientes a la otra superficie sustentadora.

35

40

A los efectos de la presente invención debe entenderse el término "tendencia cónica" utilizado para caracterizar las piezas a las que resulta aplicable la presente invención en sentido amplio comprendiendo piezas de directriz lineal o curvada cuya sección transversal decrece según se va alejando del fuselaje y en las que, por consiguiente, los bordes longitudinales, rectos o con alguna curvatura, del laminado plano de partida forman un determinado ángulo entre sí.

Dado que el encintado conjunto de la pieza supone una “desvirtuación” de las orientaciones de las distintas capas del laminado respecto a las previstas en el cálculo, la presente invención resulta aplicable cuando esa “desvirtuación” no compromete las propiedades mecánicas de la pieza. En ese sentido, se entiende que el ángulo entre los bordes longitudinales de las piezas debe ser menor de 10° y, preferentemente, menor de 4° .

5

Por su parte, tras el conformado y curado de las piezas, habrá que cuidar, como se ilustra en la Figura 2, que la posición que deben tomar en el avión las segundas piezas 13, 13' es la consecuencia de un giro en el plano de 180° , respecto a la que fueron encintadas.

10

Como es bien sabido, el laminado de una pieza de material compuesto se ejecuta apilando capas de material compuesto con el refuerzo fibroso orientado en diversas direcciones respecto a unos determinados ejes siguiendo un modelo resultante de un proceso de cálculo estructural para garantizar la resistencia de la pieza. A ese efecto, la máquina ATL utiliza un reloj de orientación para colocar las cintas de preimpregnado con la orientación establecida en dicho modelo.

15

Dado que en el caso que nos ocupa se trata de laminar conjuntamente cuatro piezas indicamos seguidamente los criterios a seguir para mantener la simetría por capas.

Capas completas

20

Las capas que afectan al laminado conjunto de las cuatro piezas 11, 13, 11', 13' como la capa 21, a 45° , de la Figura 3 (representada afectando solo a la parte izquierda del laminado) se encintan utilizando el reloj general de orientación 31 referenciado al eje de simetría X-X del conjunto del laminado (y del útil de encintado).

25

Ello implica que, en cada una de esas piezas 11, 13, 11', 13' la orientación de cada capa no es exactamente la misma orientación respecto de su eje de simetría que tendría si se laminara individualmente, pero la correspondiente desviación está contemplada por el modelo de cálculo.

30

Por su parte, dado que se puede asumir que por cada capa de 45° haya una capa de 135° en contacto con ella, el desplazamiento de 180° de las piezas 13 y 13' causa que una capa de 45° se convierte en una capa de 135° y una capa de 135° se convierte en una capa de 45° , por lo que aparente desfase inicial en el laminado carece de relevancia.

Capas incompletas

35

En las piezas a las que resulta aplicable la presente invención la mayoría de las capas a 90° no se aplican a todo el laminado ya que van perdiéndose en dirección longitudinal generando unas pendientes que deben tenerse en cuenta porque afectan a otros elementos. En este tipo de capas como las capas 28 y 29 de la Figura 4 se lleva a cabo el encintado con los relojes de orientación 33, 35 de cada una de las parejas, con sus direcciones 0° - 180° coincidentes con los ejes delimitados por los bordes adyacentes de las piezas de cada pareja 11, 13; 11', 13'. Consecuentemente

40

las pendientes generadas por la terminación de cada capa como las pendientes 45 y 47 de la Figura 5 son perpendiculares a dichos ejes de simetría y no a las bisectrices de las piezas 11, 13, 11', 13'. Esta desviación es pequeña, y no tiene un impacto geométrico relevante para la instalación en las piezas de elementos tales como angulares o rigidizadores.

Capas locales individuales

5 Las capas locales que afectan individualmente a las piezas 11, 13, 11', 13' como las capas 23 a 45° de la Figura 3 se encintan con los relojes de orientación 33, 35 con sus direcciones 0°-180° coincidentes con los ejes delimitados por los bordes adyacentes de las piezas de cada pareja

Capas locales en los bordes longitudinales

10 Las capas locales de refuerzos en los bordes longitudinales de las piezas 11, 13, 11', 13' como las capas 27 a 0° de la Figura 6 se encintan utilizando relojes de orientación 31, 33, 35, 37, 39 con sus direcciones 0°-180° coincidentes con los ejes X-X, X1-X1, X2-X2, X3-X3, X4-X4 delimitados por los bordes de las piezas de dichas parejas 11, 13; 11', 13'.

15 Es habitual encintar dichas capas locales con anchos de cinta completos o con medios anchos (entre 75 y 300 mm) al efecto de no tener desperdicios de material. Para conseguir que ello no perjudique la consecución de la simetría requerida se desplazan las capas de refuerzo de ancho constante predeterminado de la forma ilustrada en la parte superior de la Figura 7. La consolidación del refuerzo permite que finalmente quede conformado en la forma mostrada en la parte inferior de la Figura 7.

20 Es también habitual que este tipo de refuerzos locales no sea uniforme en dirección transversal y que, como se ilustra en la zona enmarcada por el círculo 51 de la Figura 6 y en las Figuras 8 y 9, a partir de un punto las capas solo progresan por la zona de cordones/faldillas en tiras 57 (Fig. 9) ó 27 (Fig. 6) En estos casos se utilizan, como se ilustra con mayor detalle en las Figuras 8 y 9, solapes entre patrones completos y patrones parciales de forma que no se generen zonas con sobre-espesores indeseados. Como puede observarse particularmente en la Figura 9 las tiras 57 se encintan con los relojes locales 41, 43 y aprovechando para regenerar las orientaciones que quedaban desvirtuadas si se seguía el reloj general 31.

25

REIVINDICACIONES

- 1.- Procedimiento para la fabricación de una o más parejas de piezas de material compuesto (11, 13; 11', 13') destinadas a formar parte de dos superficies sustentadoras situadas a ambos lados del eje de simetría de un determinado modelo de aeronave y cuya forma tiene una sección transversal decreciente en dirección longitudinal, siendo el ángulo existente entre los bordes longitudinales de dichas piezas, en un desarrollo plano, menor de 10°, que comprende las siguientes etapas:
- 5
- a) Encintar capas de telas de material compuesto dispuestas con distintas orientaciones de sus fibras de refuerzo sobre una mesa plana de encintado formando un laminado consistente en el conjunto de las piezas de dichas parejas (11, 13; 11', 13');
- 10
- b) Cortar los laminados planos correspondientes a cada una de las piezas de dichas parejas (11, 13; 11', 13');
- c) Conformar y curar las piezas de dichas parejas (11, 13; 11', 13');
- caracterizado por que:
- las piezas de cada pareja están dispuestas adyacentemente y las primeras piezas (11, 11') correspondientes a una de dichas superficies sustentadoras y las segundas piezas (13, 13') correspondientes a la otra superficie sustentadora están dispuestas alternativamente, y las piezas están dispuestas simétricamente respecto a un eje horizontal X-X del útil de encintado.
- 15
- 2.- Procedimiento según la reivindicación 1, caracterizado por que para el encintado de capas (21, 25) de cualquier orientación que afectan a la totalidad del laminado en la etapa a) se utiliza un único reloj de orientación (31) con la dirección 0°-180° coincidente con el eje horizontal X-X mencionado.
- 20
- 3.- Procedimiento según cualquiera de las reivindicaciones 1-2, caracterizado por que para el encintado de capas (28, 29) a 90° que no cubren la totalidad del laminado en la dirección longitudinal se utilizan relojes de orientación (33, 35) con sus direcciones 0°-180° coincidentes con los ejes (X1-X1, X2-X2) delimitados por los bordes adyacentes de las piezas de cada pareja (11, 13; 11', 13').
- 25
- 4.- Procedimiento según cualquiera de las reivindicaciones 1-3, caracterizado por que para el encintado de capas locales (23) de cualquier orientación afectando individualmente a cada una de dichas piezas (11, 13; 11', 13') en la etapa a) se utilizan relojes de orientación (33, 35) con sus direcciones 0°-180° coincidentes con los ejes (X1-X1, X2-X2) delimitados por los bordes adyacentes de las piezas de cada pareja (11, 13; 11', 13').
- 30
- 5.- Procedimiento según cualquiera de las reivindicaciones 1-4, caracterizado por que para el encintado de capas locales (27) a 0° que afectan a los bordes longitudinales de dichas piezas (11, 13; 11', 13') en la etapa a) se utilizan relojes de orientación (31, 33, 35, 37, 39) con sus direcciones 0°-180° coincidentes con los ejes (X-X, X1-X1, X2-X2, X3-X3, X4-X4) delimitados por los bordes de las piezas de dichas parejas (11, 13; 11', 13').
- 35
- 6.- Procedimiento según la reivindicación 5, caracterizado por que dicho encintado se lleva a cabo utilizando un ancho predeterminado de cinta y desplazando alternadamente cada capa sucesiva a un lado y otro de dichos ejes en una distancia predeterminada.
- 40
- 7.- Procedimiento según la reivindicación 5, caracterizado por que cuando dichas capas locales (27) no son uniformes en dirección transversal se solapan capas completas con capas parciales, utilizándose para el encintado de estas capas parciales relojes locales (41, 43) en las direcciones requeridas.

- 8.- Procedimiento según cualquiera de las reivindicaciones 1-7 caracterizado porque en la etapa c) dichas piezas (11, 13; 11', 13') se conforman con una sección transversal en forma de C.
- 5 9.- Procedimiento según cualquiera de las reivindicaciones 1-8 caracterizado por que el ángulo existente entre los bordes longitudinales de dichas piezas (11, 13; 11', 13') es menor de 4° .

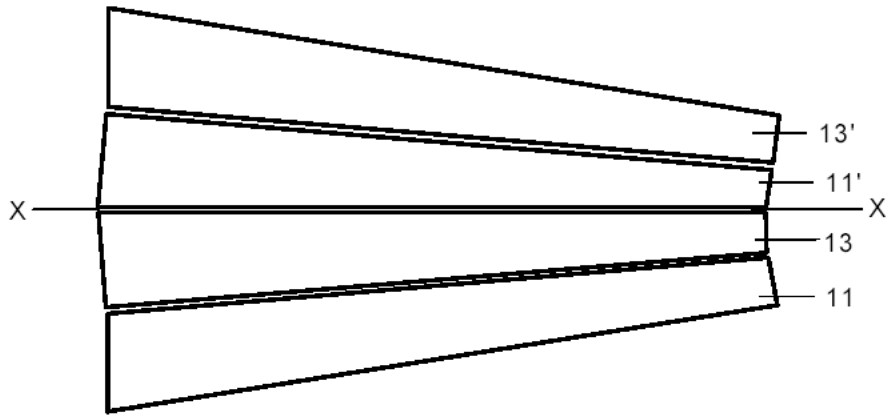


FIG. 1

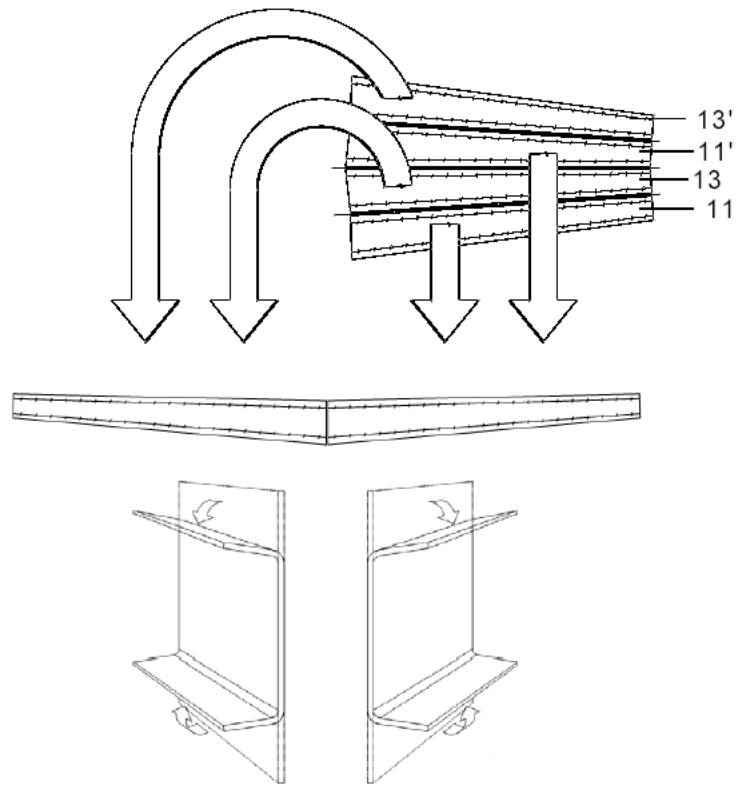


FIG. 2

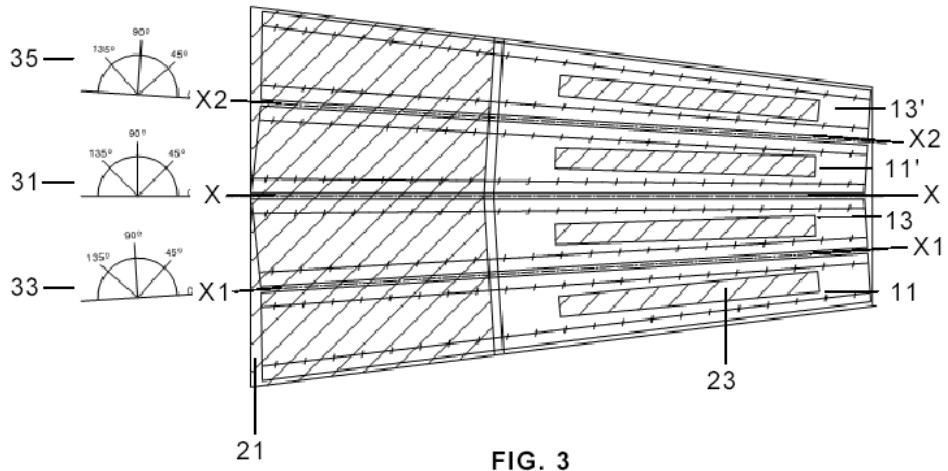


FIG. 3

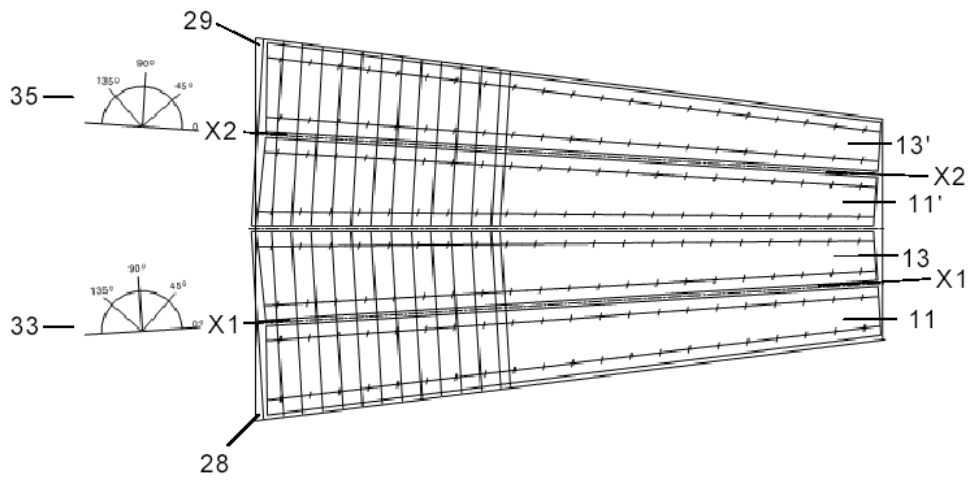


FIG. 4

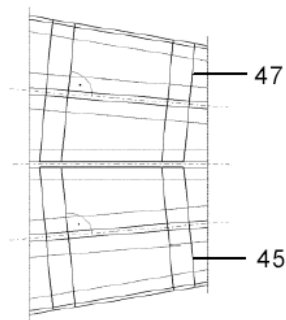


FIG. 5

