

19



OFICINA ESPAÑOLA DE  
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 784 499**

51 Int. Cl.:

|                   |           |
|-------------------|-----------|
| <b>B64F 5/10</b>  | (2007.01) |
| <b>B64C 3/26</b>  | (2006.01) |
| <b>B64C 9/00</b>  | (2006.01) |
| <b>B64F 5/00</b>  | (2007.01) |
| <b>B29C 70/00</b> | (2006.01) |
| <b>B29D 99/00</b> | (2010.01) |

12

## TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

86 Fecha de presentación y número de la solicitud internacional: **08.10.2015 PCT/IB2015/057699**

87 Fecha y número de publicación internacional: **14.04.2016 WO16055964**

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **08.10.2015 E 15797409 (8)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **15.01.2020 EP 3204292**

54 Título: **Procedimiento de ensamblaje de superficies de control de aeronaves**

30 Prioridad:

**08.10.2014 IT RM20140575**

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

**28.09.2020**

73 Titular/es:

**SALVER S.P.A. (100.0%)  
Via della Camilluccia 535  
00135 Roma, IT**

72 Inventor/es:

**CONVERSANO, PASQUALE;  
LO CASALE, ALESSANDRO y  
CAPOCCELLO, DANIELE**

74 Agente/Representante:

**ARIAS SANZ, Juan**

ES 2 784 499 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 de ensamblaje de superficies de control de aeronaves

- 5 La presente invención tiene por objeto un procedimiento de ensamblaje de componentes aeronáuticos, en particular alerones o dispositivos hipersustentadores, en general, los flaps y otras partes del ala que definen las llamadas superficies de control de una aeronave.
- 10 En particular, la presente invención se refiere a la construcción de las superficies de control de aeronaves civiles, tales como los flaps y los slats, fabricadas de material compuesto avanzado mediante un procedimiento integrado de co-curado de los principales elementos estructurales, a saber, los largueros, los larguerillos y el borde de ataque, con el objetivo de reducir los costes de ensamblaje de las partes y obtener estructuras aerodinámicamente limpias que permitan reducir el consumo de combustible de las aeronaves.
- 15 Por co-curado, en términos amplios, curado conjunto, se entiende el acto de inducir la solidificación (o el endurecimiento) de una sección de un laminado compuesto simultáneamente a la adhesión de esta última a otro material o soporte durante la solidificación y, en cualquier caso, aún no endurecido, o a un material adecuado o preparado para la adhesión (madera balsa, espuma, materiales celulares o alveolares), por medio de un adhesivo.
- 20 Por lo tanto, en el co-curado, las resinas del elemento compuesto laminado de los adhesivos de fijación se endurecen simultáneamente.
- Los flaps o dispositivos hipersustentadores son superficies móviles, integradas en la estructura de las alas con el fin de modificar, bajo control, el área de sustentación de las mismas para obtener, especialmente en las fases de aterrizaje y despegue, una mayor sustentación y, por lo tanto, mantener o establecer la fuerza de sustentación incluso a velocidades reducidas.
- 25 Los flaps se activan desde la cabina por medio de sistemas hidromecánicos o electromecánicos, mediante un comando adecuado, y se controlan electrónicamente.
- 30 Los flaps se realizan por medio de dos elementos externos llamados revestimientos (*skins*), es decir, el componente laminar que define la superficie de control, que integran los elementos estructurales, conectados entre sí y a las estructuras transversales, llamadas costillas, mediante remachado. Los bordes de ataque tradicionales están conectados entre sí mediante remachado.
- 35 El remachado, sin embargo, es un procedimiento lento que supone un grado considerable de precisión y que, sin embargo, no permite la realización de una superficie totalmente lisa.
- La patente de Estados Unidos n.º 6.638.466 describe un procedimiento de ensamblaje de superficies de control aeronáutico, en el que la superficie de control está definida por un revestimiento inferior o intradós y por un revestimiento superior o extradós, estando destinado el intradós a formar el borde de ataque de la superficie de control por medio de la conexión a un larguero delantero.
- 40 La solicitud internacional n.º WO 2008/082437 describe un compuesto para las costillas de las alas realizado mediante técnicas de vacío.
- 45 La solicitud de patente de Estados Unidos n.º 2014/0284431 A1 divulga un procedimiento de fabricación de un timón de dirección posterior de aviones, en el que vigas estructurales huecas son envueltas por revestimientos separados en caras opuestas de las mismas por medio de una capa adhesiva, teniendo ambos revestimientos un borde en el borde de ataque del timón de dirección.
- 50 El problema técnico que subyace a la presente invención es proporcionar un procedimiento de ensamblaje de las superficies de control que permita superar el inconveniente mencionado con referencia a la técnica conocida.
- 55 Dicho problema se resuelve mediante un procedimiento tal como se define en la reivindicación 1 adjunta.
- La principal ventaja del procedimiento de acuerdo con la presente invención radica en el hecho de que permite la realización de superficies de control lisas en poco tiempo.
- 60 La particularidad de la invención radica en el hecho de que la cantidad de remachado se reduce de manera considerable gracias a la producción de los revestimientos con los elementos estructurales integrados, lo que evita tener que instalarlos con posterioridad mediante remaches adicionales.
- 65 La presente invención se describirá a continuación de acuerdo con una realización preferida de la misma, proporcionada a modo de ejemplo y no con fines limitativos, con referencia a los dibujos adjuntos en los que:
- la Figura 1 muestra una vista en perspectiva transversal de un dispositivo hipersustentador externo obtenido

- con un procedimiento de acuerdo con la presente invención;
  - la Figura 2 muestra una vista en perspectiva transversal de un dispositivo hipersustentador interno obtenido con un procedimiento de acuerdo con la presente invención;
  - 5 • la Figura 3 muestra una vista en perspectiva transversal de un dispositivo hipersustentador interno obtenido con un procedimiento de acuerdo con la presente invención, en la que se puede ver el extradós con largueros, larguerillos y bordes de ataque integrados, con una estructura de sección constante típica de los flaps internos;
  - 10 • la Figura 4 muestra una vista en perspectiva transversal de otra parte de un dispositivo hipersustentador interno obtenido con un procedimiento de acuerdo con la presente invención, en la que se puede ver el intradós con largueros, larguerillos y bordes de ataque integrados, con una estructura de sección constante típica de los flaps internos;
  - la Figura 5 muestra una etapa del procedimiento de ensamblaje de acuerdo con la invención;
  - la Figura 6 muestra una vista en perspectiva transversal de un dispositivo hipersustentador interno obtenido con un procedimiento de acuerdo con la presente invención, en el que se puede ver el extradós con largueros y larguerillos integrados en estructuras cónicas típicas de los flaps externos;
  - 15 • la Figura 7 muestra una imagen de un extradós durante el ensamblaje;
  - la Figura 8 muestra otra imagen de un extradós durante el ensamblaje desde un ángulo diferente; y
  - la Figura 9 muestra una imagen de un detalle de un extradós con borde de ataque integrado.
- 20 El sistema de producción de estas estructuras integradas prevé la construcción contemporánea, a través de equipos dedicados, del revestimiento externo, de los elementos estructurales internos y del borde de ataque. Esto se lleva a cabo mediante un sistema combinado de herramientas metálicas rígidas y herramientas flexibles para garantizar la necesaria compactación de las secciones laminadas fabricadas de fibras de carbono y permitir el tratamiento en autoclave.
- 25 El concepto también puede adaptarse a formas trapezoidales y cónicas mediante la adopción de dispositivos particulares en la proyección de las herramientas y en el modo de realizar la laminación debido a los reducidos espesores presentes en los extremos de las estructuras.
- 30 Con referencia a las Figuras 1 y 6, se obtiene una sección de un dispositivo hipersustentador externo 1, denominado flap de forma abreviada, con un procedimiento de acuerdo con la presente invención; comprende un extradós 2 fabricado de material laminado, en particular, de fibra de carbono, realizado con un procedimiento de co-curado, o endurecimiento simultáneo, a un larguero delantero 3 que define el borde de ataque 4 del flap.
- 35 También se encuentran larguerillos 5 en posición intermedia, un larguero posterior 6 y costillas transversales. Estos componentes son elementos estructurales que se fijan, en lugar de mediante remaches o clavos convencionales, con una etapa de co-curado en la que el extradós fabricado de fibra de carbono, aún no solidificado, se fija a los largueros, los larguerillos y las costillas mediante un adhesivo.
- 40 Por extradós se entiende la superficie de control sobre la parte superior del alerón y debe observarse que se dobla sobre el borde adhiriéndose alrededor del larguero delantero 3 para formar el borde de ataque 4 con el borde posterior del ala.
- 45 Todo el conjunto se introduce en un autoclave montado sobre un bastidor 8 apropiado (Figura 5), en cuyo interior se endurecen simultáneamente la resina de la fibra de carbono y el adhesivo.
- Por el contrario, las Figuras 2 y 3 muestran un dispositivo hipersustentador interno 1' de una aeronave construido de acuerdo con el mismo procedimiento y utilizan los mismos números de referencia para las mismas partes.
- 50 El extradós 2 está fijado al larguero delantero 3, al larguero posterior 7 y a los larguerillos 5 y forma el borde de ataque 4 de manera integrada, realizando una estructura de sección constante típica de los flaps internos.
- Con referencia a la Figura 4, en cambio, se muestra un intradós 9, que forma la superficie de control orientada hacia abajo y se une al extradós 2.
- 55 La Figura 6, en cambio, ilustra un ejemplo de extradós 2 con el larguero delantero 3, el larguero posterior 7 y los larguerillos 5 integrados en una estructura cónica típica de un flap externo.
- 60 Con referencia a las imágenes mostradas en las Figuras 7 y 8, estas ilustran en detalle algunas partes de flaps externos. Debe observarse que la superficie de control determinada por el extradós 2, fijada al larguero delantero 3, al larguero posterior 7 y a los larguerillos, no presenta remachado.
- En la Figura 9, se aprecia que el extradós 2 está totalmente integrado en el larguero delantero 3 para formar el borde de ataque 4, todavía sin remachado alguno.
- 65

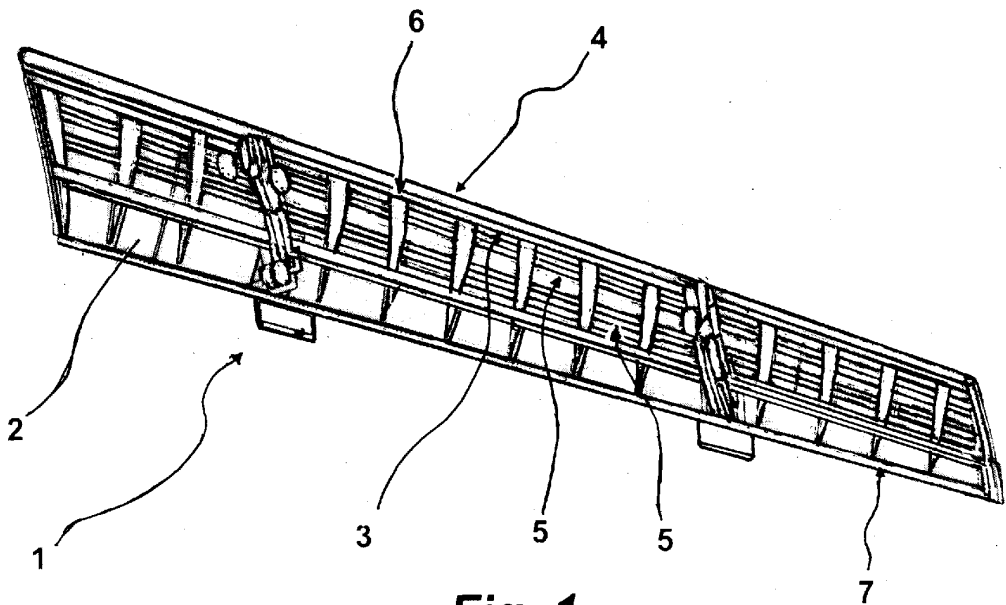
El producto de la invención ha sido sometido a pruebas de funcionalidad que han demostrado que el concepto estructural y el procedimiento de producción garantizan los rendimientos exigidos para los requisitos de certificación y, por lo tanto, el concepto puede aplicarse a otros tipos de estructuras similares presentes en aeronaves comerciales y no comerciales.

5 Al procedimiento de ensamblaje descrito delantentemente, un experto en la materia, con el fin de satisfacer necesidades adicionales y contingentes, podría introducir diversas modificaciones y variantes, todas ellas, sin embargo, dentro del ámbito de protección de la presente invención, tal como se define en las reivindicaciones adjuntas.

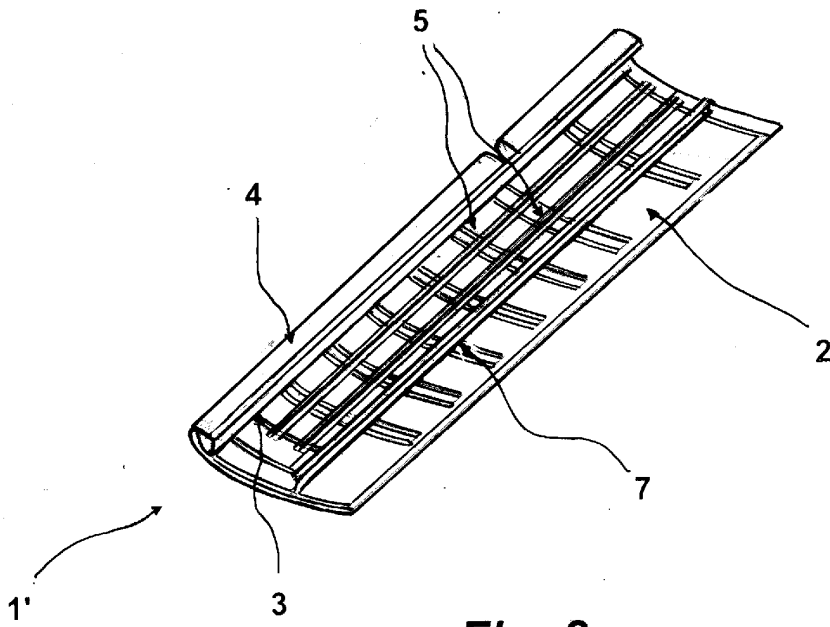
10

**REIVINDICACIONES**

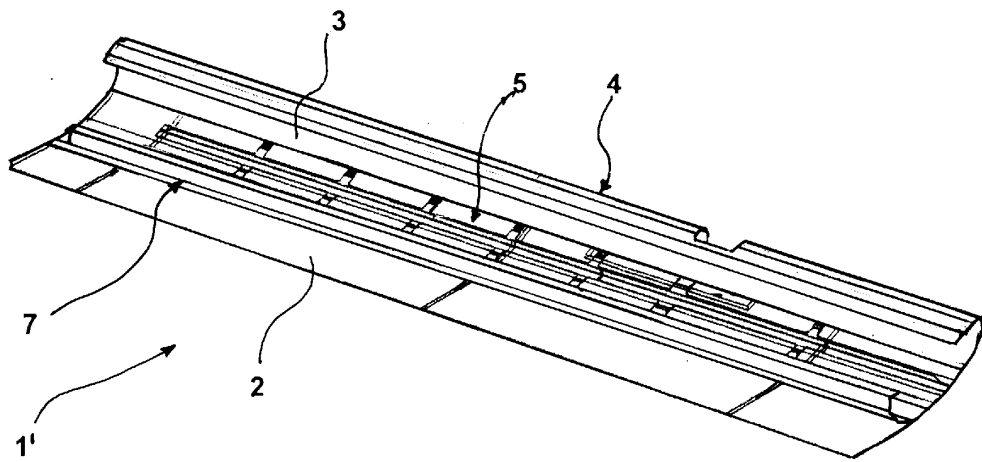
1. Procedimiento de ensamblaje de superficies de control de aeronaves (1, 1'), en particular dispositivos hipersustentadores y partes del ala, en el que la superficie de control está definida por un extradós (2) y por un intradós (9) fabricados de un material compuesto laminado, ensamblados por un larguero delantero (3), un larguero posterior (6; 7), larguerillos longitudinales (5) y costillas transversales, presentando dichos extradós e intradós (2, 9) un borde en el larguero delantero (3), que comprende las etapas de:
- formar un borde de ataque (4), de manera integrada, doblando y adhiriendo dicho borde del extradós (2) alrededor del larguero delantero (3) con un adhesivo;
  - sujetar el larguero posterior (6; 7), los larguerillos longitudinales (5) y las costillas transversales a dicho extradós (2) por medio de dicho adhesivo, realizando así una estructura de sección constante;
  - colocar el intradós (9) para su unión con el extradós (2) con el fin de formar la superficie de control (1,1') obteniendo un conjunto montado sobre un bastidor (8), no estando endurecido el material compuesto laminado del extradós y del intradós (2,9); y
  - colocar dicho conjunto con dicho bastidor (8) en un autoclave y endurecer simultáneamente tanto el material compuesto laminado del extradós y del intradós (2, 9) como el adhesivo, quedando así dicho borde de ataque definido por el larguero delantero (3).



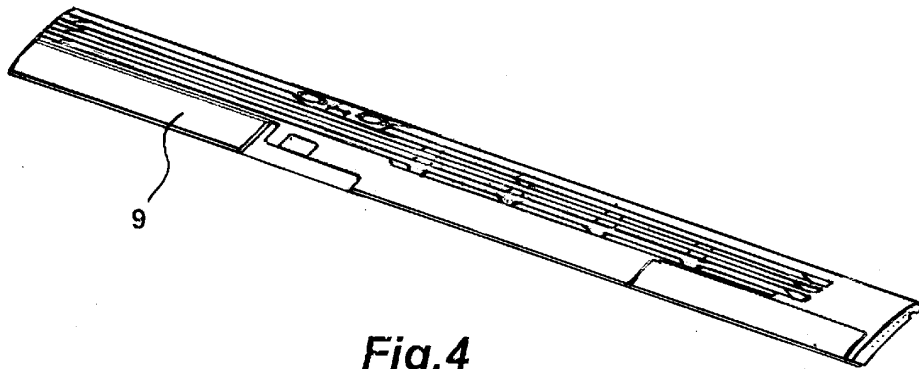
**Fig. 1**



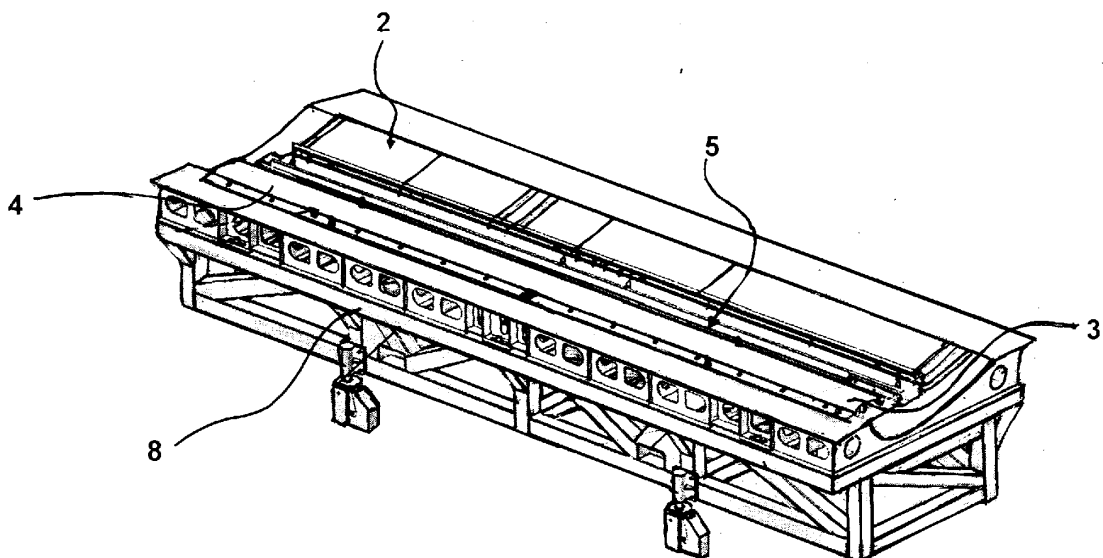
**Fig. 2**



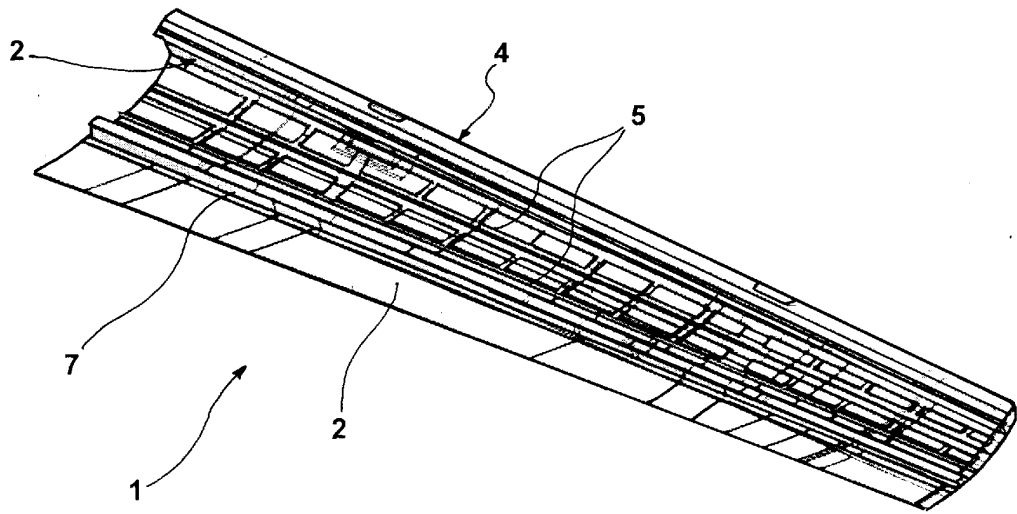
**Fig.3**



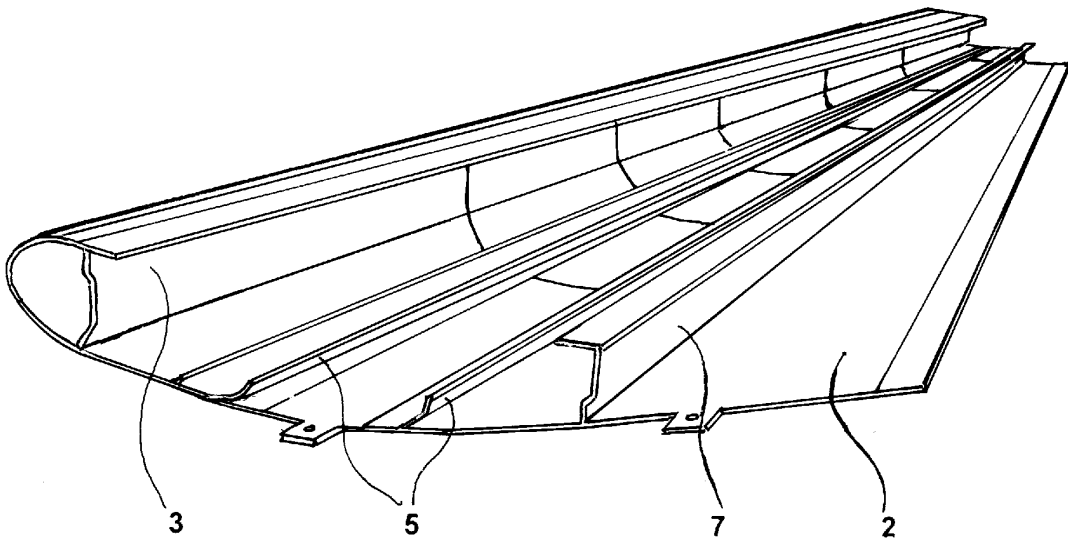
**Fig.4**



**Fig.5**

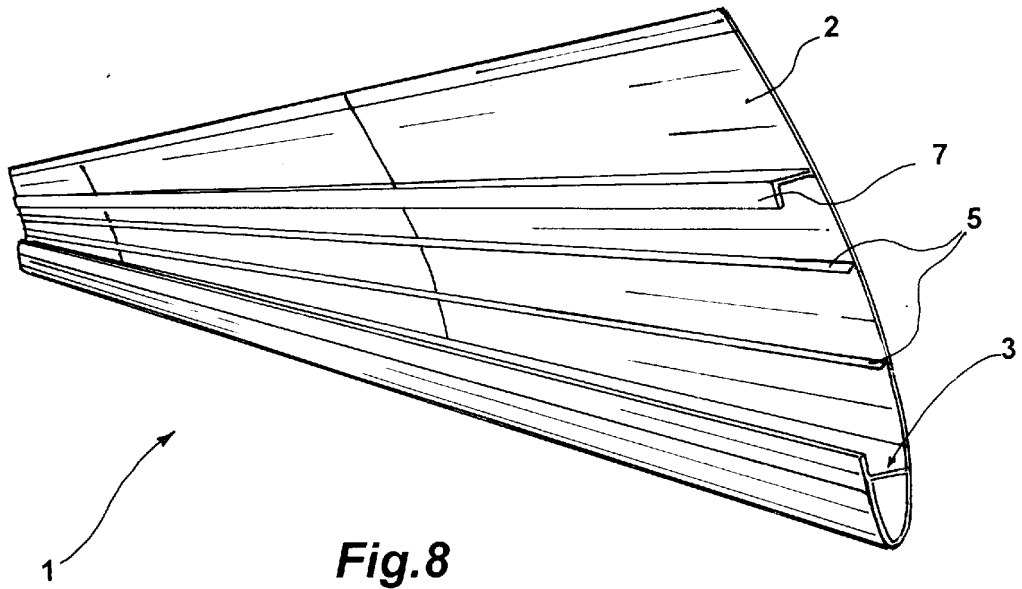


**Fig. 6**

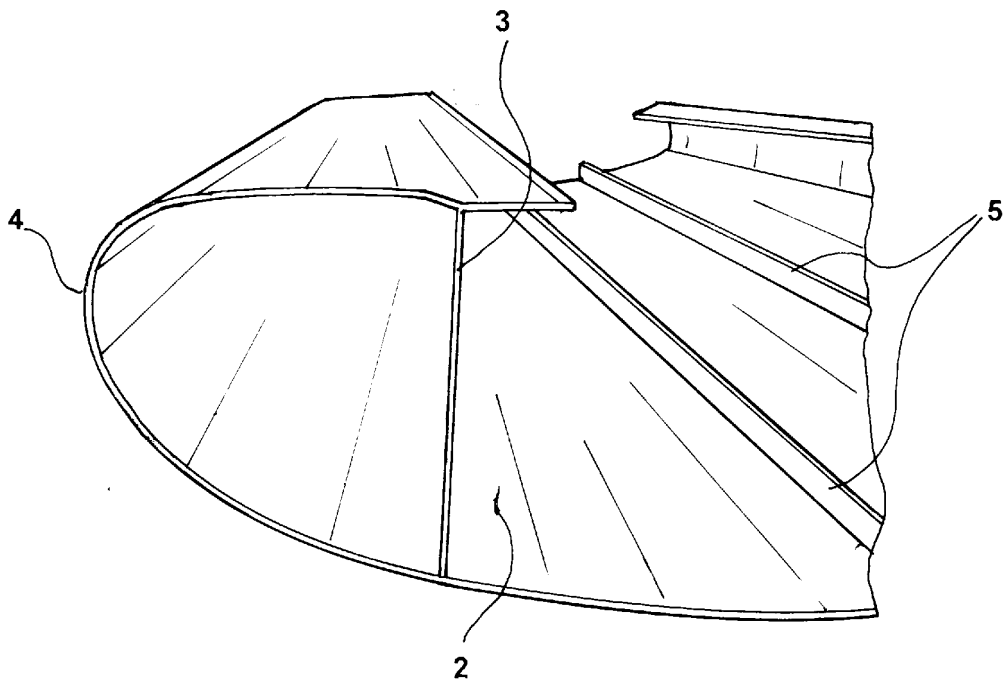


**Fig. 7**





**Fig. 8**



**Fig. 9**