

19



OFICINA ESPAÑOLA DE  
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 797 681**

51 Int. Cl.:

**B64C 3/14** (2006.01)

**B64C 5/02** (2006.01)

**B64C 9/08** (2006.01)

**B64C 9/22** (2006.01)

**B64C 9/34** (2006.01)

**B64C 21/08** (2006.01)

**B64C 23/06** (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **25.11.2016** **E 16382566 (4)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **11.03.2020** **EP 3326907**

54 Título: **Superficie de elevación de una aeronave para aumentar la fuerza de sustentación generada**

45 Fecha de publicación y mención en BOPI de la traducción de la patente:  
**03.12.2020**

73 Titular/es:

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

72 Inventor/es:

**GONZÁLEZ GOZALBO, ALFONSO**

74 Agente/Representante:

**ELZABURU, S.L.P**

ES 2 797 681 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

Superficie de elevación de una aeronave para aumentar la fuerza de sustentación generada

### Campo de la invención

5 La presente invención se refiere a una superficie de elevación tal como un ala, HTP o VTP, en la que se utiliza un dispositivo de borde de ataque para promover un vórtice de unión en ángulos de ataque elevados, donde siempre existe una demanda adicional de sustentación.

### Antecedentes de la invención

10 La capacidad de sustentación de una superficie de elevación de una aeronave se elige como un compromiso entre diferentes requisitos. Por lo general, aumentar la capacidad de sustentación aumentará la resistencia, lo que reduce el rendimiento durante la parte de crucero del vuelo. Los aviones comerciales están optimizados para la velocidad y la eficiencia durante la parte de crucero de vuelo, ya que es donde la aeronave pasa la gran mayoría de su tiempo de vuelo.

15 Con el fin de conseguir un aumento del coeficiente de sustentación de las superficies aerodinámicas, los dispositivos de hipersustentación son bien conocidos en el estado de la técnica y se utilizan convencionalmente en alas. Hay muchos tipos diferentes de dispositivos de hipersustentación, que se usan solos o en combinación con otros y, en general, o modifican la forma exterior del perfil o controlan la capa límite para retrasar su separación y, por lo tanto, la pérdida de sustentación.

Los dispositivos de hipersustentación añaden sustentación en el despegue y en el aterrizaje, reduciendo la distancia y la velocidad necesarias para aterrizar con seguridad la aeronave y permitir el uso de un ala más eficiente en vuelo.

20 La sustentación desarrollada por la superficie de elevación aumenta a medida que aumenta el ángulo de ataque, hasta que el ángulo de ataque alcanza un valor crítico más allá del cual se produce una pérdida de sustentación. La pérdida de sustentación se produce cuando un ala alcanza un ángulo de ataque tan alto que se desarrolla un gradiente de presión adverso en la superficie del ala. Este gradiente de presión adverso obliga entonces al flujo de aire a separarse de la superficie. Esta separación de flujo resulta en una rápida pérdida de sustentación, y la aeronave puede llegar a ser incontrolable.

25 Por lo tanto, los dispositivos de hipersustentación proporcionan un aumento en la sustentación máxima requerida, principalmente en el despegue o aterrizaje.

30 Un tipo específico de dispositivo de hipersustentación es una ranura/muesca en el borde de ataque. Su aplicación fue relativamente difundida en los primeros días de los aviones de combate supersónicos, especialmente aquellos que tenían una plantilla de ala delta. Las alas delta son una opción lógica para el vuelo supersónico ya que combinan las ventajas de baja resistencia en crucero y maniobrabilidad subsónica alta gracias a la sustentación del vórtice. Estas alas, sin embargo, experimentan una rotura de cabeceo inestable debido a la combinación de baja relación de aspecto y alto ángulo de barrido.

35 La experiencia previa en los primeros aviones de combate supersónicos demostró la efectividad de las muescas o ranuras de los bordes de ataque como un medio para controlar el flujo a lo largo de la envergadura en siluetas de ala con un ángulo de barrido muy agudo. Una hilera de ranuras, en particular, son una manera relativamente simple de evitar tales inestabilidades longitudinales en alas supersónicas muy delgadas a bajas velocidades. La literatura existente documenta el efecto de colocar una, dos, tres o más ranuras en diferentes posiciones de la envergadura y longitudes de ranura. Además de resolver problemas de estabilidad longitudinal, se observa una reducción potencial de la resistencia en ángulos de ataque elevados, pero con un aumento de la penalización de resistencia por bajo alfa. Esto es más evidente cuando se emplean más de tres ranuras. Esto es probablemente debido a las presiones sobre las caras verticales de las ranuras que enfrentan el flujo. Un ejemplo de tal dispositivo se puede encontrar en varios modelos de aviones de combate supersónicos. Algunas de estas aeronaves presentan bordes de ataque en los que tales muescas tienen una extensión aproximada del 7% de la longitud de la cuerda local en una posición media del ala.

45 Sin embargo, hay un inconveniente. A pesar de alcanzar valores de momento de cabeceo más altos, el inicio de la inestabilidad de cabeceo se produce de manera más pronunciada.

El problema técnico abordado por esta invención es proporcionar un dispositivo para aumentar el coeficiente de elevación, que, a su vez, proporciona un aumento en el control de la aeronave.

50 Se conoce el documento US2358985 que divulga un ala de una aeronave, que comprende un borde de ataque y una pluralidad de muescas situadas en dicho borde de ataque, las muescas comprendiendo dos paredes adaptadas para ser paralelas a la dirección del flujo incidente hacia el ala y una tercera pared adaptada para hacer frente al flujo incidente al ala cuando está en vuelo, el ala comprendiendo también una pluralidad de elementos de cubierta retráctil que se configuran para cubrir las muescas.

También se conoce el documento EP0267023 que divulga una superficie aerodinámica o hidrodinámica que tiene un borde de ataque de barrido que incluye al menos un dispositivo de separación de flujo ubicado en una línea de unión del borde de ataque, como un escalonamiento ascendente, un escalonamiento descendente, una barrera o un hueco. Los dispositivos de separación de flujo están dispuestos preferentemente normales al borde de ataque y están dimensionados de modo que el flujo de aire turbulento en la dirección de la envergadura se relaminaría aguas abajo de los dispositivos, así reduciendo la fricción del revestimiento y mejorando enormemente la eficiencia aerodinámica o hidrodinámica de la superficie.

También se conoce el documento DE434778 que divulga un ala que comprende una muesca en su borde de ataque.

También se conoce el documento US5056741 que revela un ala en flecha de una aeronave que proporciona estabilidad durante las condiciones de entrada en pérdidas. En una aeronave de ala en flecha que tiene flaps en el borde de ataque que en su posición desplegada forma una ranura entre la ranura y la porción del borde de ataque de su estructura del ala principal, la configuración de dicha porción del borde de ataque varía a lo largo de su envergadura para variar la presión aerodinámica localizada a lo largo de la envergadura del ala. El aumento brusco de dicha porción del borde de ataque, o el aumento de la anchura de la ranura, crea una condición de entrada en pérdidas en una porción interior del ala que aproxima, en ángulos de ataque crecientes, los cambios de la elevación y el momento de cabeceo experimentados simultáneamente en las partes externas del ala. Como resultado, se evita un momento de cabeceo adverso en condiciones de entrada en pérdidas, y se mejora la estabilidad de cabeceo en aviones de ala en flecha, sin comprometer la capacidad de elevación máxima.

### Sumario de la invención

La invención, que se define en la reivindicación 1 adjunta, propone una muesca o muescas en la porción de borde de ataque de la superficie de elevación en posiciones óptimas de la envergadura. La muesca comprende dos paredes adaptadas para ser paralelas a la dirección del flujo incidente a la superficie de elevación y una tercera pared adaptada para hacer frente al flujo incidente a la superficie de elevación cuando la aeronave se encuentra en vuelo. Adicionalmente, la superficie de elevación comprende también un elemento de cubierta retráctil. La muesca y el elemento de cubierta retráctil están configurados de manera que cuando el elemento de cubierta retráctil no cubre la muesca, dicha muesca queda expuesta al flujo incidente generando un vórtice que incrementa la fuerza de sustentación de la superficie de elevación retardando la pérdida de sustentación.

El funcionamiento del dispositivo, es decir, la exposición de la muesca al flujo incidente se desea cerca de la zona de pérdida de la superficie de elevación. Para el caso específico de un estabilizador horizontal esto es probable que ocurra cuando se produce una combinación de ajuste de la cola máxima, ángulo de ataque y deflexión máxima del elevador. En el caso del VTP, esto es probable que ocurra cuando se produce una combinación de deslizamiento lateral alto y desviación máxima del timón. Durante el vuelo u otras condiciones de bajo ángulo de ataque, la muesca está cubierta por la camisa retráctil y el funcionamiento de la superficie de elevación es idéntico a una convencional, es decir, idéntico a una superficie de elevación sin ninguna muesca en su porción de borde de ataque.

Por lo tanto, de acuerdo con la invención, la muesca o muescas están configuradas para estar selectivamente cubiertas o expuestas al flujo incidente, por medio del elemento de cubierta retráctil. La tercera pared de la muesca comprende una forma aerodinámica que replica un borde de ataque secundario expuesto solamente cuando la camisa retráctil se retrae / recoge. El elemento de cubierta retráctil es una camisa retráctil que es desplazable a lo largo del borde de ataque en la dirección de la envergadura de la superficie de elevación y sigue la forma de la sección transversal de la porción del borde de ataque.

La invención permite un control de la superficie de elevación mediante la activación de la muesca en situaciones próximas a la pérdida de sustentación de la superficie de elevación en la que se requiere una fuerza de elevación adicional, pero sin una penalización en el diseño aerodinámico de la superficie de elevación ya que el dispositivo permite cubrir la muesca sin modificar el perfil del borde de ataque durante la no operación. Es decir, cuando la muesca está cubierta, el flujo de aire ve la misma forma aerodinámica de una superficie de elevación estándar.

En las reivindicaciones dependientes se definen ejemplos de realización preferidos.

El accionamiento de la camisa retráctil se puede ordenar manualmente mediante una activación del piloto o, como alternativa, puede hacerse automáticamente cuando se detecta la operación cerca de la pérdida de sustentación.

La invención propuesta aplica las características de dichas muescas de borde de ataque a la operación estándar de aviones civiles modernos. Se hace hincapié en su aplicación en la cola, donde los dispositivos de hipersustentación son bastante infrecuentes.

### Descripción de las figuras

Para completar la descripción y con el fin de proporcionar una mejor comprensión de la invención, se proporciona un conjunto de dibujos. Dichos dibujos forman parte integrante de la descripción e ilustran realizaciones preferidas de la invención. Los dibujos comprenden las siguientes figuras.

La figura 1 muestra una representación esquemática de una superficie de elevación de una aeronave que tiene una muesca en la porción de borde de ataque y el flujo incidente en la porción de borde de ataque.

La figura 2 muestra una representación esquemática de una superficie de elevación de una aeronave que tiene una muesca en la porción de borde de ataque.

- 5 La figura 3 muestra una representación esquemática de una superficie de elevación en una aeronave que tiene una muesca en la porción de borde de ataque.

La figura 4 muestra una representación esquemática de un ejemplo de realización del dispositivo de borde de ataque objeto de la invención.

- 10 La figura 5 muestra una representación esquemática de una superficie de elevación de una aeronave que tiene una muesca en la porción de borde de ataque junto con su relación de aspecto.

### Descripción detallada de la invención

- 15 Las figuras 1 y 2 describen una representación esquemática de un ejemplo de realización de la porción de borde de ataque (2) objeto de la invención. Como se muestra, la muesca (3) comprende tres paredes, dos paredes (6) paralelas al flujo incidente y una tercera pared (5) enfrentada al flujo incidente. La camisa retráctil (4) es móvil a lo largo de la porción de borde de ataque (2) cuando se necesita una sustentación adicional. En vuelo, la cubierta retráctil (4) cubre la muesca (3) en una configuración predeterminada para minimizar la resistencia.

Las longitudes características de dicha muesca (3) son la cuerda (c) y la envergadura (b). Las dimensiones de dichas longitudes características deben proporcionar una relación de aspecto  $c/b$  mayor que 1 como puede verse en la figura 5.

- 20 Más particularmente, la sección transversal de la camisa retráctil (4) sigue la forma de la sección transversal de la porción de borde de ataque (2) y permite por lo tanto cubrir la muesca (3) sin modificar el perfil de la porción de borde de ataque (2) cuando el perfil retráctil (4) cubre dicha muesca (3). Es decir, la forma aerodinámica de la camisa (4) que es el elemento del borde de ataque que se desliza no se modifica con respecto a la sección de perfil aerodinámico convencional.

- 25 En la realización descrita, la longitud de la cuerda de dicha muesca (3) es más pequeña que la cuerda del borde de ataque y se extiende hasta una distancia que garantiza la integridad estructural del larguero delantero de la superficie de elevación (1) en caso de daño (impacto de aves, vehículos de servicio, FOD,...).

- 30 En el ejemplo de realización descrito, la camisa retráctil (4) es móvil a lo largo de la porción del borde de ataque (2) en la dirección de la envergadura. El espesor de la superficie de elevación (1) aumenta hacia su raíz (11), por lo tanto, si la camisa retráctil (4) está situada entre la raíz (11) de la superficie de elevación (1) y la muesca (3) cuando no está cubriendo dicha muesca (3), entonces se localiza dentro de la porción del borde de ataque (2) de la superficie de elevación (1), es decir, bajo la piel de la porción del borde de ataque (2). Por el contrario, si la chaqueta retráctil (4) está situada entre la muesca (3) y la punta (10) de la superficie de elevación (1) cuando no cubre dicha muesca (3), se localiza sobre la porción del borde delantero (2) de la superficie de elevación (1), es decir, cubriendo el revestimiento de la porción del borde delantero (2).

- 35 La superficie de elevación (1) también comprende un mecanismo de accionamiento para retraer la camisa (4) a demanda, por ejemplo, un accionador accionado por resorte.

- 40 La tercera pared interna expuesta (5) de la muesca (3) que queda enfrentada hacia el flujo entrante es aerodinámica para minimizar una penalización por arrastre en ángulos bajos de ataque. Esto se consigue aerodinamizando dicha tercera pared (5) hacia una forma que replica un borde de ataque secundario expuesto solamente cuando la camisa retráctil (4) se retrae / recoge.

**REIVINDICACIONES**

- 1.- Superficie de elevación (1) de una aeronave, que comprende una porción de un borde de ataque (2) y una muesca (3) situada en dicha porción de borde de ataque (2), la muesca (3) comprendiendo dos paredes (6) adaptadas para ser paralelas a la dirección del flujo incidente a la superficie de elevación (1) y una tercera pared (5) adaptada para enfrentarse al flujo incidente a la superficie de elevación (1) cuando está en vuelo, la superficie de elevación (1) comprendiendo también un elemento de cubierta retráctil (4), estando configurada la muesca (3) y el elemento de cubierta retráctil (4) de modo que cuando el elemento de cubierta retráctil (4) no cubre la muesca (3), dicha muesca (3) queda expuesta al flujo incidente generando un vórtice que incrementa la fuerza de sustentación de la superficie de elevación, retardando la pérdida de sustentación, donde la tercera pared (5) de la muesca (3) comprende una forma aerodinámica que replica un borde de ataque secundario expuesto solamente cuando la cubierta retráctil (4) se retrae / recoge caracterizada por que el elemento de cubierta retráctil (4) es una camisa retráctil que es desplazable a lo largo del borde de ataque (2) en la dirección de la envergadura de la superficie de elevación (1) y sigue la forma de la sección transversal de la porción del borde de ataque (2).
- 5
- 10
- 2.- Superficie de elevación (1) de una aeronave, según la reivindicación 1, en la que la longitud en la dirección de la cuerda de dicha muesca (3) es menor que la de la cuerda de la porción de borde de ataque (2).
- 15
- 3.- Superficie de elevación (1) de una aeronave, según una cualquiera de las reivindicaciones precedentes, en la que el elemento de cubierta retráctil (4) se retrae hacia la raíz (11) de la superficie de elevación (1) y se coloca dentro de la porción de borde de ataque (2) de la superficie de elevación (1) cuando se retrae.
- 20
- 4.- Superficie de elevación (1) de una aeronave, según una cualquiera de las reivindicaciones precedentes 1 a 2, en la que el elemento de cubierta retráctil (4) se retrae hacia la punta (10) de la superficie de elevación (1) y se sitúa por encima de la porción de borde de ataque (2) de la superficie de elevación (1) cuando se retrae.
- 5.- Superficie de elevación (1) de una aeronave, según una cualquiera de las reivindicaciones anteriores, en la que comprende también un mecanismo de accionamiento para retraer dicho elemento de cubierta retráctil (4).
- 25
- 6.- Superficie de elevación (1) de una aeronave, según una cualquiera de las reivindicaciones anteriores, en la que la relación de aspecto cuerda/envergadura de la muesca (3) es mayor que 1.
- 7.- Aeronave que comprende una superficie de elevación según una cualquiera de las reivindicaciones precedentes.

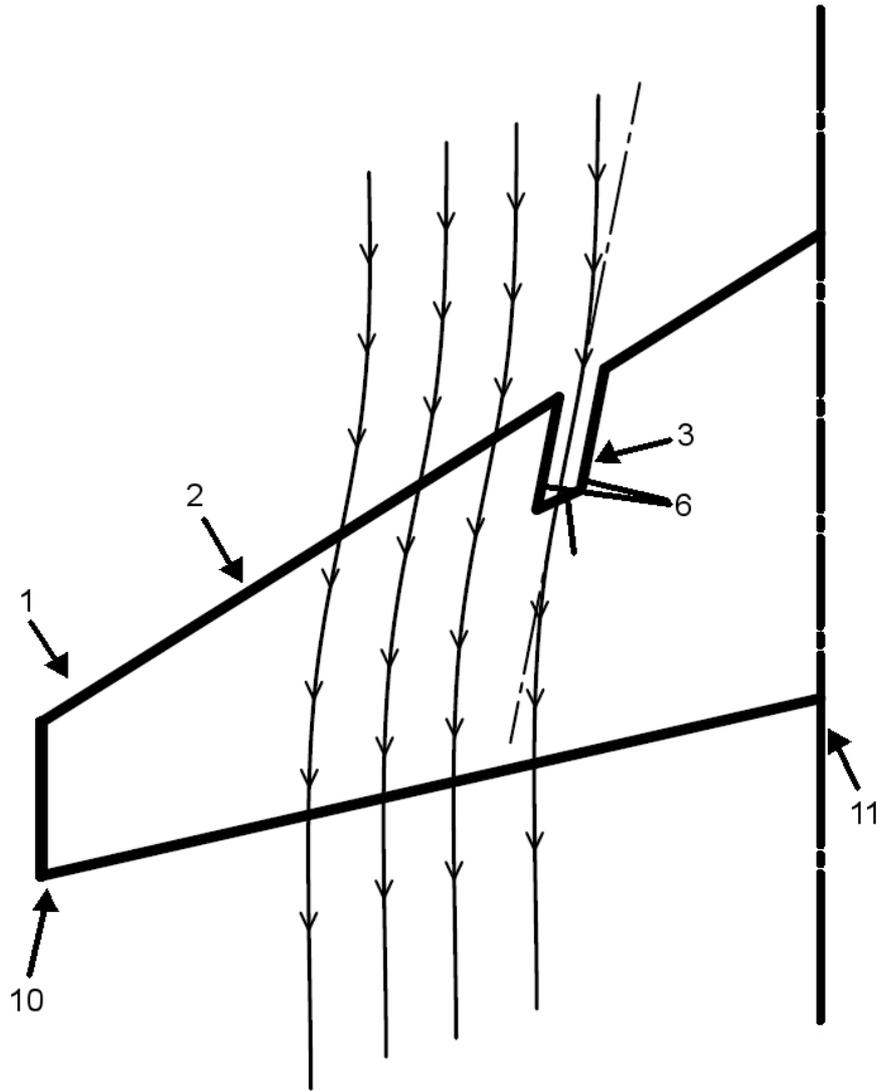


Fig. 1

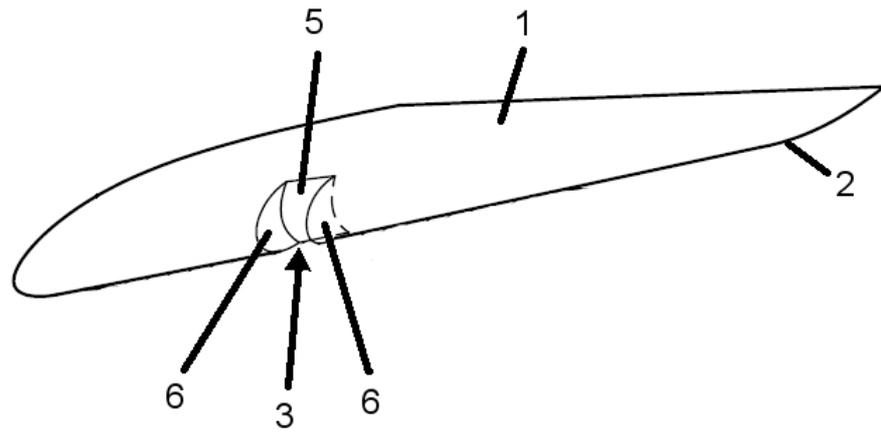


Fig. 2

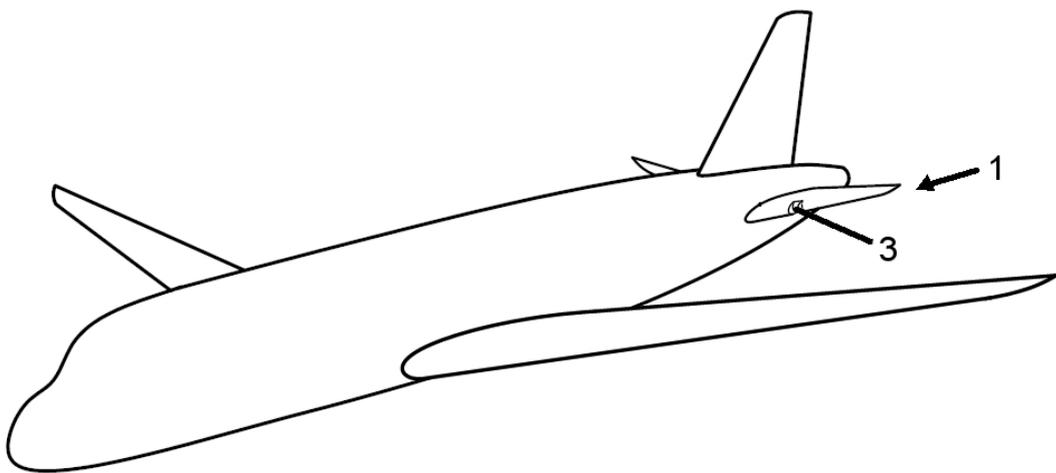


Fig.3

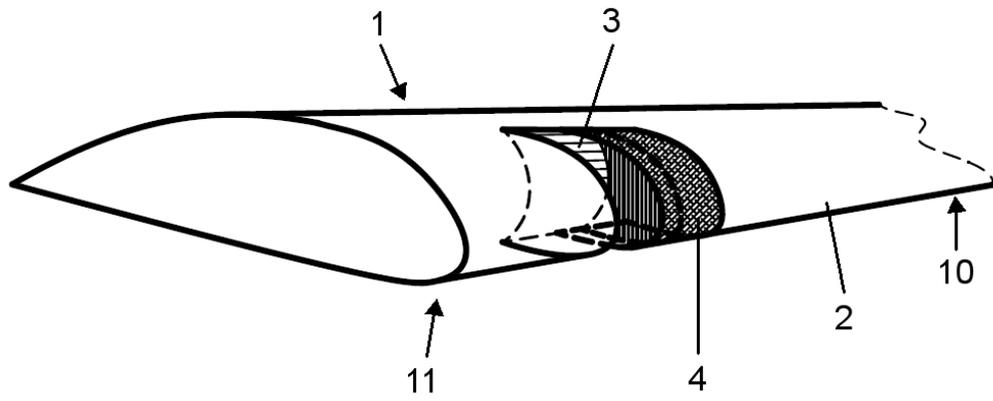


Fig. 4

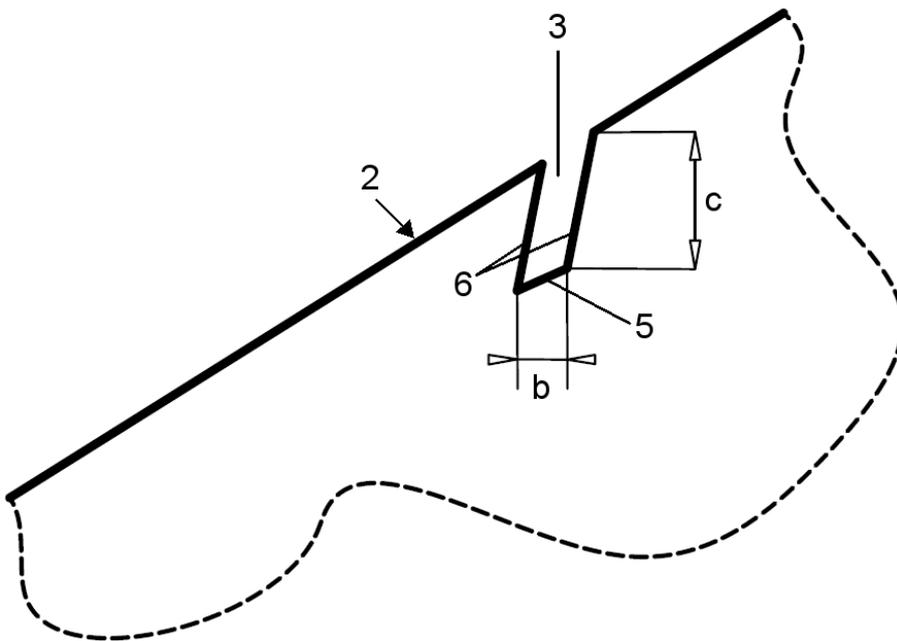


Fig. 5