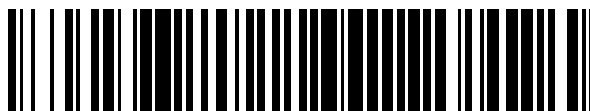


19



OFICINA ESPAÑOLA DE  
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 601 897**

51 Int. Cl.:

**B64C 1/26** (2006.01)

**B64C 5/06** (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

86 Fecha de presentación y número de la solicitud internacional: **28.06.2012 PCT/ES2012/070481**

87 Fecha y número de publicación internacional: **17.01.2013 WO13007849**

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **28.06.2012 E 12798784 (0)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **10.08.2016 EP 2727824**

54 Título: **Fuselaje de aeronave reforzado**

30 Prioridad:

**01.07.2011 ES 201131120 P**

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

**16.02.2017**

73 Titular/es:

**AIRBUS OPERATIONS, S.L. (100.0%)**

**Avda. John Lennon**

**28906 Getafe, Madrid, ES**

72 Inventor/es:

**LLAMAS SANDÍN, RAÚL CARLOS y**

**MARTÍNEZ MUÑOZ, JOSÉ LUIS**

74 Agente/Representante:

**DE ELZABURU MÁRQUEZ, Alberto**

ES 2 601 897 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**

Fuselaje de aeronave reforzado

5 **Campo de la invención**

La presente invención se refiere al fuselaje trasero de una aeronave con motores de hélice y, más en particular, a un fuselaje reforzado para soportar impactos y daños debidos a eventos de fallo de los motores de hélice.

10

**Antecedentes de la invención**

Se conocen aeronaves comerciales (CBA vector 123, SARA, AVANTI, 7J7) provistas de motores de hélice situados en la parte trasera de la aeronave que están unidos al fuselaje por medio de pilones.

15

Uno de los problemas planteados por esa configuración de aeronave está relacionado con eventos de fallo tales como un evento PBR ("Propeller Blade Release"), es decir, un evento en el que una pala de una hélice se separa de ella y golpea el fuselaje, un evento UERF ("Uncontained Engine Rotor Failure"), es decir, un evento en el que una parte del rotor del motor se rompe, se separa de él y golpea el fuselaje, un evento de acumulación de hielo en el que una acumulación de hielo en las puntas de las palas puede ser lanzada a gran velocidad sobre el fuselaje, o cualquier otro evento de "Gran Daño".

20

El diseño de dicho fuselaje trasero debe por tanto tener en cuenta dichos eventos y garantizar su capacidad para mantener la estabilidad y proceder a un aterrizaje seguro de la aeronave, es decir, debe ser un fuselaje resistente al impacto y tolerante al daño.

25

Como consecuencia de un fallo en el motor una pala de hélice o cualquier otro componente del motor puede separarse e impactar en el fuselaje trasero a gran velocidad y seccionarlo. En esta situación de emergencia la aeronave opera con un solo motor lo que genera un empuje hacia delante fuera del plano de simetría de la aeronave. Este empuje causa un momento de guiñada que puede ser compensado con una fuerza aerodinámica lateral provocada por el estabilizador vertical de cola del empenaje, de manera que la aeronave puede continuar establemente la navegación. Como el estabilizador vertical de cola está situado encima del fuselaje trasero, esta fuerza lateral aerodinámica genera una torsión sobre el fuselaje trasero. Si una pala de hélice impacta contra el fuselaje y lo secciona, la resistencia a la torsión del fuselaje se reduce considerablemente porque la rigidez torsional de una sección cerrada es proporcional al área total cubierta por la sección mientras que la rigidez torsional de una sección abierta es proporcional al área material de la sección.

30

35

Los motores de hélice también pueden estar situados en el ala de modo que una pala de hélice separada de ellos puede impactar el fuselaje central enfrente del ala. En éste área del fuselaje la torsión de que debe soportar el fuselaje es relativamente baja y no supone una situación crítica de emergencia. Sin embargo, esa situación cambia cuando los motores de propulsión están situados en la parte trasera del

40

fuselaje enfrente del empenaje porque en ese caso el par generado por el empenaje debido al fallo de un motor es muy grande y puede causar una situación catastrófica para la aeronave que debe ser evitada.

5 WO 2009/068638 describe un fuselaje resistente al impacto hecho con materiales compuestos que comprende un revestimiento exterior y un revestimiento interior, estando ambos revestimientos unidos por medio de elementos radiales con los que se configura una estructura multi-celular que proporciona la resistencia torsional requerida en la parte trasera de dichas aeronaves.

10 La presente invención también está dirigida a la satisfacción de la demanda de la industria aeronáutica relativa a fuselajes traseros sujetos a dichos eventos de fallos y propone una solución diferente a la de WO 2009/068638.

### **Sumario de la invención**

15 Es un objeto de la presente invención proporcionar una aeronave con un sistema de propulsión unido al fuselaje trasero por medio de unos pilones delanteros altamente resistente a las cargas torsionales producidas en caso de un evento de fallo tal como un evento PBR o un evento UERF.

20 Es otro objeto de la presente invención proporcionar una aeronave con un sistema de propulsión unido al fuselaje trasero por medio de unos pilones delanteros con una estructura resistente al impacto para hacer frente a un evento de fallo tal como un evento PBR o un evento UERF o un evento de acumulación de hielo.

25 Es otro objeto de la presente invención proporcionar una aeronave con un sistema de propulsión unido al fuselaje trasero por medio de unos pilones delanteros con una estructura tolerante al daño para hacer frente a un evento de fallo tal como un evento PBR o un evento UERF o un evento de acumulación de hielo.

Estos y otros objetos se consiguen mediante una aeronave según la reivindicación 1.

30 En realizaciones de la presente invención, dicha estructura resistente es una viga y la aeronave también comprende una carena no-resistente cubriendo dicha viga con forma de aleta dorsal. Se consigue con ello una aeronave mejor preparada para hacer frente a dichos eventos, ya que proporciona un camino de carga adicional exterior al fuselaje sin efectos aerodinámicos perjudiciales.

35 En realizaciones de la presente invención, dicha estructura resistente es una viga y la aeronave también comprende una carena resistente con forma de aleta dorsal cubriendo dicha viga. Se consigue con ello una aeronave con una doble protección para hacer frente a dichos eventos.

40 En realizaciones de la presente invención dicha viga está conectada, por un lado, a la cuaderna más cercana al mamparo de presión trasero y, por otro lado, a la unión de una costilla con el larguero frontal del estabilizador vertical de cola. Por lo tanto, los puntos de conexión de la viga con la parte trasera del

fuselaje y el estabilizador vertical de cola se encuentran fuera de la zona más afectada por dichos eventos de fallo.

5 En realizaciones de la presente invención, el ángulo entre el eje longitudinal de la viga y un plano horizontal está comprendido entre  $10^\circ$  y  $30^\circ$ . En esa posición la viga cubre una parte importante de los riesgos asociados a dichos eventos de fallo.

10 En realizaciones de la presente invención, la viga tiene uno o más soportes intermedios en la parte trasera del fuselaje para evitar el pandeo. Estos apoyos intermedios se pueden colocar fácilmente en el interior de la carena que cubre la viga de modo que no tienen ningún efecto aerodinámico perjudicial.

15 En realizaciones de la presente invención, la sección transversal de la viga es una sección de forma cerrada (preferentemente una forma tubular). Por lo tanto, la viga tiene una forma apropiada para soportar esfuerzos de tracción.

En realizaciones de la invención con una carena resistente, la carena comprende un revestimiento resistente y unos elementos de refuerzo adecuadamente dimensionados para soportar las cargas previstas para cada tipo de carena.

20 En realizaciones de la presente invención, las carenas pueden ser piezas unitarias unidas al estabilizador vertical de la cola y al fuselaje trasero o bien extensiones del estabilizador vertical de cola.

25 Otras características y ventajas de la presente invención se desprenderán de la siguiente descripción detallada de una realización ilustrativa y no limitativa de su objeto en relación con las figuras que se acompañan.

#### **Breve descripción de las figuras**

30 Las Figuras 1a y 1b, muestran, respectivamente, una vista esquemática lateral y en planta del fuselaje trasero de una aeronave con motores de hélice.

Las Figuras 2a y 2b son, respectivamente, vista esquemáticas en sección transversal y en perspectiva del fuselaje trasero de una aeronave de acuerdo con la presente invención.

35 La Figura 3 es una vista esquemática en perspectiva del fuselaje trasero de una aeronave de acuerdo con una realización de la presente invención.

40 La Figura 4 es una sección transversal parcial de la Figura 3 que muestra en detalle la estructura resistente.

La Figura 5 es una vista esquemática en perspectiva del fuselaje trasero de una aeronave de acuerdo con otra realización de la invención.

La Figura 6 es una sección transversal parcial de la figura 5 que muestra en detalle la estructura resistente.

5 La Figura 7 es una sección transversal parcial que muestra en detalle la estructura resistente de otra realización de la presente invención.

La Figura 8 es una vista esquemática en perspectiva del fuselaje trasero de una aeronave que muestra una aleta dorsal como una sola pieza unida al fuselaje y el empenaje vertical.

10

La Figura 9 es una vista esquemática en perspectiva del fuselaje trasero de una aeronave que muestra otra realización de una aleta dorsal como una extensión del estabilizador vertical de cola.

### 15 Descripción detallada de la invención

15

En la aeronave mostrada en las figuras 1a y 1b un sistema de propulsión 13 con palas de hélice 15 está unido a la parte trasera del fuselaje 31 por medio de pilones delanteros 17 y el empenaje comprende un estabilizador vertical de cola 21 y un estabilizador horizontal de cola alto 23 detrás del sistema de propulsión 13.

20

El estabilizador vertical de cola 21, unido a la parte trasera del fuselaje 31, comprende un borde de ataque, un cajón de torsión, un borde de salida, una raíz de junta y una punta. El cajón de torsión comprende largueros 51, 53, costillas 55 y revestimientos izquierdo y derecho rigidizados por larguerillos. Los revestimientos izquierdo y derecho se unen a los paneles del borde de ataque y del borde de salida formando su contorno aerodinámico.

25

Los principales elementos estructurales del fuselaje trasero 31, al igual que en un fuselaje típico, son el revestimiento 35, las cuadernas 37 y los larguerillos (no mostrados). El revestimiento 35 está rigidizado longitudinalmente con larguerillos para reducir el espesor del revestimiento, haciéndolo más competitiva en términos de peso, mientras que las cuadernas 37 impiden la inestabilidad general del fuselaje y pueden estar sometidas a la introducción de cargas locales.

30

Por lo tanto, en las áreas de fijación del estabilizador vertical de cola 21 y de los pilones 17 los elementos estructurales del fuselaje trasero 31 y en particular las cuadernas 37 están diseñados apropiadamente para soportar las cargas introducidas por ellos.

35

Por otra parte, el fuselaje trasero 31 también puede comprender otros elementos estructurales para proporcionar la gran resistencia torsional necesaria para hacer frente a un evento de desprendimiento de una pala de la hélice 15 de un motor del sistema de propulsión 13 causando por un lado una torsión sobre el fuselaje debido al momento de guiñada generado por la parada del motor y al par generado por el empenaje para equilibrar dicho momento de guiñada y causando por otro lado daños en el fuselaje, si la pala desprendida impacta en él que, obviamente, reducen su resistencia a la torsión.

40

En este contexto, la idea básica de la presente invención es la adición de una estructura resistente conectando el estabilizador vertical de cola 21 con el fuselaje trasero 31 que actúe como un camino de carga redundante en dichos eventos de fallo.

5

En realizaciones de la invención (véanse, en particular, las figuras 2a y 2b), dicha estructura resistente comprende una viga 41 conectada, respectivamente, a una zona 45 del fuselaje y a una zona 49 del cajón de torsión del estabilizador vertical de cola 21 que están situadas fuera de las trayectorias principales previstas para las palas desprendidas del sistema de propulsión 13 de modo que la viga 41 puede actuar como un camino alternativa de carga para, por ejemplo, eventos de fallo que afectan a un área del fuselaje trasero 31 que recibe cargas del estabilizador vertical de cola 21.

10

En realizaciones de la invención, la zona 45 del fuselaje a la que está conectada la viga 41 es una zona ubicada sobre la cuaderna 37 más cercana al mamparo de presión trasero 27 de modo que la carga de la viga 41 pueda ser trasladada directamente a dicha cuaderna. La unión entre la viga 41 y la cuaderna 37 puede llevarse a cabo utilizando accesorios adecuados.

15

Análogamente la zona 49 del cajón de torsión del estabilizador vertical de cola 21 a la que la viga 41 está conectada está ubicada sobre la unión de una costilla 55 con el larguero frontal 51 y la unión entre dichos elementos se puede llevar a cabo utilizando accesorios adecuados.

20

Teniendo en cuenta los requisitos anteriormente mencionados para las zonas 45, 49 de conexión de la viga, se considera que el ángulo entre el eje longitudinal de la viga 41 y un plano horizontal (es decir, un plano perpendicular al plano de simetría A.-A) está comprendido entre 10° y 30°.

25

En realizaciones preferentes dicha viga 41 tiene una sección transversal con forma cerrada y, en particular una sección transversal con forma tubular.

En realizaciones de la invención (véanse, en particular, las figuras 3 y 4) la viga 41 está cubierta una carena no-resistente 63 con finalidades exclusivamente aerodinámicas con forma de una aleta dorsal, entendiéndose por ello una extensión del estabilizador de cola 21 de una considerable longitud a lo largo del fuselaje, aunque su proyección lateralmente hacia fuera del fuselaje puede ser menor que la proyección lateral del estabilizador vertical de cola, que está dirigida a mejorar la estabilidad direccional de la aeronave.

30

35

Como se muestra en la figura 4, el revestimiento de la carena 63 puede tener una estructura sándwich.

En realizaciones de la invención (véanse, en particular las figuras 5 y 6) la estructura resistente comprende una viga 41 y una carena 65 con forma de aleta dorsal, teniendo pues funciones aerodinámicas y resistentes. En la realización mostrada en la figura 6, la carena 65 comprende un revestimiento resistente 71, larguerillos de refuerzo 73 en forma de T y un alma 75 en la sección superior de la carena cercana al estabilizador de cola 21.

40

- En realizaciones de la invención (véase en particular la figura 7) la estructura resistente comprende únicamente una estructura 67 en forma de aleta dorsal. En la realización mostrada en la figura 7, la estructura 67 comprende un revestimiento resistente 71, larguerillos rigidizadores 73 con forma de T y un alma 77 dimensionada adecuadamente para cumplir con los requisitos resistentes. Como la carena 67 es el único componente de la estructura resistente debe estar unida a la parte trasera del fuselaje 31 y al estabilizador vertical de la cola 21 a través de medios de unión apropiados para sus funciones de transferencia de cargas.
- 5
- 10 Dichas carenas 63, 63, 67 estarán dispuestos preferentemente como piezas individuales unidas al estabilizador vertical de cola 21 como se ilustra en la figura 8, aunque también pueden estar dispuestos como extensiones del estabilizador vertical de cola 21 como se ilustra en la Figura 9, como sucede con la aletas dorsales incorporadas en muchos aviones conocidos.
- 15 Además de un nuevo camino de carga, la estructura resistente de acuerdo con esta invención producen los efectos técnicos siguientes:
- Aumenta la rigidez a flexión y la resistencia del fuselaje trasero 31 al lograr una estructura tolerante al daño capaz de hacer frente a los daños causados por el impacto de una pala de hélice 15 desprendida de un motor 13.
  - Aumenta la fuerza lateral del estabilizador vertical de cola 21 y el ángulo de entrada en pérdida.
  - Proporciona una protección contra el ruido causado por el sistema de propulsión 13.
  - Proporciona un escudo para los eventos de acumulación de hielo.
- 20
- 25 Aunque la presente invención se ha descrito enteramente en conexión con realizaciones preferidas, es evidente que se pueden introducir aquellas modificaciones dentro de su alcance, no considerando éste como limitado por las anteriores realizaciones, sino por el contenido de las reivindicaciones siguientes.

**REIVINDICACIONES**

1.- Aeronave con un sistema de propulsión (13) unido al fuselaje trasero (31) por medio de unos pilones delanteros (17); comprendiendo la aeronave un estabilizador vertical de cola (21) unido al fuselaje trasero (31); extendiéndose el fuselaje trasero (31) desde el mamparo de presión trasero (27) hasta la cola (29) de la aeronave, comprendiendo un revestimiento (35) y una pluralidad de cuadernas (37, 37', 37'') dispuestas perpendicularmente a dicho eje longitudinal (33) y teniendo una forma curva con al menos un plano vertical de simetría (A-A); comprendiendo el estabilizador vertical de cola (21) un cajón de torsión con revestimientos izquierdo y derecho, largueros frontal y trasero (51, 53) y una pluralidad de costillas (55), la aeronave también comprende una estructura resistente conectando dicho estabilizador vertical de cola (21) con el fuselaje trasero (31) que actúa como un camino de carga redundante en eventos de fallo del sistema de propulsión (13) que pueden producir daños en el fuselaje trasero (31) caracterizado por que:

- dicha estructura resistente es una viga (41) y la aeronave también comprende una carena no-resistente (63) con forma de aleta dorsal cubriendo dicha viga (41), o
- dicha estructura resistente comprende una viga (41) y una carena resistente (65) con forma de aleta dorsal cubriendo dicha viga (41).

2. Aeronave según la reivindicación 1, en la que dicho sistema de propulsión (13) es un sistema de rotor abierto y dichos eventos de fallo comprenden uno o más de los siguientes: un evento PBR o un evento UERF o un evento de acumulación de hielo.

3.- Aeronave según cualquiera de las reivindicaciones 1-2, en la que dicha viga (41) está conectada, por un lado, a la cuaderna (37) más cercana al mamparo de presión trasero (27) y, por el otro lado, a la unión de una costilla (55) con el larguero frontal (51) del estabilizador vertical de cola (21).

4.- Aeronave según cualquiera de las reivindicaciones 1-3, en la que el ángulo entre el eje longitudinal de dicha viga (41) y un plano horizontal está comprendido entre 10° y 30°.

5.- Aeronave según cualquiera de las reivindicaciones 1-4, en la que dicha viga (41) tiene uno o más soportes intermedios (48) en el fuselaje trasero (31) para evitar el pandeo.

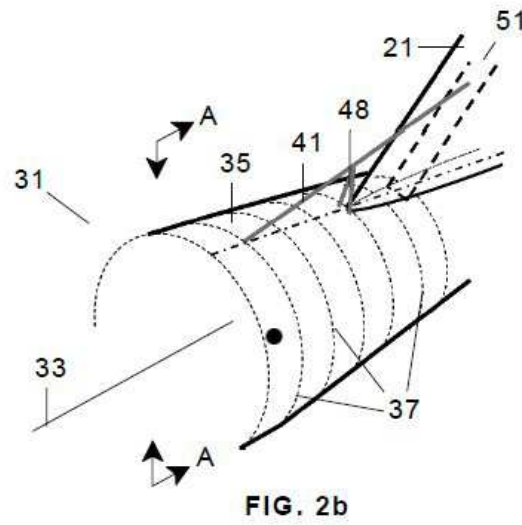
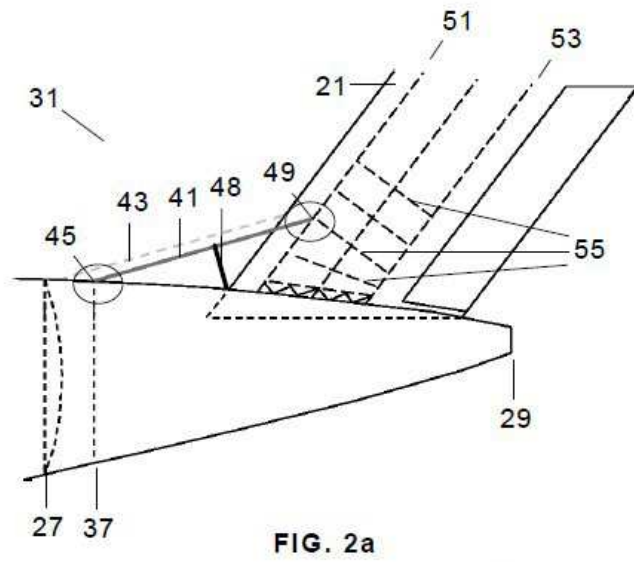
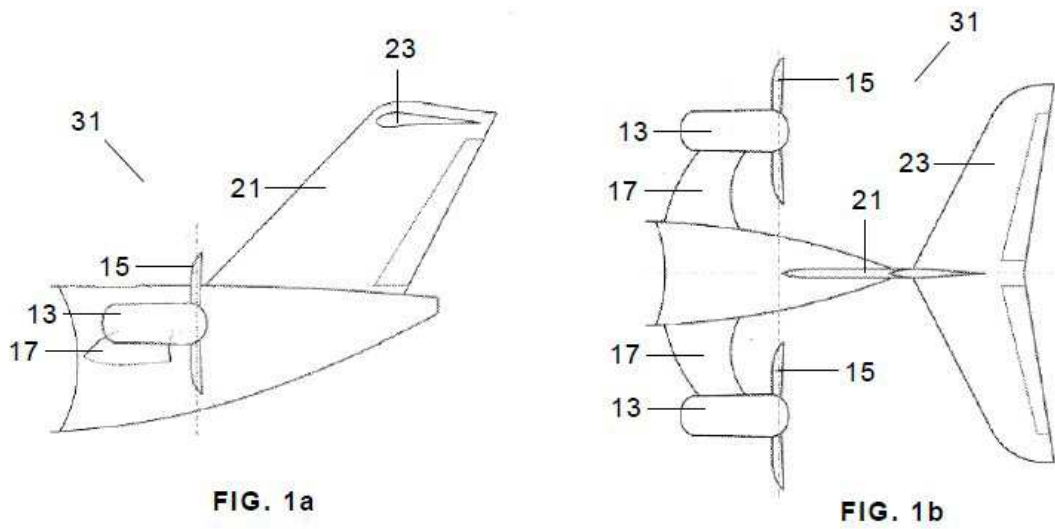
6.- Aeronave según cualquiera de las reivindicaciones 1-5, en la que la sección transversal de dicha viga (41) es una sección de forma cerrada.

7.- Aeronave según la reivindicación 6, en la que dicha sección de forma cerrada tiene una forma tubular.

8.- Aeronave según cualquiera de las reivindicaciones 1-7, en la que dicha carena resistente (65) comprende un revestimiento (71) y unos elementos de refuerzo (73, 75).

9.- Aeronave según la reivindicación 1, en la que cada una de dichas carenas (63, 65) es una pieza unitaria unida al estabilizador vertical de cola (21) y al fuselaje trasero (31).

10.- Aeronave según la reivindicación 1, en la que cada una de dichas carenas (63, 65) es una extensión del estabilizador vertical de cola (21).



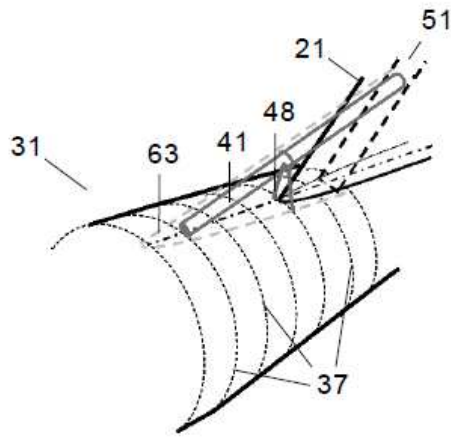


FIG. 3

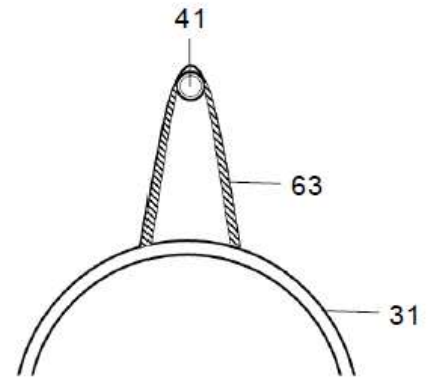


FIG. 4

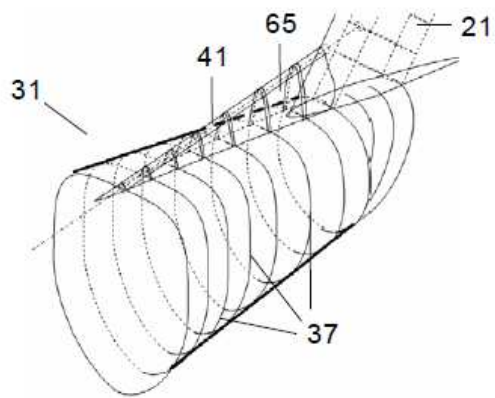


FIG. 5

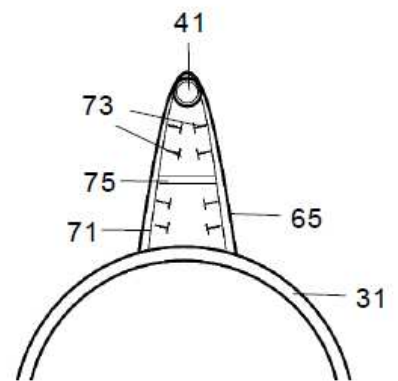


FIG. 6

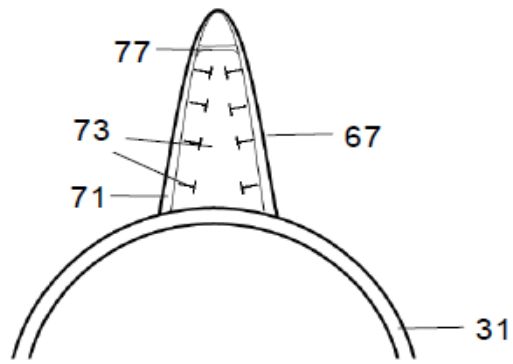


FIG. 7

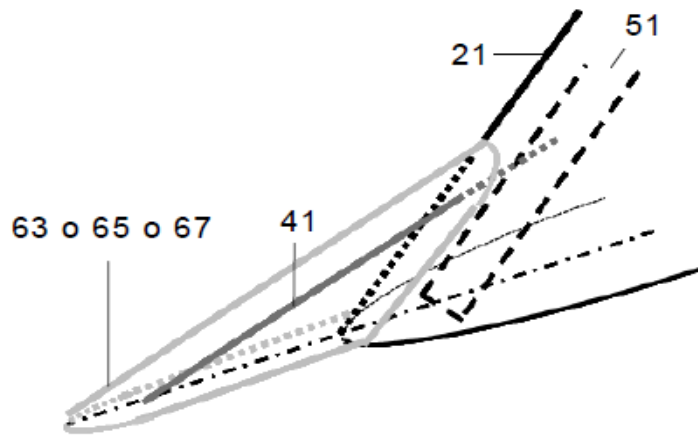


FIG. 8

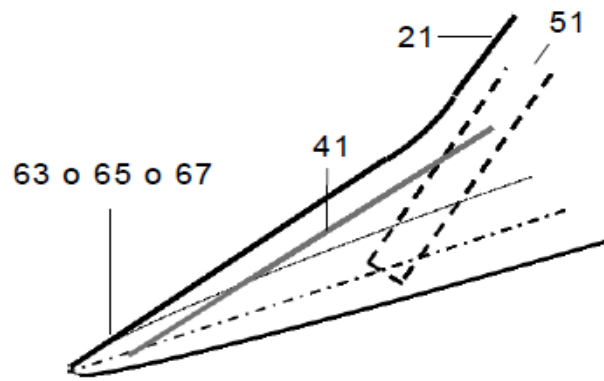


FIG. 9