

19



OFICINA ESPAÑOLA DE  
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 501 365**

51 Int. Cl.:

**B64C 5/18** (2006.01)

**B64C 9/00** (2006.01)

**B64C 9/08** (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **04.12.2009 E 09804138 (7)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **30.04.2014 EP 2371707**

54 Título: **Superficie estabilizadora y de control direccional de aeronave**

30 Prioridad:

**04.12.2008 ES 200803447**

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

**01.10.2014**

73 Titular/es:

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

72 Inventor/es:

**VERDE PRECKLER, JORGE PABLO y  
VIZARRO TORIBIO, JOSÉ MIGUEL**

74 Agente/Representante:

**DE ELZABURU MÁRQUEZ, Alberto**

**ES 2 501 365 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 estabilizadora y de control direccional de aeronave****Campo de la invención**

5 La presente invención se refiere a una superficie estabilizadora y de control direccional de aeronave, capaz de estabilizar y direccionar la aeronave cuando ésta se encuentra sometida en particular a fuertes momentos de guiñada no previstos.

**Antecedentes de la invención**

10 Son bien conocidas y estudiadas las superficies de la aeronave que proporcionan estabilidad y control direccional de la misma, por ejemplo, en el documento FR2911113 que se considera el estado de la técnica más cercano. Entre ellas, las fundamentales son el estabilizador vertical y el timón de dirección. A través del estabilizador vertical se consigue que el morro del avión esté orientado a la dirección de vuelo y, mediante el timón de dirección, se contrarrestan los momentos de guiñada que se ejercen sobre la aeronave, al tiempo que se controla la dirección lateral de vuelo de dicha aeronave.

15 El tamaño y la potencia de actuación del timón de dirección quedan determinados, además de por requerimientos aerodinámicos a los que está sometida la aeronave, por otra serie de factores o causas propias de la aeronave, como por ejemplo el caso en que se produce un fallo en uno de los grupos propulsores de la misma, siendo además este factor determinante para la certificación de la aeronave por las autoridades competentes en la materia, para lo cual se requiere un control suficiente para unas velocidades y condiciones determinadas, tanto en tierra como en vuelo, para el caso concreto de fallo en uno de los grupos propulsores de la aeronave.

20 El problema del control direccional en caso de fallo de uno de los grupos propulsores en grandes aeronaves de uso civil es abordado por diferentes documentos, como por ejemplo en el documento US 5,375,793. En dicho documento se pone de manifiesto cómo, en la mayoría de los casos, el piloto es el que realiza las deflexiones pertinentes en las superficies de control alares (en el caso de que estén justificadas) durante el momento crítico de la pérdida de uno de los grupos propulsores de la aeronave. Como describe el documento anterior, esta maniobra sólo se justifica bajo la condición de que la aeronave tenga tendencia a abandonar su estabilidad lateral, lo cual no se produce en numerosas aeronaves, con lo cual el piloto sólo cuenta en estos casos con la deflexión máxima del timón de dirección como alternativa para contrarrestar el momento de guiñada sobre la aeronave al que da lugar el fallo de uno de los grupos propulsores de la misma.

25 En este punto, la industria ha recurrido a un aumento del número de superficies aerodinámicas de control presentes en las alas, como por ejemplo los alerones, flaps, spoilers y slats, o bien recurrir a la mejora de la eficiencia de las citadas superficies. De esta manera, se intenta mejorar la estabilidad dinámica latero-direccional de la aeronave operando dichas superficies a través de controles automáticos. Como resultado de este proceso, durante la fase de despegue de una aeronave con problemas de motor o viento cruzado, lo cual correspondería a situaciones que conllevarían un momento de guiñada muy elevado, al ser baja la velocidad de la aeronave y muy elevados los momentos sobre la misma originados por el fallo en un grupo propulsor o por la existencia de situaciones externas como un fuerte viento cruzado, la eficiencia en la guiñada de las superficies aerodinámicas es incrementada de manera automatizada mediante, por ejemplo, la aplicación por parte del piloto de una deflexión máxima en el timón de dirección.

30 Los problemas que plantean soluciones conocidas de este tipo residen en que se aumenta la complejidad de la estructura de la aeronave y de sus sistemas de control de vuelo. Esto da lugar a un aumento del peso y de la resistencia aerodinámica de la aeronave, lo que conlleva un aumento del consumo de combustible y del ruido de la misma.

35 La velocidad mínima de control para una aeronave en su fase despegue es aquella para la cual, cuando se produce fallo en uno de los grupos propulsores de la misma, el piloto es capaz de mantener el control de la aeronave a través de la deflexión del timón de dirección como única operación, es decir, sin que esta acción requiera habilidades extraordinarias de pilotaje. Esta velocidad está íntimamente relacionada con la longitud de la pista de despegue. Es decir, el estabilizador vertical de una aeronave se diseñará para que, en la fase de despegue, si el avión ha superado su velocidad mínima de control y se produce un fallo de grupo propulsor, su superficie aerodinámica en combinación con la actuación en el timón de dirección puedan absorber el momento de guiñada que se produce sobre la aeronave como consecuencia del empuje asimétrico al que se ve sometida, manteniendo la estabilidad direccional necesaria para realizar la maniobra de despegue con éxito. Por debajo de esta velocidad mínima de control el avión deberá cumplir el requerimiento de ser capaz de realizar una maniobra de frenado con éxito, es decir, dentro de la longitud de la pista y cumpliendo con todas las normativas de seguridad para los pasajeros.

40 Teniendo en cuenta las premisas anteriores, es deseable que la velocidad mínima de control sea lo más baja posible, de tal manera que el avión pueda operar en pistas con longitudes menores. El disponer de menores velocidades mínimas de control lleva implícito que la superficie del estabilizador vertical y la superficie y potencia del timón de dirección sean mayores, lo cual supone una penalización en peso y en resistencia aerodinámica, además de incrementar los costes de fabricación, el peso resultante de la estructura y el gasto de combustible en vuelo. La presente invención resuelve estos inconvenientes, de tal manera que proporciona mayor superficie de timón en caso de fallo de motor pero manteniendo la superficie mínima para los requerimientos de aeronavegabilidad de la aeronave en las demás condiciones y

regímenes de vuelo, y por tanto no produciendo una penalización en aumento de resistencia aerodinámica y como consecuencia un aumento de gasto de combustible y de eficiencia en el empuje de los grupos propulsores.

Como se ha explicado anteriormente, se han desarrollado varias invenciones que intentan reducir el tamaño del estabilizador vertical y mantener las características de control direccional de la aeronave a través del aumento de las superficies de control aerodinámicas de las alas, como por ejemplo las de los documentos WO 03/016133 A1, US 2007/0102587, US 4,132,375 ó la del documento US 5,375,793, anteriormente mencionado. Este tipo de soluciones aumenta la complejidad de los sistemas de control del avión y limita la capacidad de reacción y pilotaje de la tripulación a la deflexión máxima del timón de dirección, maniobra insuficiente en el caso de no estar conjugada con la activación de los sistemas descritos. Por otro lado, el uso de spoilers o alerones (superficies aerodinámicas de las alas) puede crear un momento de balanceo en la aeronave, el cual se controlará a través del uso de otras superficies, lo cual dará lugar, bien a un aumento innecesario de carga de trabajo para el piloto, bien a una mayor complejidad de los sistemas automáticos de control de vuelo. Es decir, el aumento de las superficies aerodinámicas de control en el ala conlleva un aumento de la resistencia aerodinámica y por tanto disminuye la capacidad de empuje de los motores, es decir, la capacidad del avión de acelerar en un momento crítico en el que esta característica puede resultar decisiva. Otro de los inconvenientes de disponer de más superficies aerodinámicas sobre la aeronave es que su actuación lleva a un aumento considerable del ruido. Este tipo de problemas descritos pueden aumentar exponencialmente si, como recoge el documento US 2006/0284022, extendemos el uso de estas superficies aerodinámicas a otras partes constitutivas de la aeronave, como puede ser el fuselaje o el conjunto de cola.

Otra de las ventajas de la presente invención respecto a otras existentes es su simplicidad. Existen numerosas invenciones (US 2,643,833, US 5,681,010, US 2,941,752) que reivindican el concepto de adaptar el área del conjunto de cola en función de la fase de vuelo en la que se encuentre la aeronave, pero añaden gran cantidad de elementos mecánicos a la estructura, lo que conlleva el aumento de peso del conjunto y por tanto una peor eficiencia energética, así como diversos inconvenientes, como puede ser una penalización a la hora de realizar el centrado de la aeronave.

La presente invención está orientada a la solución de los inconvenientes anteriormente planteados.

## Sumario de la invención

La presente invención se refiere a una solución técnica que mejora, especialmente en la fase de despegue (velocidades de la aeronave muy bajas) aunque también en el resto de fases del vuelo, el comportamiento de una aeronave cuando se induce sobre ella un momento de guiñada no previsto por causas propias del avión como es el fallo de uno de sus motores, si bien este momento de guiñada también puede deberse a la descompensación del transporte de cargas externas o debido a factores externos a la aeronave, como por ejemplo viento cruzado o inundación de parte de la pista de despegue.

Así, el objetivo de la invención según lo reivindicado en la reivindicación 1 es la reducción del área de la superficie estabilizadora y de control direccional de aeronave, que comprende un estabilizador vertical y un timón de dirección, en concreto la reducción de la superficie del estabilizador vertical, sin influir en los requerimientos de la citada superficie estabilizadora y de control direccional como superficie de control. La invención consigue este objetivo a través de una superficie estabilizadora y de control direccional en la cual se persigue la adecuación de la superficie del timón de dirección fundamentalmente en la fase de despegue de la aeronave y en condiciones en las que el avión está sometido a un fuerte momento de guiñada como consecuencia del fallo de uno de sus grupos propulsores, o derivado del transporte de cargas externas, de la inundación de parte de la pista de despegue o de los efectos de un viento cruzado, entre otros.

Una de las ventajas de la invención es su sencillez de aplicabilidad en aeronaves de uso civil disponibles en la actualidad, así como su baja influencia sobre el resto de superficies aerodinámicas de la aeronave, tanto en su uso como en la automatización de su control.

La invención consigue los objetivos anteriores a través de una superficie estabilizadora y de control direccional, comprendiendo dicha superficie un estabilizador vertical y un timón de dirección, tal que el timón de dirección es deflectable con respecto a la estructura del estabilizador vertical, comprendiendo a su vez dicho timón de dirección un perfil interior extraíble con respecto a la estructura del propio timón de dirección, pudiendo a su vez abrirse la estructura del timón de dirección tal que permita la extracción del perfil interior del mismo, cerrándose dicha estructura una vez que se ha extraído por completo el perfil interior, tal que el timón de dirección, tanto en su configuración extendida o retraída, conserve sus propiedades de superficie aerodinámica y continuidad de flujo. La superficie estabilizadora y de control direccional de la aeronave comprende:

- un sistema de deflexión que permite la deflexión del timón de dirección con respecto al estabilizador vertical, estando dicho sistema de deflexión anclado por un lado a la estructura del estabilizador vertical y sujeto por otro lado a una cogida en el timón de dirección;
- un sistema de actuación que permite el movimiento del perfil interior del timón de dirección en la dirección longitudinal del citado timón permitiendo, por tanto, la extensión del timón de dirección según su eje longitudinal, estando el citado sistema de actuación anclado por un lado en la propia estructura del timón de dirección y, por otro lado, cogido al perfil interior del timón;

- un sistema de actuación de la propia estructura del timón de dirección, que permite la apertura de dicho timón para permitir así la posterior extracción del perfil interior del mismo, así como el cierre posterior de la estructura del timón una vez que el perfil interior se ha retraído.

5 Con una configuración tal, se consigue el aumento de la superficie aerodinámica de control de la superficie estabilizadora y de control direccional por requerimientos de controlabilidad de la aeronave a bajas velocidades y ante fuertes momentos de guiñada poco frecuentes provocados por causas propias de la aeronave, como es el fallo de uno de sus grupos propulsores, o por causas externas a la configuración de la aeronave, como la descompensación de pesos por transporte de mercancías, la existencia de fuerte viento cruzado o inundación de parte de la pista de despegue, consiguiéndose al mismo tiempo con dicha configuración, cuando el timón de dirección está retraído, una superficie aerodinámica óptima para condiciones de vuelo normales.

10 La presente invención se fundamenta así en la reducción del sobredimensionado del estabilizador vertical causado por su requerimiento de controlabilidad a bajas velocidades y ante momentos fuertes de guiñada a través de una superficie en la cual el timón de dirección es extensible, consiguiéndose el objetivo de la reducción del área del conjunto de cola sin aumentar en gran medida la complejidad real de la estructura ni de los sistemas de control de vuelo, lo que da lugar a una reducción efectiva de peso y de la resistencia aerodinámica, y, por tanto, del consumo de combustible y del ruido.

15 Otras características y ventajas de la presente invención se desprenderán de la descripción detallada que sigue de realizaciones ilustrativas de su objeto en relación con las figuras que se acompañan.

### Descripción de las figuras

20 La Figura 1 muestra en esquema y en perfil una superficie estabilizadora y de control direccional con el timón de dirección retraído con respecto al estabilizador vertical, según la presente invención.

Las Figuras 2a y 2b muestran en esquema y en perfil una superficie estabilizadora y de control direccional con el timón de dirección extendido de dos modos diferentes, con respecto al estabilizador vertical, según la presente invención.

Las Figuras 3a y 3b muestran en esquema y en planta una superficie estabilizadora y de control direccional con el timón de dirección retraído, mediante una primera realización de la presente invención.

25 Las Figuras 4a y 4b muestran en esquema y en planta una superficie estabilizadora y de control direccional con el timón de dirección extendido, mediante una primera realización de la presente invención.

Las Figuras 5a y 5b muestran en esquema y en planta una superficie estabilizadora y de control direccional con el timón de dirección retraído y extendido, respectivamente, mediante una segunda realización de la presente invención.

30 Las Figuras 6a y 6b muestran en esquema y en planta una superficie estabilizadora y de control direccional con el timón de dirección retraído y extendido, respectivamente, mediante una tercera realización de la presente invención.

Las Figuras 7a y 7b muestran en esquema y en planta una superficie estabilizadora y de control direccional con el timón de dirección retraído y extendido, respectivamente, mediante una cuarta realización de la presente invención.

Las Figuras 8a y 8b muestran en esquema y en planta una superficie estabilizadora y de control direccional en la que se muestra el sistema de actuación de la estructura del timón de dirección, según la presente invención.

### 35 Descripción detallada de la invención

Según se observa en la Figura 1, la cual corresponde a una representación en esquema y en perfil de una superficie estabilizadora y de control direccional, dicha superficie comprende un estabilizador vertical 2 situado en la parte trasera de una aeronave 1, y un timón de dirección 3. Como es sabido, el estabilizador vertical 2 proporciona estabilidad direccional a la aeronave, mientras que, a través del timón de dirección 3, se consigue un control latero-direccional de dicha aeronave. Teniendo en cuenta la influencia de la superficie estabilizadora y de control direccional en la aeronavegabilidad de un avión, en el diseño de un estabilizador vertical 2 de una aeronave se considera un factor decisivo que repercutirá en su tamaño final: dicho factor viene dado por la posibilidad de que se produzca un fallo en uno de los grupos propulsores de la aeronave, lo cual producirá un fuerte momento de guiñada en la aeronave en cuestión. A través del estabilizador vertical 2 y de la potencia de deflexión y actuación del timón de dirección 3, se deben asegurar la estabilidad y el control direccional de la aeronave, lo cual está directamente relacionado con la superficie aerodinámica, y por tanto dimensional, de dicho estabilizador vertical 2 y de dicho timón de dirección 3. En regímenes de vuelo normales, los requerimientos de estas superficies aerodinámicas, estabilizador 2 y timón 3, serán menores, con lo que el estabilizador vertical 2 y el timón de dirección 3 estarán sobredimensionados respecto a estos requerimientos.

50 De este modo, en las Figuras 2a y 2b se puede observar en esquema y en perfil el estabilizador vertical 2 con el timón de dirección 3 extendido según la presente invención, por tanto con los requerimientos aerodinámicos necesarios para el caso de fallo de un grupo propulsor. En la Figura 1 se puede observar el timón de dirección 3 retraído y por tanto con los requerimientos aerodinámicos suficientes para regímenes de vuelo en condiciones normales. Se debe poner de manifiesto que a través de la presente invención también se absorben los momentos de guiñada anormalmente

elevados causados por causas externas al avión, como son fuertes vientos laterales o inundaciones de parte de la pista de despegue, o por causas internas del avión, como la descompensación de pesos por transporte de mercancías. Es decir, se consigue que la aeronave tenga los requerimientos aerodinámicos y de control necesarios, pero con un estabilizador vertical 2 y timón de dirección 3 con menor superficie en condiciones de vuelo normales que una aeronave convencional, lo cual supone una menor resistencia aerodinámica, una mejor eficiencia energética, así como una reducción de la contaminación acústica.

Como se puede observar en las Figuras 2a y 2b, se adjuntan dos ilustraciones diferentes de la extensión del timón de dirección 3 con respecto al estabilizador vertical 2 de una aeronave, tal que la extensión de dicho timón 3 no tiene por qué producirse necesariamente de manera totalmente paralela al plano lateral del timón de dirección, ni tiene por qué ser totalmente simétrica.

Las Figuras 3a y 3b muestran dos posiciones en esquema y en planta del timón de dirección 3 de una aeronave, en su modo retraído, según una primera realización de la presente invención. Las dos posiciones del timón de dirección 3 de las Figura 3a y 3b son: sin deflectar (ó deflexión 0°) en la Figura 3a, y deflectado en la Figura 3b. En dichas Figuras también se observa parte de la planta del estabilizador vertical 2 y de su cajón de torsión 4. El timón de dirección 3 está anclado en la superficie del estabilizador vertical 2 de manera convencional. Así, se dispone de un sistema de deflexión 30 que comprende al menos dos actuadores 7, estando cada actuador 7 anclado al cajón de torsión 4 del estabilizador vertical 2 a través de un herraje del tipo 8, y al timón de dirección 3 a través de una cogida 9. A través del sistema de deflexión 30 se consigue la deflexión del timón de dirección 3 adecuada. El timón de dirección 3 comprende a su vez un perfil interior 10, estructura fundamental para el aumento de superficie aerodinámica en el momento de la extensión del timón de dirección 3.

Las Figuras 4a y 4b muestran dos posiciones en esquema y en planta del timón de dirección 3 de una aeronave en su modo extendido, según una primera realización de la presente invención (Figuras 3a y 3b). Al igual que en las Figuras 3a y 3b, las dos posiciones del timón de dirección 3 de las Figuras 4a y 4b son: sin deflectar (Figura 4a), y deflectado (Figura 4b). En las citadas Figuras 4a y 4b se puede observar también con precisión la primera realización de la presente invención. El perfil interior 10 del timón de dirección 3 es guiado, fijado a la estructura del timón 3 y controlado a través de un sistema de actuación 40. El sistema de actuación 40 comprende al menos un actuador 47, si bien preferiblemente habrá dos actuadores 47, estando cada actuador 47 anclado a la estructura del timón de dirección 3 a través de un herraje 48, y al perfil interior 10 del timón de dirección 3 a través de una cogida 49.

Por tanto, como se desprende de las Figuras 3a, 3b, 4a y 4b, que corresponden a una primera realización de la invención, el timón de dirección 3 será deflectado de manera convencional a través del sistema de deflexión 30. En condiciones de vuelo normales, se dispondrá de un timón de dirección 3 como el mostrado en las Figuras 3a y 3b, con la diferencia de que su superficie aerodinámica será menor que la que tendría un timón de dirección convencional, con lo que se reduce así la resistencia aerodinámica a la que se ve sometida la estructura de la superficie estabilizadora y de control direccional y se mejora la eficiencia energética de la misma. Ante fuertes momentos de guiñada provocados por circunstancias adversas, no programadas y poco frecuentes como el fallo de uno de los grupos propulsores de la aeronave, se deflecta el perfil interior 10 del timón de dirección 3 mediante el sistema de actuación 40, como se observa en las Figuras 4a y 4b, de tal manera que se dispone de la superficie aerodinámica de control direccional requerida. Cuando las condiciones de vuelo se reestablecen, se puede retraer el perfil interior 10 del timón de dirección 3 y continuar con el vuelo. El mantenimiento de la estructura interna del timón de dirección 3 será similar a la zona de deflexión del propio timón 3, lo cual prácticamente no incrementará los costes derivados de esta operación.

Las Figuras 5a y 5b muestran dos posiciones en esquema y en planta del timón de dirección 3 de una aeronave según una segunda realización de la presente invención. Las dos posiciones del timón de dirección 3 de las Figuras 5a y 5b son: con el perfil interior 10 retraído (Figura 5a) y con el perfil interior 10 extendido (Figura 5b). En esta segunda realización de la invención se ha modificado la forma del perfil interior 10 del timón de dirección 3, tal que se consigue con esta configuración reducir el peso de la estructura manteniendo al mismo tiempo las características aerodinámicas y de anclaje que ha de cumplir. El perfil interior 10 según esta segunda realización dispondrá además de dos ranuras simétricas 14 y 15 en su superficie que ayudarán a mantener la continuidad del flujo en el timón de dirección 3 cuando éste se encuentre en su modo extendido. Esta nueva forma del perfil interior 10 según la segunda realización podrá también emplearse en la primera realización mencionada.

Se hace notar que en las Figuras 5a y 5b, así como en las Figuras correspondientes a las realizaciones tercera y cuarta de la invención, no se ha representado, por simplificación, el sistema de deflexión 30 del timón de dirección 3 (puesto que además se trata de un sistema de deflexión convencional).

Como se puede observar en las Figuras 5a y 5b, correspondientes a una segunda realización de la presente invención, comprende un sistema de actuación 40 para la extensión y la retracción del perfil interior 10 del timón de dirección 3 que comprende al menos un actuador 57, estando dicho actuador 57 anclado a la estructura del timón de dirección 3 a través de un herraje del tipo 58, y al perfil interior 10 del timón de dirección 3 a través de una cogida 59. A través del sistema de actuación 40 anterior, se consigue extender y retraer el perfil interior 10 y por tanto aumentar o reducir la superficie aerodinámica del timón de dirección 3 en función de las circunstancias explicadas anteriormente.

En esta segunda realización de la invención (Figuras 5a y 5b) se incorpora además un sistema de guiado 17 del movimiento del perfil interior 10 del timón de dirección 3. El sistema de guiado 17 comprende un sistema de rodamientos 18 y una barra 19. La barra 19 está unida al perfil interior 10, de tal manera que cuando el sistema de actuación 40 induce un movimiento de traslación sobre el perfil interior 10 del timón 3, el movimiento de dicho perfil 10 está guiado por el sistema 17. El sistema de rodamientos 18 permite un único movimiento, según el eje longitudinal del timón de dirección 3, de la barra 19 y por tanto del perfil interior 10. El uso de este sistema de guiado 17 permite que no sea necesario disponer de al menos dos actuadores 7 (primera realización), y asegura un correcto movimiento de la barra 19 y por tanto del perfil interior 10 en condiciones de requerimientos de altas cargas aerodinámicas sobre el timón de dirección 3, gracias al sistema de rodamientos 18.

Las Figuras 6a y 6b muestran dos posiciones en esquema y en planta del timón de dirección 3 de una aeronave según una tercera realización de la presente invención. Las dos posiciones del timón de dirección 3 de las Figuras 6a y 6b son: con el perfil interior 10 retraído (Figura 6a), y con el perfil interior 10 extendido (Figura 6b). El sistema de actuación 40 del perfil interior 10 varía en esta realización respecto a las anteriormente mostradas. En esta tercera realización se conserva el sistema de guiado 17 del movimiento del perfil interior 10 que comprende un sistema de rodamientos 18 y una barra 19, pero sustituye el sistema de actuación 40 por un doble dispositivo que comprende un dispositivo elástico 20 (típicamente un muelle) y un sistema de movimiento controlado por cable 21.

El sistema elástico 20 está anclado al timón de dirección 3 a través de un herraje 68 y al perfil interior 10 a través de una cogida 69. El sistema elástico 20 será típicamente un muelle de compresión. Tanto el herraje 68 como la cogida 69 son similares a los descritos para la primera realización, siendo su misión la de anclaje del sistema de actuación 40 al cajón de torsión 4 del estabilizador vertical 2 y al timón de dirección 3, respectivamente.

El sistema de movimiento controlado por cable 21 comprende un cable 22 unido a la estructura del perfil interior 10 y un motor 23 con sistema de recogida de cable que se encuentra anclado a la estructura interna del timón de dirección 3. El motor 23 con sistema de recogida de cable permite la suelta controlada y completa del cable 22 mediante accionamiento.

Por tanto, el funcionamiento de las Figuras 6a y 6b correspondiente a la tercera realización de la invención consistirá en la extensión y retracción del timón de dirección 3 a través del sistema elástico 20 y el sistema de movimiento controlado por cable 21, junto con el soporte del sistema de guiado 17. De este modo, cuando sea necesario extender el timón de dirección 3 del estabilizador vertical 2 por requerimientos de vuelo se liberará en el motor 23 el movimiento del cable 22 de tal manera que el sistema elástico 20 actuará e inducirá un movimiento rápido en el perfil interior 10, que será además un movimiento controlado por el sistema de guiado 17, lo cual dará lugar a que el timón de dirección 3 adquiera su configuración de extensión. Cuando las condiciones de vuelo permitan la reducción del área del estabilizador vertical 2, se retraerá el perfil interior 10 a través de la recogida del cable 22 mediante la actuación del motor 23. Tanto el movimiento de extensión como el de retracción del perfil interior 10 del timón de dirección 3 estarán controlados por el sistema de guiado 17 que permitirá un adecuado desplazamiento del timón de dirección 3 incluso en condiciones de altas cargas aerodinámicas sobre la estructura del estabilizador vertical 2.

Las Figuras 7a y 7b muestran dos posiciones en esquema y en planta del timón de dirección 3 de una aeronave según una cuarta realización de la presente invención. Las dos posiciones del timón de dirección 3 de las Figuras 7a y 7b son: con el perfil interior 10 retraído (Figura 7a), y con el perfil interior 10 extendido (Figura 7b). El sistema de actuación 40 del perfil interior 10 varía en esta realización respecto a las anteriormente mostradas: en esta realización se conserva el sistema de guiado 17, así como el sistema elástico 20 (típicamente un muelle), cuyo funcionamiento se ha descrito anteriormente, pero se sustituye el sistema de movimiento controlado por cable 21 por un dispositivo pirotécnico 24 de rotura de cable. El sistema elástico 20 está anclado al timón de dirección 3 y al perfil interior 10, siendo típicamente un muelle de compresión.

El dispositivo pirotécnico 24 de rotura de cable comprende un cable de rotura pirotécnica 25 y un sistema pirotécnico 26. El dispositivo pirotécnico 24 es de un único uso, siendo necesario su recambio en la siguiente operación de mantenimiento de la aeronave debido a que se produce la rotura del cable 25.

El funcionamiento descrito en las Figuras 7a y 7b correspondiente a la cuarta realización de la invención consistirá en la extensión del perfil interior 10 del timón de dirección 3 a través del sistema elástico 20 y el dispositivo pirotécnico 24 de rotura de cable con el soporte del sistema de guiado 17. De este modo, cuando sea necesario extender el timón de dirección 3 del estabilizador vertical 2 por requerimientos de vuelo, se accionará el sistema pirotécnico 26 que dará lugar a la rotura del cable 25 de tal manera que el sistema elástico 20 actuará e inducirá un movimiento muy rápido en el perfil interior 10 controlado por el sistema de guiado 17 que permitirá que el timón de dirección 3 adquiera su configuración de extensión.

La cuarta realización de la invención descrita en las Figuras 7a y 7b muestra el uso de un sistema de actuación 40 del timón de dirección 3 sin posibilidad de retracción hasta la siguiente operación de mantenimiento. La razón de que este dispositivo sea de un solo uso radica en la excepcionalidad de la necesidad del aumento de la superficie del estabilizador vertical 2 de una aeronave de manera extremadamente rápida. Cuando se dé la situación excepcional y poco probable de fallo de uno de los grupos propulsores o de un fuerte momento de guiñada como consecuencia del transporte de cargas o por fuerte viento cruzado o inundación de parte de la pista de despegue, se accionará el

dispositivo de extensión 40 del timón de dirección 3 de un solo uso anterior. Una vez accionado dicho dispositivo 40, el piloto dispondrá de una superficie aerodinámica adecuada en el timón de dirección 3 para, a través de su actuación y control mediante los instrumentos de vuelo, continuar en régimen normal de vuelo. Es adecuado destacar también que el hecho de que el dispositivo se accione por rotura de cable dará lugar a que el movimiento de extensión del timón de dirección 3 sea más rápido, característica muy importante en condiciones de vuelo críticas.

El hecho de que cuando los requerimientos de vuelo se reestablecen en niveles normales el timón de dirección 3 resulta sobredimensionado no afecta en absoluto a la seguridad o viabilidad del vuelo; únicamente y, como ocurre en las aeronaves comerciales presentes en la actualidad diseñadas según requerimientos de control, este sobredimensionado llevará implícito un aumento de la resistencia aerodinámica que supondrá un aumento en el gasto de combustible. Por el contrario, el hecho de utilizar una configuración como la de la cuarta realización de la invención e ilustrada en las Figuras 7a y 7b lleva asociadas una serie de ventajas durante el resto de horas de vuelo del avión, las cuales suponen la inmensa mayoría del total. Estas ventajas quedan resumidas en dos fundamentales: el sistema de la invención es más sencillo en cuanto a uso y mantenimiento y, por tanto, más fiable, y es además menos pesado que el ilustrado en las realizaciones anteriores de la presente invención.

Por las razones expuestas, esta cuarta realización de la invención está orientada fundamentalmente a suplir los requerimientos como consecuencia del fallo de uno de los grupos propulsores de la aeronave en cualquiera de las fases de vuelo de la misma. Como este hecho es excepcional, el sistema de actuación en este caso será rápido, efectivo y de un único uso, requiriendo una operación de mantenimiento para llevar a cabo su reactivación una vez que la aeronave se encuentre en posición de estacionamiento.

En todas las realizaciones anteriores, es necesario, para que tenga lugar el despliegue del perfil interior 10 del timón de dirección 3, que la propia estructura del timón 3 se abra, para permitir así dicho despliegue. Una vez que el perfil interior 10 se ha extendido, la estructura abierta del timón de dirección 3 se volverá a cerrar, encajando con el perfil interior 10 desplegado, de tal manera que el timón de dirección 3, con el perfil 10 y junto con el estabilizador vertical 3, constituyan una superficie aerodinámica única y solidaria con continuidad de flujo que permita el control direccional perseguido en la aeronave.

Esto puede conseguirse de dos maneras diferentes, bien mediante el empleo en el timón 3 de las "Shape Memory Alloys" (SMA), o bien mediante un sistema de actuación 70 que actuará sobre la estructura del timón de dirección 3.

Así, se pretende definir el tipo de estructura empleada en el timón de dirección 3 tal que permita su adaptación y cambio de forma en el borde de salida cuando se lleve a cabo una extensión del perfil interior 10 a través de cualquiera de las realizaciones anteriores mencionadas. Es decir, la estructura del timón de dirección 3 deberá adaptarse en función de la posición del perfil interior 10, manteniendo sus características de superficie aerodinámica, como la continuidad de flujo.

La primera solución a este requerimiento del timón de dirección 3 para adaptarse a la superficie del perfil interior 10 es el uso de las denominadas "Shape Memory Alloys (SMA)" en las partes 79, 80 de la estructura del timón 3. Existen documentos conocidos en el estado de la técnica relacionados con este tipo de aleaciones: a modo de referencia, se indica que los inventos relacionados con las SMA van desde aquellos que describen los constituyentes y características de las mismas desde el punto de vista de materiales en el documento US 4,144,057, y desde el punto de vista de aplicación estructural, en los documentos US 5,440,193, US 7,017,345, US4,411,711 ó US6,574,958, entre otros.

La característica principal que hace a las SMA aplicables a las realizaciones de la presente invención es que este tipo de aleaciones recuperan su forma inicial una vez cesa la fuerza que las deforma durante un período de tiempo. La posición de reposo de la estructura del timón 3 (de las partes 79, 80 del citado timón 3) y por tanto de la aleación SMA empleada en la fabricación de la misma correspondería a la posición de retracción del timón de dirección 3, ilustrada en la Figura 1. Es decir, la estructura del timón 3 se encontraría en posición de reposo en la inmensa mayoría del tiempo de vuelo. Si por requerimientos excepcionales y poco frecuentes es necesario extraer el timón de dirección 3, en concreto el perfil interior 10 de dicho timón 3, del estabilizador vertical 2 para aumentar la superficie aerodinámica de control latero-direccional, de la aeronave, se accionaría cualquiera de los sistemas de actuación del perfil interior 10 del timón de dirección 3 descritos anteriormente, adaptándose la estructura del borde de salida de dicho timón 3 al contorno del perfil interior 10 manteniendo la continuidad de flujo de la nueva estructura aerodinámica formada. Una vez que las condiciones permitan retraer nuevamente el perfil interior 10 del timón de dirección 3, la estructura adoptaría su posición de reposo inicial (Figura 1).

La segunda solución propuesta al requerimiento de adaptabilidad de la superficie del timón de dirección 3 se ilustra en las Figuras 8a y 8b.

Las Figuras 8a y 8b muestran dos posiciones en esquema y en planta de esta segunda solución estructural para el timón de dirección 3. Las dos posiciones del timón de dirección 3 de las Figuras 8a y 8b son: con la estructura del perfil interior 10 del timón de dirección 3 retraído (Figura 8a), y con la estructura del perfil interior 10 del timón 3 preparada para la configuración de extensión (Figura 8b). El sistema de actuación del perfil interior 10 puede ser según cualquiera de las cuatro realizaciones preferidas anteriormente citadas.

Esta segunda solución estructural propuesta consiste en la utilización de un timón de dirección 3 en el cual su superficie está dividida según su eje longitudinal en aproximadamente el 75% de la cuerda geométrica del timón 3 desde el borde

de salida de la posición de retracción. Por tanto, se dispondrá de una superficie del timón 3 con posibilidad de apertura en sus dos partes 79, 80 para su adaptación al perfil interior 10 del timón 3 en su posición de extensión, según se ilustra en la Figura 2. Para poder llevar a cabo la apertura estructural encaminada a la adaptación del perfil interior 10 se utilizará un sistema de actuación 70 que comprende dos actuadores, 71 y 72, similares al actuador 7 de la Figura 3a. Estos actuadores 71 y 72 están así anclados a la estructura interna del timón de dirección 3 a través de unos puntos de cogida 73, 74, 75 y 76. La estructura del timón de dirección 3 comprende dos elementos 77, 78, del tipo bisagra, que permiten la apertura y adaptabilidad de la estructura del timón 3 sin influir en la continuidad del flujo, estando dichos elementos 77, 78 situados a una distancia de aproximadamente el 75% de la cuerda geométrica del timón 3 desde el borde de salida de la posición de retracción.

El funcionamiento del dispositivo de actuación 70 anterior consiste así en la apertura de la estructura del timón 3, en concretos de sus partes 79, 80, y su adaptación al contorno del perfil interior 10, cuando sea requerida la configuración extendida del estabilizador vertical 2, a través del accionamiento de los actuadores 71, 72, y según el grado de libertad permitido por los elementos 77, 78 tipo bisagra. Una vez las condiciones de vuelo lo permitan, y mediante el accionamiento de los actuadores 71, 72, se retorna a la posición de retracción del perfil interior 10 del timón de dirección 3 ilustrada en la Figura 1. El sistema anterior permite así disponer de dos configuraciones estructurales del timón de dirección 3 manteniendo las características aerodinámicas y de continuidad de flujo requeridas.

Las dos soluciones estructurales propuestas para cumplir con los requerimientos de adaptabilidad de la superficie del timón de dirección 3 son aplicables a las cuatro realizaciones anteriores descritas de la presente invención. Si tenemos en cuenta las características de las cuatro realizaciones expuestas, la primera solución estructural (empleo de materiales SMA) tiene mayor aplicabilidad en la cuarta realización de la presente invención, es decir, en el sistema de extensión del perfil interior descrito en las Figuras 7a y 7b que denominamos de un solo uso. La razón es que este sistema es más sencillo en requerimientos de mantenibilidad y su uso está muy limitado a situaciones muy excepcionales. Sin embargo, la segunda solución estructural (mediante el sistema de actuación 70 descrito en las Figuras 8a y 8b) tiene mayor aplicabilidad en las tres primeras realizaciones de la invención descritas en las Figuras 3a y 3b; 4a y 4b; 5a y 5b. Esta segunda solución estructural facilita las operaciones de mantenimiento con respecto a la primera solución descrita, haciendo más factible la operación en vuelo de extensión-retracción del perfil interior 10 del timón de dirección 3.

En las realizaciones que acabamos de describir pueden introducirse aquellas modificaciones comprendidas dentro del alcance definido por las siguientes reivindicaciones.



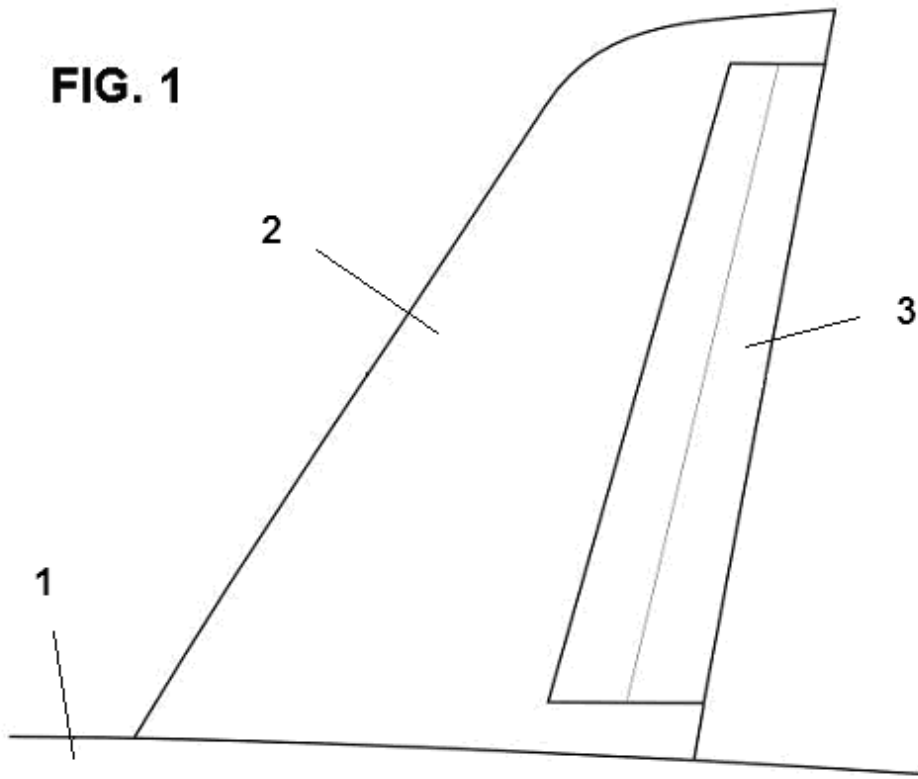
**REIVINDICACIONES**

1. Superficie estabilizadora y de control direccional de una aeronave, comprendiendo dicha superficie un estabilizador vertical (2) y un timón de dirección (3), siendo el citado timón de dirección (3) deflectable con respecto al estabilizador vertical (2), caracterizada porque el timón de dirección (3) comprende además un perfil interior (10) que es extraíble y retráctil a través de un sistema de actuación (40) con respecto al resto de la estructura del timón de dirección (3), tal que la superficie estabilizadora y de control, en la posición de retracción del perfil interior (10) del timón de dirección (3), es una superficie aerodinámica óptima en condiciones de vuelo normales, al tiempo que se consigue el aumento de la superficie aerodinámica de control del estabilizador vertical (2) por requerimientos de controlabilidad de la aeronave a bajas velocidades de la citada aeronave y ante fuertes momentos de guiñada originados sobre la misma, en la posición en la que el perfil interior (10) del timón de dirección (3) está extraído.
2. Superficie estabilizadora y de control direccional de una aeronave según la reivindicación 1 caracterizada porque el perfil interior (10) es extraíble y retráctil a través del sistema de actuación (40) con respecto al resto de la estructura del timón de dirección (3), en la dirección del eje longitudinal de dicho timón (3).
3. Superficie estabilizadora y de control direccional de una aeronave según la reivindicación 1 ó 2 caracterizada porque la estructura del timón de dirección (3) puede abrirse, tal que permite la extracción del perfil interior (10) del timón (3), cerrándose dicha estructura una vez que se ha extraído por completo el perfil interior (10), tal que el timón de dirección (3) forma con el perfil interior (10) extendido una estructura que conserva sus propiedades de superficie aerodinámica y continuidad de flujo.
4. Superficie estabilizadora y de control direccional de una aeronave según la reivindicación 3 caracterizada porque las partes (79) y (80) de la estructura del timón de dirección (3) están realizadas en una aleación del tipo "Shape Memory Alloys" (SMA).
5. Superficie estabilizadora y de control direccional de una aeronave según la reivindicación 3 caracterizada porque la estructura del timón de dirección (3) se puede abrir según su eje longitudinal en aproximadamente el 75% de la cuerda geométrica de dicho timón (3) desde el borde de salida de la posición de retracción del mismo.
6. Superficie estabilizadora y de control direccional de una aeronave según la reivindicación 5 caracterizada porque la estructura del timón de dirección (3) comprende dos partes (79, 80) que pueden abrirse en base al giro de las mismas alrededor de unas bisagras (77, 78), mediante unos actuadores (71, 72).
7. Superficie estabilizadora y de control direccional de una aeronave según cualquiera de las reivindicaciones anteriores caracterizada porque el sistema de actuación (40) comprende al menos un actuador (47, 57), anclado a la estructura del timón de dirección (3) a través de un herraje (48, 58, 68) y al perfil interior (10) del timón de dirección (3) a través de una cogida (49, 59, 69).
8. Superficie estabilizadora y de control direccional de una aeronave según cualquiera de las reivindicaciones 1-6 caracterizada porque el sistema de actuación (40) comprende un sistema elástico (20).
9. Superficie estabilizadora y de control direccional de una aeronave según cualquiera de las reivindicaciones anteriores caracterizada porque comprende un sistema de guiado (17) para el movimiento longitudinal del perfil interior (10) del timón de dirección (3) que asegure un correcto movimiento del citado perfil interior (10) en condiciones de requerimientos de altas cargas aerodinámicas sobre el timón de dirección (3).
10. Superficie estabilizadora y de control direccional de una aeronave según cualquiera de las reivindicaciones anteriores caracterizada porque comprende un sistema de guiado (17) para el movimiento longitudinal del perfil interior (10) del timón de dirección (3) que asegure un correcto movimiento del citado perfil interior (10) en condiciones de requerimientos de altas cargas aerodinámicas sobre el timón de dirección (3).
11. Superficie estabilizadora y de control direccional de una aeronave según la reivindicación 9 caracterizada porque el sistema de guiado (17) comprende un sistema de rodamientos (18) y una barra (19), estando dicha barra (19) unida al perfil interior (10), de tal manera que cuando el sistema de actuación (40) induce un movimiento de traslación sobre el perfil interior (10), el movimiento de dicho perfil (10) está guiado por el sistema 17, permitiendo el sistema de rodamientos (18) un único movimiento, según el eje longitudinal del timón de dirección (3), de la barra (19) y por tanto del perfil interior (10).
12. Superficie estabilizadora y de control direccional de una aeronave según cualquiera de las reivindicaciones anteriores caracterizada porque el sistema de actuación (40) comprende además un sistema de movimiento controlado por cable (21), comprendiendo dicho sistema (21) un cable (22) unido a la estructura del perfil interior (10) y un motor (23) con sistema de recogida de cable que se encuentra anclado a la estructura interna del timón de dirección (3).
13. Superficie estabilizadora y de control direccional de una aeronave según cualquiera de las reivindicaciones 1 a 10, caracterizada porque el sistema de actuación (40) comprende además un dispositivo pirotécnico (24) de rotura de cable, que comprende a su vez un cable de rotura pirotécnica (25) y un sistema pirotécnico (26).

5 14. Superficie estabilizadora y de control direccional de una aeronave según la reivindicación 12, caracterizada porque el sistema pirotécnico (26) es de un único uso, siendo necesario su recambio en la siguiente operación de mantenimiento de la aeronave cuando se produce la rotura del cable (25), tal que el sistema de actuación (40) actúe e induzca un movimiento muy rápido en el perfil interior (10), que permita que el timón de dirección (3) adquiera su configuración de extensión.

15. Superficie estabilizadora y de control direccional de una aeronave según cualquiera de las reivindicaciones anteriores, caracterizada porque el perfil interior (10) comprende dos ranuras (14, 15) en su superficie que ayudan a mantener la continuidad del flujo en el timón de dirección (3) cuando el perfil interior (10) del mismo se encuentra en su modo extendido.

10



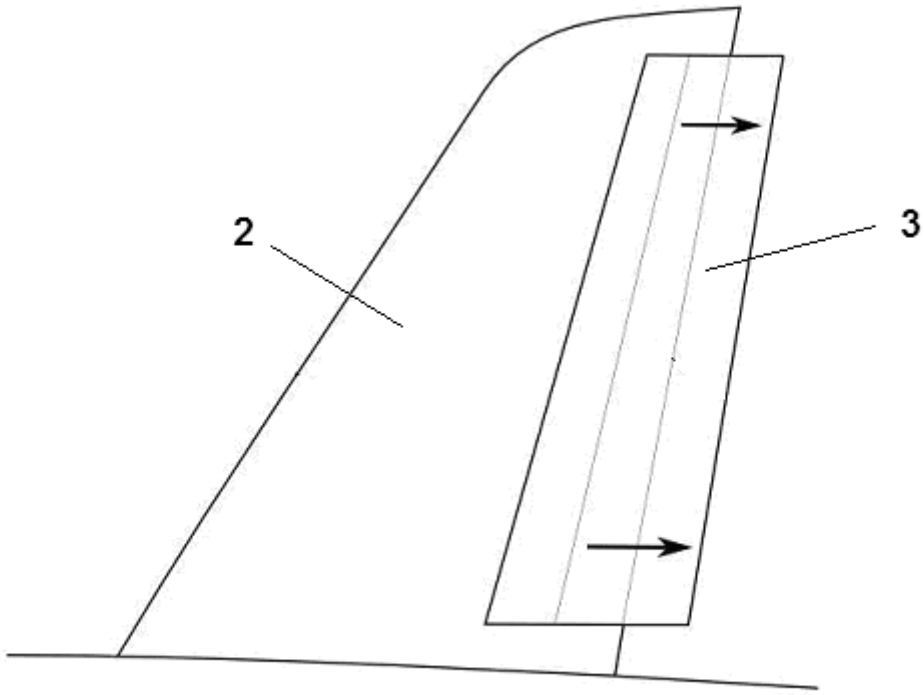


FIG. 2a

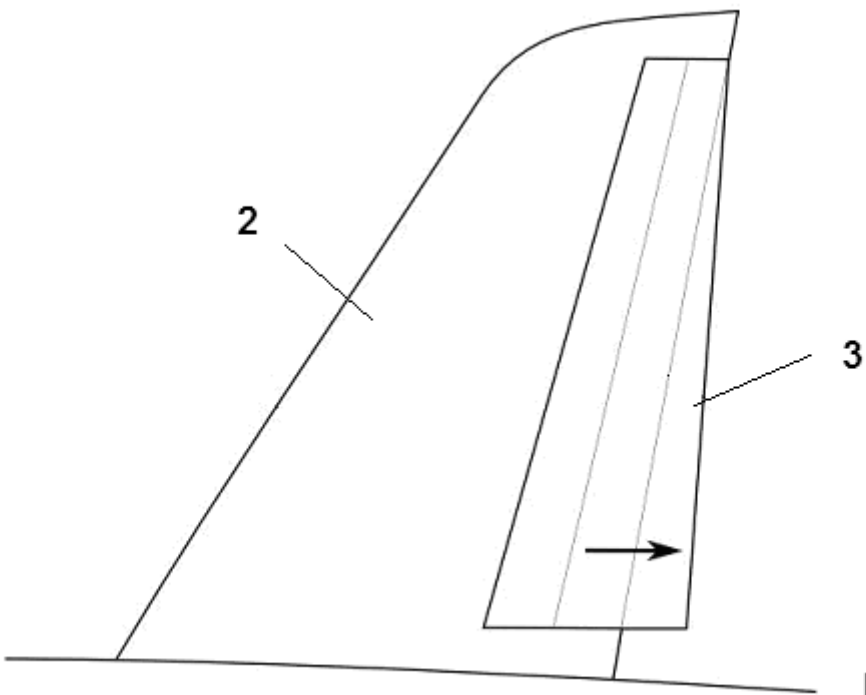


FIG. 2b

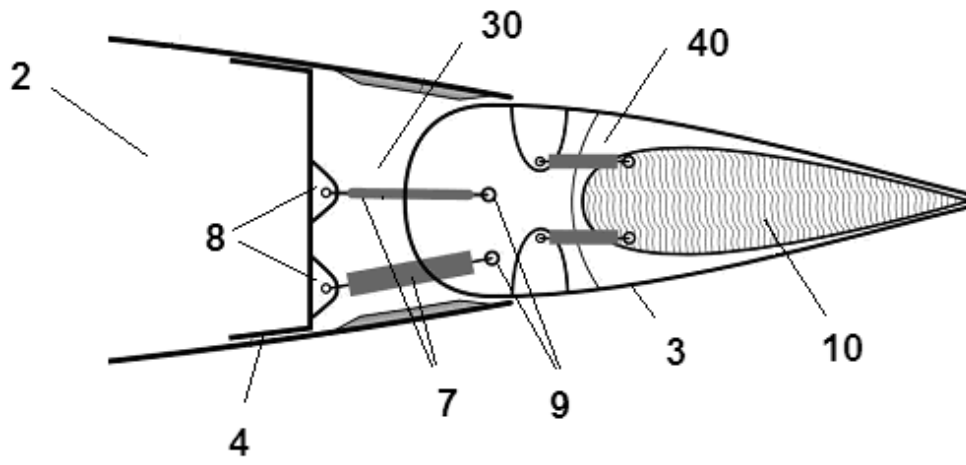


FIG. 3a

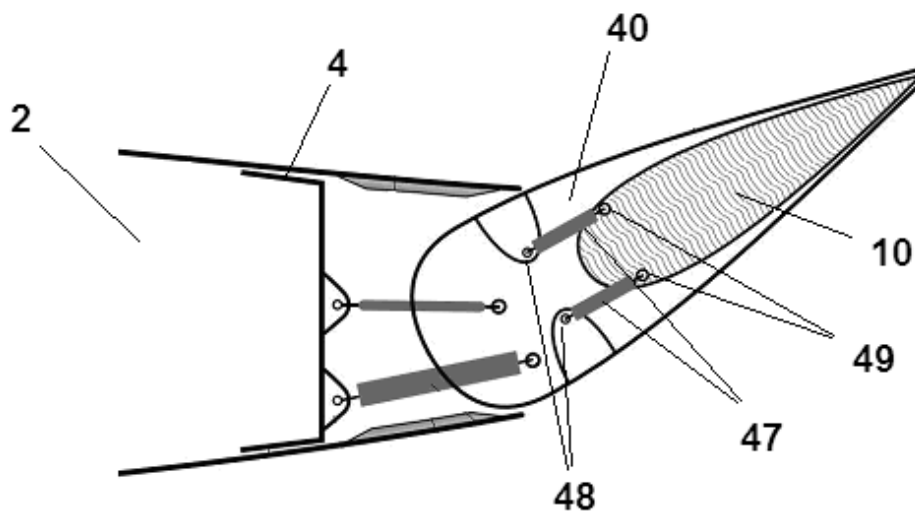


FIG. 3b

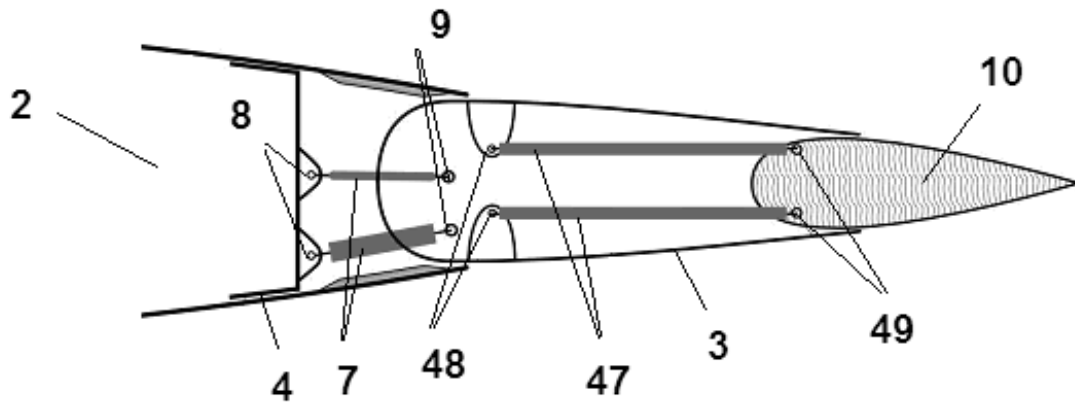


FIG. 4a

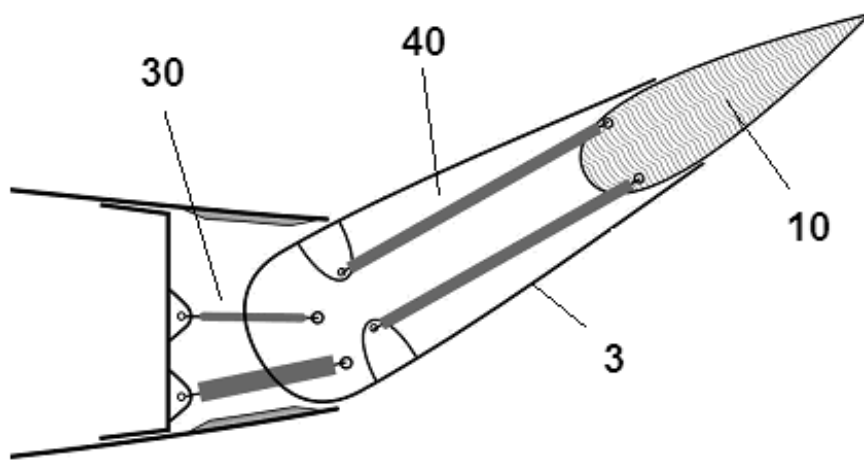


FIG. 4b

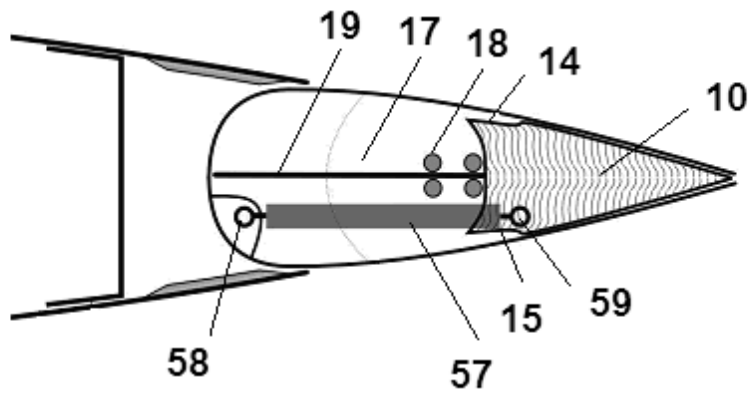


FIG. 5a

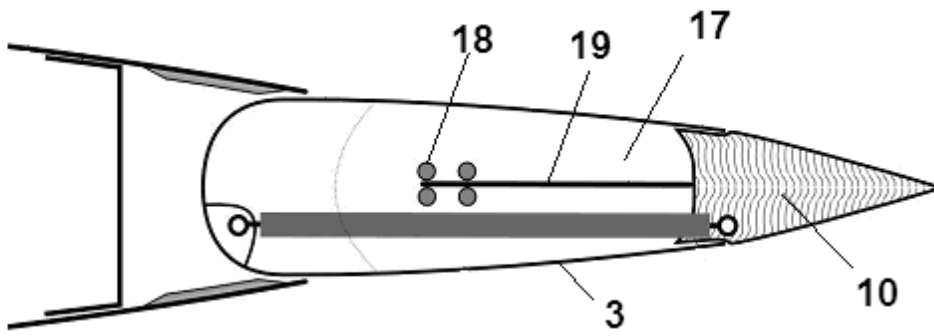


FIG. 5b

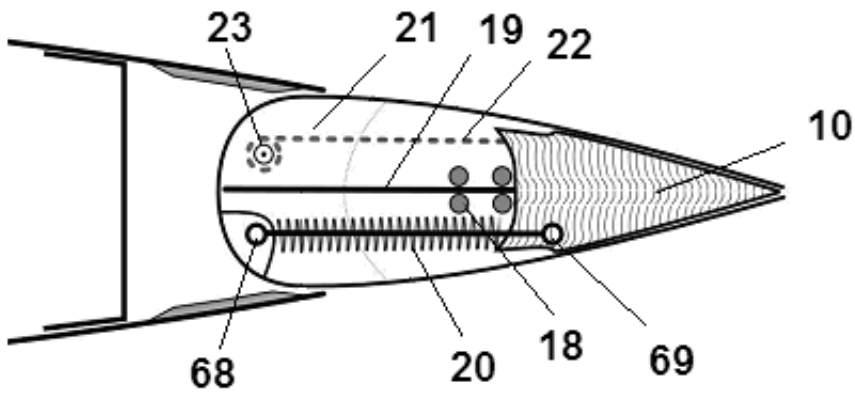


FIG. 6a

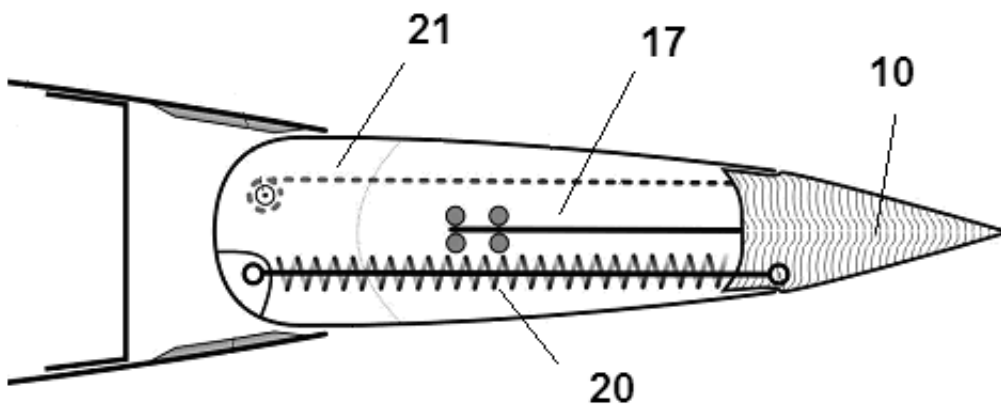


FIG. 6b



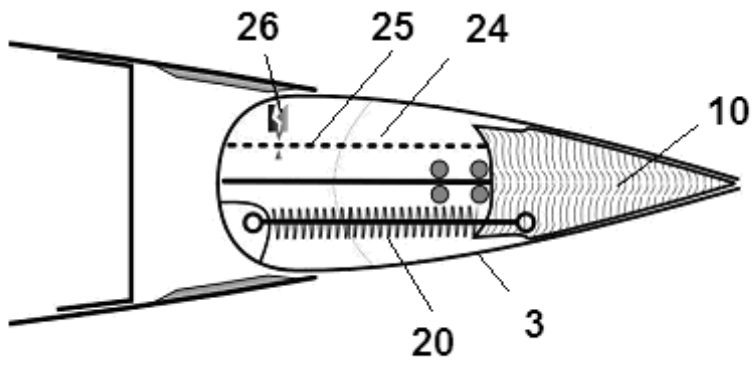


FIG. 7a

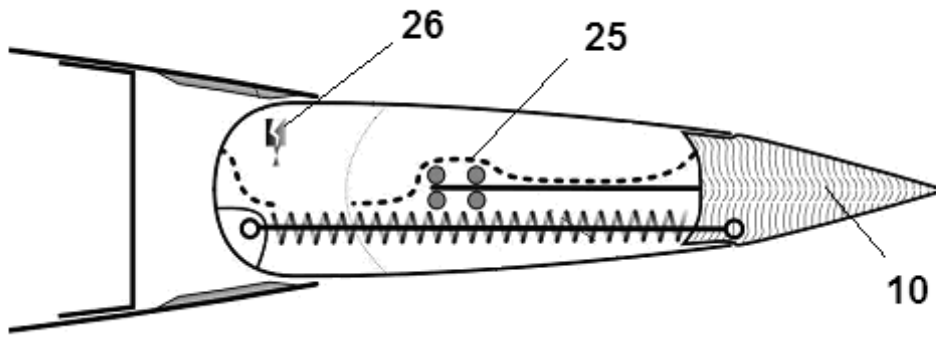


FIG. 7b

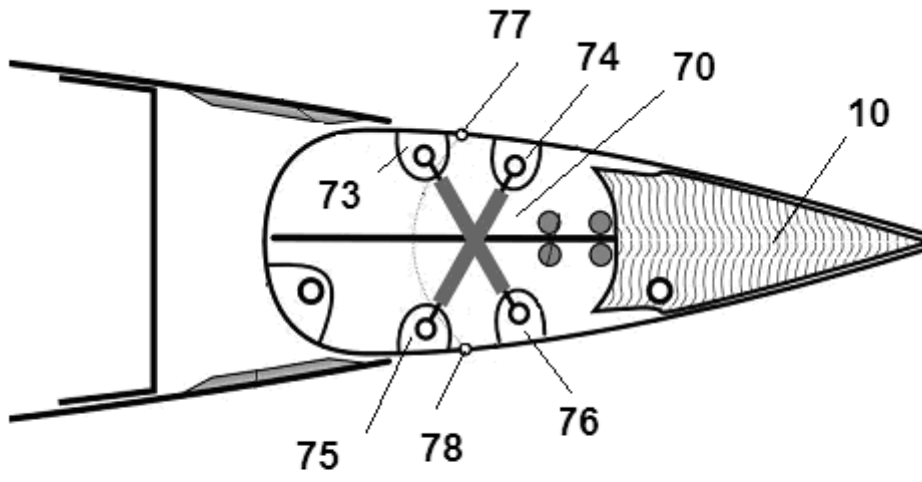


FIG. 8a

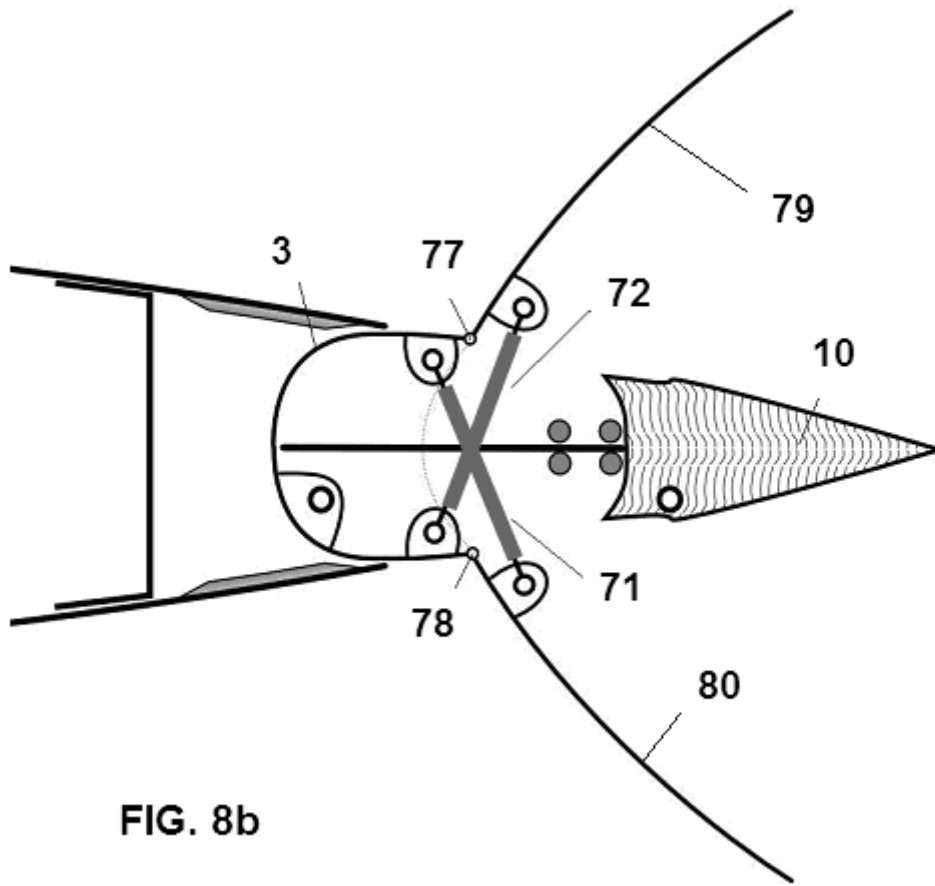


FIG. 8b