

(12) SOLICITUD INTERNACIONAL PUBLICADA EN VIRTUD DEL TRATADO DE COOPERACIÓN EN MATERIA DE PATENTES (PCT)

(19) Organización Mundial de la Propiedad
Intelectual
Oficina internacional



(43) Fecha de publicación internacional
24 de junio de 2010 (24.06.2010)

PCT

(10) Número de Publicación Internacional
WO 2010/070182 A2

(51) Clasificación Internacional de Patentes:
B64C 1/26 (2006.01) *B64C 5/02* (2006.01)

(21) Número de la solicitud internacional:
PCT/ES2009/070596

(22) Fecha de presentación internacional:
17 de diciembre de 2009 (17.12.2009)

(25) Idioma de presentación: español

(26) Idioma de publicación: español

(30) Datos relativos a la prioridad:
P200803581
17 de diciembre de 2008 (17.12.2008) ES

(71) Solicitante (para todos los Estados designados salvo US): **AIRBUS OPERATIONS, S.L.** [ES/ES]; Avda. John Lennon s/n, Getafe, E-28906 Madrid (ES).

(72) Inventores; e

(75) Inventores/Solicitantes (para US solamente): **LLAMAS SANDÍN, Raúl Carlos** [ES/ES]; C/ Maestro Turina, 3, Aranjuez, E-28300 Madrid (ES). **LUQUE BUZO, Miguel** [ES/ES]; Avda. John lennon, s/n, Getafe, E-28906 Madrid (ES).

(74) Mandatario: **ELZABURU, Alberto de;** C/ Miguel Angel, 21, E-28010 Madrid (ES).

(81) Estados designados (a menos que se indique otra cosa, para toda clase de protección nacional admisible): AE, AG, AL, AM, AO, AT, AU, AZ, BA, BB, BG, BH, BR, BW, BY, BZ, CA, CH, CL, CN, CO, CR, CU, CZ, DE, DK, DM, DO, DZ, EC, EE, EG, ES, FI, GB, GD, GE, GH, GM, GT, HN, HR, HU, ID, IL, IN, IS, JP, KE, KG, KM, KN, KP, KR, KZ, LA, LC, LK, LR, LS, LT, LU, LY, MA, MD, ME, MG, MK, MN, MW, MX, MY, MZ, NA, NG, NI, NO, NZ, OM, PE, PG, PH, PL, PT, RO, RS, RU, SC, SD, SE, SG, SK, SL, SM, ST, SV, SY, TJ, TM, TN, TR, TT, TZ, UA, UG, US, UZ, VC, VN, ZA, ZM, ZW.

(84) Estados designados (a menos que se indique otra cosa, para toda clase de protección regional admisible): ARIPO (BW, GH, GM, KE, LS, MW, MZ, NA, SD, SL, SZ, TZ, UG, ZM, ZW), euroasiática (AM, AZ, BY, KG, KZ, MD, RU, TJ, TM), europea (AT, BE, BG, CH, CY, CZ, DE, DK, EE, ES, FI, FR, GB, GR, HR, HU, IE, IS, IT, LT, LU, LV, MC, MK, MT, NL, NO, PL, PT, RO, SE, SI, SK, SM, TR), OAPI (BF, BJ, CF, CG, CI, CM, GA, GN, GQ, GW, ML, MR, NE, SN, TD, TG).

[Continúa en la página siguiente]

(54) Title: HORIZONTAL STABILISING SURFACE OF AN AIRCRAFT

(54) Título : SUPERFICIE ESTABILIZADORA HORIZONTAL DE AERONAVE

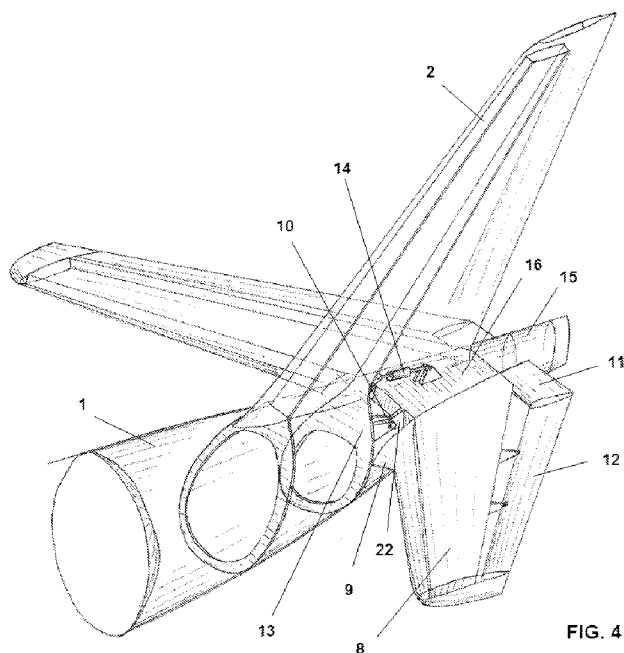


FIG. 4

(57) Abstract: The invention relates to a horizontal stabilising surface (8) of an aircraft, in which the sweep angle (40) of said surface (8) is less than 90 degrees, whereby said angle (40) is that formed by the projection of the point reference line at 25% of the local chord (19) of the horizontal stabilising surface (8) onto a plane perpendicular to the plane of symmetry (21) of the aircraft, in the flight direction of the aircraft, with respect to the plane of symmetry (21) of the aircraft, said angle (40) being measured in the flight direction of the aircraft. In addition, the structural connection between the horizontal stabilising surface (8) and the fuselage (1) of the aircraft is provided by a ring frame (13) of said fuselage (1).

(57) Resumen: Superficie estabilizadora horizontal (8) de una aeronave en la que el ángulo de flecha (40) de dicha superficie (8), siendo este ángulo (40) el que forma la proyección de la línea de referencia de puntos al 25% de la cuerda local (19) de la superficie estabilizadora horizontal (8) sobre un plano perpendicular al plano de simetría (21) de la aeronave, conteniendo además este plano a la dirección de vuelo de la citada aeronave, con respecto al plano de simetría (21) de la aeronave, es menor de 90 grados, estando medido dicho ángulo (40) en la dirección de vuelo de la aeronave. Además, la conexión estructural de la citada superficie estabilizadora horizontal (8) al fuselaje (1) de la aeronave se realiza a través de una cuaderna (13) de dicho fuselaje (1).



Publicada:

- *sin informe de búsqueda internacional, será publicada nuevamente cuando se reciba dicho informe (Regla 48.2(g))*

SUPERFICIE ESTABILIZADORA HORIZONTAL DE AERONAVE

5 CAMPO DE LA INVENCION

La presente invención se refiere a una superficie estabilizadora de aeronave, en particular a la configuración de una superficie estabilizadora horizontal de aeronave.

10

ANTECEDENTES DE LA INVENCION

La flecha de las superficies sustentadoras de las aeronaves, o inclinación de dichas superficies sustentadoras en la dirección del vuelo, es una característica de diseño de las aeronaves que vuelan a velocidades cercanas a las del sonido y está motivada por consideraciones aerodinámicas. La ventaja aerodinámica de la flecha reside en que los efectos adversos de compresibilidad, producidos por la sobrevelocidad de la corriente sobre el perfil aerodinámico, que crecen con el espesor relativo de dicho perfil, están relacionados con la componente esencialmente perpendicular a la línea del 25% de la cuerda de la superficie sustentadora de la corriente de aire incidente sobre la aeronave. Por tanto, para una velocidad de vuelo dada, una superficie sustentadora con un ángulo de flecha dado estará sujeta a efectos de compresibilidad equivalentes a los de una superficie sustentadora sin flecha pero con un perfil aerodinámico de espesor relativo igual al coseno del ángulo de flecha. Un mayor espesor relativo del perfil, definido como la relación entre el espesor máximo de dicho perfil y su longitud en la dirección de vuelo o cuerda, redundará en un peso estructural menor de la superficie sustentadora al disminuir los esfuerzos sobre los revestimientos producidos por las cargas aerodinámicas. No obstante, en el vuelo a alta velocidad, característico de las grandes aeronaves comerciales modernas, superficies sustentadoras con grandes espesores relativos de los perfiles aerodinámicos promueven los

- 2 -

efectos adversos de la compresibilidad del aire, que pueden llegar a manifestarse como ondas de choque sobre la superficie sustentadora, con un incremento asociado de la resistencia aerodinámica y otros fenómenos adversos para el vuelo. Por tanto, la flecha de las superficies sustentadoras
5 sirve para alcanzar un compromiso de diseño entre el peso estructural de las mismas y el comportamiento aceptable en el vuelo a velocidades cercanas a las del sonido.

El primer avión construido para el vuelo a alta velocidad con un ángulo de flecha significativo fue el Junkers 287 en 1945. Entre otras características
10 peculiares de este avión cabe destacar que el ángulo de flecha de las alas es negativo, es decir, las puntas de las alas están adelantadas en la dirección del vuelo con respecto al encastrado, o unión de las alas con el fuselaje. Salvo muy contadas excepciones, como el MBB/HFB 320, el Grumman X-29 y el Sukhoi
15 47, todos ellos con alas de flecha negativa, la inmensa mayoría de los aviones de alta velocidad han sido construidos con alas de flecha positiva. A pesar de ciertas ventajas aerodinámicas de la flecha negativa, la razón fundamental para el uso de flecha positiva en las alas es que en el caso de que el avión se encuentre durante el vuelo con una perturbación de la velocidad vertical del aire o ráfaga, la deformación por flexión de un ala con flecha positiva tiende a
20 disminuir el ángulo de ataque local de los perfiles del ala de manera que se produce un alivio natural de las cargas aerodinámicas. En el caso de un ala con flecha negativa, el efecto se invierte de manera que al encontrar una ráfaga vertical, la flexión del ala produce incrementos de ángulos de ataque de los perfiles que tienden a aumentar las cargas y la flexión. Esto supone que las
25 alas con flecha negativa tienden a soportar cargas de ráfaga significativamente mayores que las alas de flecha positiva y, por tanto, resultan más pesadas.

Las ventajas aerodinámicas asociadas a una configuración de superficie sustentadora con flecha negativa son conocidas y están bien documentadas en la literatura técnica aeronáutica. Dichas ventajas se pueden resumir en las
30 siguientes:

- 3 -

- el menor ángulo de flecha de la línea de borde de ataque de una superficie sustentadora con flecha negativa comparada con una superficie con flecha positiva, ambas para el mismo ángulo de flecha de la línea del 25% de la cuerda, resulta en una menor tendencia del flujo aerodinámico a moverse a lo largo de la dirección de la envergadura con una consiguiente reducción del coeficiente de fricción en la capa límite y por tanto menor resistencia aerodinámica;
- el movimiento del aire en la dirección de la envergadura es de la punta hacia el encastre en el caso de una superficie sustentadora con flecha negativa, lo que resulta en la posibilidad de alcanzar mayores ángulos de entrada en pérdida de sustentación aerodinámica que en el caso de superficies sustentadoras de flecha positiva, en las que el flujo transversal de aire en la dirección de la envergadura arrastra la capa límite hacia la punta o borde marginal, disminuyendo la energía de la capa límite en dicha zona, que al tener mayor coeficiente de sustentación local que la zona del encastre provoca la separación de la capa límite con la consiguiente entrada en pérdida de sustentación a un ángulo de ataque menor que en el caso de la superficie sustentadora con flecha negativa; mientras que el mayor ángulo de entrada en pérdida de una superficie estabilizadora horizontal con flecha negativa permite aumentar la fuerza aerodinámica máxima para una superficie dada o bien reducir la superficie, y por tanto el peso y resistencia aerodinámica, de la dicha superficie sustentadora para la misma fuerza aerodinámica máxima si ésta es la consideración crítica de diseño;
- la deformación elástica de la superficie sustentadora bajo carga aerodinámica, o deformación aeroelástica, tiende a reducir los ángulos de ataque locales de los perfiles en el caso de que la superficie tenga flecha positiva y a aumentarlos si la superficie tiene flecha negativa, con el consiguiente aumento del gradiente de sustentación aerodinámica con el ángulo de ataque en el caso de superficie con

- 4 -

5 flecha negativa; produciendo este incremento del gradiente de sustentación un aumento de la maniobrabilidad del avión con ala de flecha negativa, que puede ser beneficioso en el caso de un avión militar de combate pero suele considerarse perjudicial para aviones comerciales, pues la sensibilidad de la respuesta del avión a las ráfagas verticales está asociada al gradiente de sustentación, con el que también aumentan las cargas internas y el peso de la estructura del ala, siendo ésta la razón principal que justifica el poco uso de alas de flecha negativa en aviación comercial (el mencionado aumento del
10 gradiente de sustentación debido a la deformación aeroelástica asociada a una superficie de flecha negativa resulta sin embargo deseable en el caso de una superficie estabilizadora, puesto que permite alcanzar el valor de la fuerza aerodinámica requerida para la función estabilizadora para menores valores del ángulo de ataque de dicha superficie).

15 A pesar de las ventajas aerodinámicas conocidas mencionadas anteriormente, las alas de flecha negativa tienen asociadas complicaciones de comportamiento estructural que han limitado su uso en el diseño de aviones y que pueden resumirse en las siguientes:

20 ~ La deformación aeroelástica tiende a aumentar las cargas estructurales y por tanto el peso de la superficie sustentadora, en concreto el ala; así mismo, el incremento de gradiente de sustentación del ala resulta en una mayor respuesta dinámica del avión a la turbulencia y a las ráfagas verticales y por tanto en menor confort de los pasajeros. Sin embargo,
25 en el caso de una superficie estabilizadora horizontal de flecha negativa, esta mayor respuesta aerodinámica a las perturbaciones hace a la superficie estabilizadora más eficiente en su función de restaurar la actitud del avión en el caso de que éste encuentre durante el vuelo turbulencia o ráfagas verticales y por tanto es un efecto deseable, a diferencia de en el caso de las alas.
30

- 5 -

La geometría del ala de flecha negativa, complica la integración del tren de aterrizaje en un avión comercial de ala baja debido a que el larguero posterior forma un ángulo mayor de 90 grados con la parte posterior del fuselaje, consideración que no aplica a las superficies estabilizadoras.

Debido al mayor ángulo de flecha de la línea de borde de salida, los sistemas de alta sustentación de tipo "flap" pierden eficiencia aerodinámica: esta consideración tampoco aplica a las superficies estabilizadoras.

Las desventajas conocidas descritas anteriormente ocurren particularmente en las alas pero no en las superficies estabilizadoras, por lo que una superficie estabilizadora horizontal de flecha negativa resultaría más eficiente (en términos de tamaño, peso y resistencia aerodinámica) que una superficie estabilizadora horizontal de flecha positiva, en el caso de que ambas superficies estabilizadoras tengan su centro aerodinámico a la misma distancia del centro aerodinámico del ala, siendo el centro aerodinámico el punto característico de una superficie sustentadora o estabilizadora a efectos de cálculos de estabilidad y control.

No se conoce, sin embargo el uso de superficies estabilizadoras horizontales con flecha negativa en aviones para vuelo a alta velocidad, incluidos los mencionados anteriormente con alas de flecha negativa.

SUMARIO DE LA INVENCION

Así, la presente invención se refiere al campo de las superficies estabilizadoras de las aeronaves, desarrollando en particular una configuración de estabilizador horizontal caracterizado por tener un ángulo de flecha negativo, estando así los bordes marginales del citado estabilizador adelantados respecto del encastre de dicho estabilizador en el fuselaje de la aeronave en la dirección del vuelo, de manera opuesta a la configuración conocida. Adicionalmente, la configuración estructural del estabilizador vertical y de las cuadernas del fuselaje de la aeronave serán tales que permitan realizar la conexión del

- 6 -

estabilizador horizontal de la invención a la parte posterior de dicho fuselaje sin que sea necesaria la apertura estructural del fuselaje en una zona muy afectada por las cargas estructurales introducidas por los estabilizadores horizontal y vertical, y que es característica de la configuración conocida y utilizada en las grandes aeronaves comerciales modernas.

En una realización de la presente invención, la conexión estructural del estabilizador horizontal al fuselaje de la aeronave se realiza entre puntos del larguero delantero del estabilizador horizontal y una cuaderna del fuselaje, de manera que no es necesaria una apertura estructural en los revestimientos del fuselaje afectados por la introducción de carga de los estabilizadores vertical y horizontal. Según la presente invención, para un mismo avión y valor absoluto del ángulo de flecha de la línea del 25% de la cuerda local de la superficie del estabilizador horizontal, con lo cual el comportamiento aerodinámico a efectos de compresibilidad en el vuelo a alta velocidad se mantiene, el centro aerodinámico del estabilizador horizontal según la presente invención, siendo dicho centro el punto geométrico que determina las características estabilizadoras del estabilizador horizontal, está situado en una posición equivalente a la posición que tendría en un estabilizador horizontal de configuración convencional conocida. Es decir, estando el centro aerodinámico en la misma posición que en configuraciones convencionales, el comportamiento como estabilizador mejora, gracias a los efectos favorables del ángulo de flecha negativo, con lo cual, para un mismo comportamiento global, se puede reducir el tamaño del estabilizador y, por tanto, tener menor peso, coste y resistencia.

La configuración del estabilizador horizontal de la invención tiene como ventaja principal respecto de la configuración clásica conocida que se elimina la apertura estructural del fuselaje en una zona muy solicitada por las cargas introducidas por los estabilizadores vertical y horizontal. Consecuentemente, se obtiene una reducción del peso estructural del fuselaje al eliminarse los refuerzos requeridos por la apertura, al tiempo que se incrementa la rigidez del fuselaje en la zona de instalación del estabilizador horizontal, lo que redunda en

- 7 -

una mejora de la eficacia de dicho estabilizador al reducirse las deformaciones del fuselaje bajo carga aerodinámica.

Así mismo, la configuración de estabilizador horizontal de la invención permite, para una misma eficiencia como superficie estabilizadora, reducir el
5 área de la dicha superficie debido a que la deformación de la estructura bajo carga aerodinámica produce un incremento de los ángulos locales de ataque con un consiguiente aumento de la fuerza sustentadora. En el caso de las alas, este efecto produce mayores cargas internas en la estructura para una superficie alar fija y determinada por el peso del avión y, por tanto, se considera
10 negativo puesto que lleva a alas de más peso. En el caso de una superficie estabilizadora horizontal, cuando el área requerida de la dicha superficie estabilizadora queda determinada por el régimen de incremento de fuerza aerodinámica con la variación del ángulo de ataque o gradiente de sustentación, producido por ejemplo por la perturbación por una ráfaga vertical
15 en vuelo, el efecto de incremento de carga aerodinámica por la flexibilidad de la estructura del dicho estabilizador con flecha negativa produce un incremento del dicho gradiente de sustentación permitiendo, por tanto, reducir el área de la superficie estabilizadora.

Adicionalmente, la presente configuración permite, en el caso de que sea
20 deseable, tener un ángulo de diedro negativo en la superficie estabilizadora, es decir, hacer que las puntas de la superficie estabilizadora estén situadas por debajo del encastre. Las aeronaves se diseñan de tal forma que, en caso de despegues o aterrizajes con elevados ángulos de balanceo o elevada inclinación lateral del avión, las superficies estabilizadoras no toquen el suelo.
25 Por consideraciones de estabilidad y control cada aeronave tendrá un ángulo de diedro óptimo, positivo (por encima del encastre) o negativo (por debajo del encastre). En el caso de que el ángulo de diedro óptimo sea negativo, las configuraciones convencionales de superficies estabilizadoras horizontales, con flecha positiva, presentan la limitación geométrica del ángulo que ha de
30 guardarse en el despegue. Así, debido a la flecha positiva de las configuraciones convencionales de las superficies estabilizadoras horizontales,

si éstas tienen diedro negativo, es posible que se produzca el contacto con el suelo en las posibles actitudes del avión cerca del suelo.

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

DESCRIPCION DE LAS FIGURAS

La Figura 1 muestra una vista esquemática en perspectiva del fuselaje
10 posterior y de los estabilizadores y timones de un avión comercial moderno, en donde se muestran esquemáticamente la disposición de los actuadores y los herrajes de charnela para un estabilizador horizontal con flecha positiva, según el estado de la técnica conocido.

La Figura 2 representa una vista esquemática en sección por el plano de
15 simetría del avión del fuselaje posterior y de los estabilizadores y timones de un avión comercial moderno, en donde se muestran esquemáticamente la disposición de los actuadores, los herrajes de charnela y la apertura estructural en el fuselaje para un estabilizador horizontal con flecha positiva según el estado de la técnica conocido.

La Figura 3 muestra una vista detallada en sección por un plano
20 horizontal del fuselaje posterior de una aeronave comercial moderna, donde, en la parte superior de la figura se muestra un estabilizador horizontal con flecha positiva así como los herrajes de conexión al fuselaje según el estado de la técnica conocido, mostrándose en la parte inferior un estabilizador horizontal
25 con flecha negativa según la presente invención, incluyendo los herrajes de conexión estructural al fuselaje así como la disposición de las superficies de control o elevadores.

La Figura 4 representa una vista esquemática en perspectiva del fuselaje
posterior y de los estabilizadores y timones de un avión comercial moderno, en
30 donde se muestran esquemáticamente la disposición de los actuadores y los

- 9 -

herrajes de charnela para un estabilizador horizontal con flecha negativa según la presente invención.

La Figura 5 representa una vista esquemática en sección por el plano de simetría del avión del fuselaje posterior y de los estabilizadores y timones de un avión comercial moderno, en donde se muestran esquemáticamente la
5 disposición de los actuadores, los herrajes de charnela y la apertura estructural en el fuselaje para un estabilizador horizontal con flecha negativa según la presente invención.

10 DESCRIPCION DETALLADA DE LA INVENCION

Así, la presente invención se refiere a un estabilizador horizontal con flecha negativa situado en la parte posterior de una aeronave en el que la posición de su centro aerodinámico es igual a la posición del centro
15 aerodinámico de un estabilizador horizontal de configuración convencional equivalente. Además, el estabilizador horizontal de flecha negativa de la invención evita la necesidad de tener que realizar una apertura estructural en la parte posterior del fuselaje afectada por las cargas del estabilizador vertical, todo ello permitiendo además aprovechar las ventajas aerodinámicas asociadas
20 a las superficies sustentadoras de flecha negativa.

Las características del estabilizador horizontal de la presente invención se comprenderán mejor al describir una realización preferente de una superficie estabilizadora con flecha negativa de un avión comercial moderno, tal y como se representa en las figuras 3 (inferior), 4 y 5.

Así, la invención se refiere a una superficie estabilizadora horizontal 8
25 con flecha negativa, tal que el ángulo de flecha 40 que forma la proyección de la línea de referencia de puntos al 25% de la cuerda local 19 de la superficie estabilizadora horizontal 8 sobre un plano perpendicular al plano de simetría 21 de la aeronave y que contiene a la dirección de vuelo de la citada aeronave,
30 con respecto al plano de simetría 21, es menor de 90 grados (ver Figura 3, inferior), estando dicho ángulo 40 medido en la dirección de vuelo. El ángulo de

- 10 -

diedro de la superficie estabilizadora horizontal 8 de la invención puede ser negativo, de tal modo que el extremo de dicha superficie 8 esté situado por debajo del encastre de dicha superficie 8 con el fuselaje 1 de la aeronave. El ángulo diedro es el que forma la línea del 25% de la cuerda 19 de la superficie estabilizadora horizontal 8 con respecto a la proyección de dicha línea en el plano de simetría 21 de la aeronave, siendo además este plano paralelo a la dirección de vuelo de la citada aeronave. El ángulo de diedro de la superficie estabilizadora horizontal 8 también puede ser positivo, estando entonces situado el extremo de dicha superficie 8 por encima del encastre de dicha superficie 8 con el fuselaje 1 de la aeronave.

En la presente invención, la conexión estructural de la superficie estabilizadora horizontal 8 al fuselaje 1 de la aeronave se realiza a través de una cuaderna 13 del citado fuselaje 1, por lo que no requiere de la realización de una apertura estructural 7 típica de la configuración convencional mostrada en las Figuras 1, 2 y 3 (superior), donde la conexión se realiza a través de herrajes 6 conectados a una cuaderna 4 de modo que las cargas introducidas en el fuselaje 1 por el estabilizador vertical 2 y por el propio estabilizador horizontal 3 en la sección del fuselaje 1 afectada por la apertura estructural 7 requieren de la introducción de refuerzos específicos en dicho fuselaje 1. La conexión estructural entre la superficie estabilizadora horizontal 8 y el fuselaje 1 de la aeronave de la invención comprende al menos una conexión adicional 14 que proporciona estabilidad estructural a la superficie 8 y que puede corresponder a un mecanismo de actuación 14 que permita el trimado o giro de la superficie estabilizadora 8 alrededor de un eje perpendicular al plano de simetría 21 de la aeronave, de manera que la sección del fuselaje 1 que recibe y transmite las cargas del estabilizador vertical 2 no tiene una apertura para permitir la instalación de la superficie estabilizadora horizontal 8.

Así, la superficie estabilizadora horizontal 8 de la presente invención es "trimable", es decir, se puede girar hacia arriba o hacia abajo, un ángulo típicamente menor de 30 grados, en cada dirección alrededor de un eje perpendicular al plano de simetría del avión 21 y que pasa por los puntos de

- 11 -

anclaje estructural 10 a una cuaderna 13 del fuselaje 1. El giro de la dicha superficie estabilizadora 8 se efectúa mediante la actuación de un dispositivo mecánico 14 que puede ser de tipo tornillo sinfín o de cualquier otro tipo de los utilizados para producir el movimiento de las superficies estabilizadoras y de control de las aeronaves.

En la presente invención, la parte trasera del fuselaje 15 sólo soporta cargas aerodinámicas e inerciales y no cargas introducidas por los estabilizadores horizontal 8 y vertical 2, por lo que no requiere de refuerzos específicos en la apertura estructural 22 necesaria para el paso de la estructura central 16 del estabilizador horizontal 8.

Según una realización de la presente invención el borde de ataque del estabilizador horizontal 8 comprende una extensión local 9 en la dirección de vuelo de la aeronave, en la zona adyacente al fuselaje 1. La extensión local 9 tiene preferiblemente una forma esencialmente triangular, estando diseñada para compensar la pérdida de velocidad del flujo de aire en la capa límite del fuselaje 1 de manera que evite la formación de torbellinos de herradura alrededor del encastre de la dicha superficie estabilizadora 8 con dicho fuselaje 1 a pequeños ángulos de ataque de la citada superficie estabilizadora horizontal 8.

La extensión 9 del borde de ataque de la superficie estabilizadora horizontal 8 en la zona adyacente al fuselaje 1 de la aeronave está diseñada de manera que el radio de curvatura del borde de ataque de dicha extensión 9 es menor que en el resto del borde de ataque del estabilizador horizontal 8 para provocar una separación controlada del flujo aerodinámico a altos ángulos de ataque de la citada superficie 8 en la forma de un torbellino que retrasa la separación generalizada del flujo aerodinámico sobre la dicha superficie estabilizadora 8, conocida como entrada en pérdida, y que por tanto aumenta el ángulo de ataque máximo en el que la dicha superficie estabilizadora 8 es efectiva.

- 12 -

Según una realización de la invención, la porción más cercana del borde de salida del estabilizador horizontal 8 al plano de simetría 21 del avión es esencialmente perpendicular a dicho plano.

5 En una realización de la invención, al menos una porción del borde de salida del estabilizador horizontal 8 en la parte más cercana al plano de simetría 21 del avión tiene un ángulo de flecha mucho menor que en la porción exterior del borde de salida de manera que el estabilizador horizontal 8 comprende en su zona interior al menos una superficie de control llamada elevador interior 11, siendo el borde de salida de dicho elevador interior 11
10 esencialmente perpendicular al plano de simetría 21. A su vez, el estabilizador horizontal 8 comprende al menos una superficie de control denominada elevador exterior 12 que ocupa la porción más alejada del plano de simetría 21 del avión, en la zona exterior del borde de salida de dicha superficie 8.

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

REIVINDICACIONES

- 5 1. Superficie estabilizadora horizontal (8) de una aeronave caracterizada porque el ángulo de flecha (40) de dicha superficie (8), siendo dicho ángulo (40) el que forma la proyección de la línea de referencia de puntos al 25% de la cuerda local (19) de la superficie estabilizadora horizontal (8) sobre un plano perpendicular al plano de simetría (21) de la aeronave, conteniendo además este plano a la dirección de vuelo de la citada aeronave, con respecto al plano de simetría (21) de la aeronave, es menor de 90 grados, estando medido dicho ángulo (40) en la dirección de vuelo de la aeronave.
- 10 2. Superficie estabilizadora horizontal (8) de una aeronave según la reivindicación 1 caracterizada porque la conexión estructural de la citada superficie estabilizadora horizontal (8) al fuselaje (1) de la aeronave se realiza a través de una cuaderna (13) de dicho fuselaje (1).
- 15 3. Superficie estabilizadora horizontal (8) de una aeronave según la reivindicación 2 caracterizada porque la conexión estructural entre la superficie estabilizadora horizontal (8) y el fuselaje (1) de la aeronave comprende al menos una conexión adicional (14) fijada a la estructura central (16) de la superficie (8), que proporciona estabilidad estructural a la citada superficie (8).
- 20 4. Superficie estabilizadora horizontal (8) de una aeronave según la reivindicación 3 caracterizada porque la conexión adicional (14) es tal que permite el trimado o giro de la citada superficie estabilizadora (8) alrededor de un eje perpendicular al plano de simetría (21) de la aeronave.
- 25 5. Superficie estabilizadora horizontal (8) de una aeronave según la reivindicación 4 caracterizada porque el trimado o giro de la citada superficie estabilizadora (8) es menor de 30° en cada dirección de giro.
- 30

6. Superficie estabilizadora horizontal (8) de una aeronave según cualquiera de las reivindicaciones anteriores caracterizada porque la posición del centro aerodinámico de la citada superficie estabilizadora (8) está situado en un lugar equivalente al de su posición en un estabilizador horizontal de configuración convencional, para una misma aeronave y un mismo valor absoluto del ángulo de flecha de la línea de 25% de la cuerda local (19) de la superficie (8).
7. Superficie estabilizadora horizontal (8) de una aeronave según cualquiera de las reivindicaciones anteriores caracterizada porque la configuración de la citada superficie (8) es tal que tiene un ángulo de diedro negativo, de tal modo que el extremo de dicha superficie (8) está situado por debajo del encastrado de dicha superficie (8) con el fuselaje (1), siendo el ángulo diedro el que forma la línea del 25% de la cuerda (19) de la superficie estabilizadora horizontal (8) con respecto a la proyección de dicha línea sobre un plano perpendicular al plano de simetría (21) de la aeronave
8. Superficie estabilizadora horizontal (8) de una aeronave según cualquiera de las reivindicaciones 1-6 caracterizada porque la configuración de la citada superficie (8) es tal que tiene un ángulo de diedro positivo, de tal modo que el extremo de dicha superficie (8) está situado por encima del encastrado de dicha superficie (8) con el fuselaje (1), siendo el ángulo diedro el que forma la línea del 25% de la cuerda (19) de la superficie estabilizadora horizontal (8) con respecto a la proyección de dicha línea sobre un plano perpendicular al plano de simetría (21) de la aeronave.
9. Superficie estabilizadora horizontal (8) de una aeronave según cualquiera de las reivindicaciones anteriores caracterizada porque el borde de ataque de la citada superficie estabilizadora horizontal (8) comprende una extensión local (9) en la dirección de vuelo de la aeronave, en la zona adyacente al fuselaje (1) de la misma, para compensar la pérdida de velocidad del flujo de aire en la capa límite del

- 15 -

fuselaje (1) de manera que se evite la formación de torbellinos de herradura alrededor del encastre de la dicha superficie estabilizadora (8) con dicho fuselaje (1), a pequeños ángulos de ataque de la citada superficie estabilizadora horizontal (8).

5 10. Superficie estabilizadora horizontal (8) de una aeronave según la reivindicación 9 caracterizada porque la extensión local (9) del borde de ataque de la citada superficie estabilizadora horizontal (8) tiene una forma esencialmente triangular.

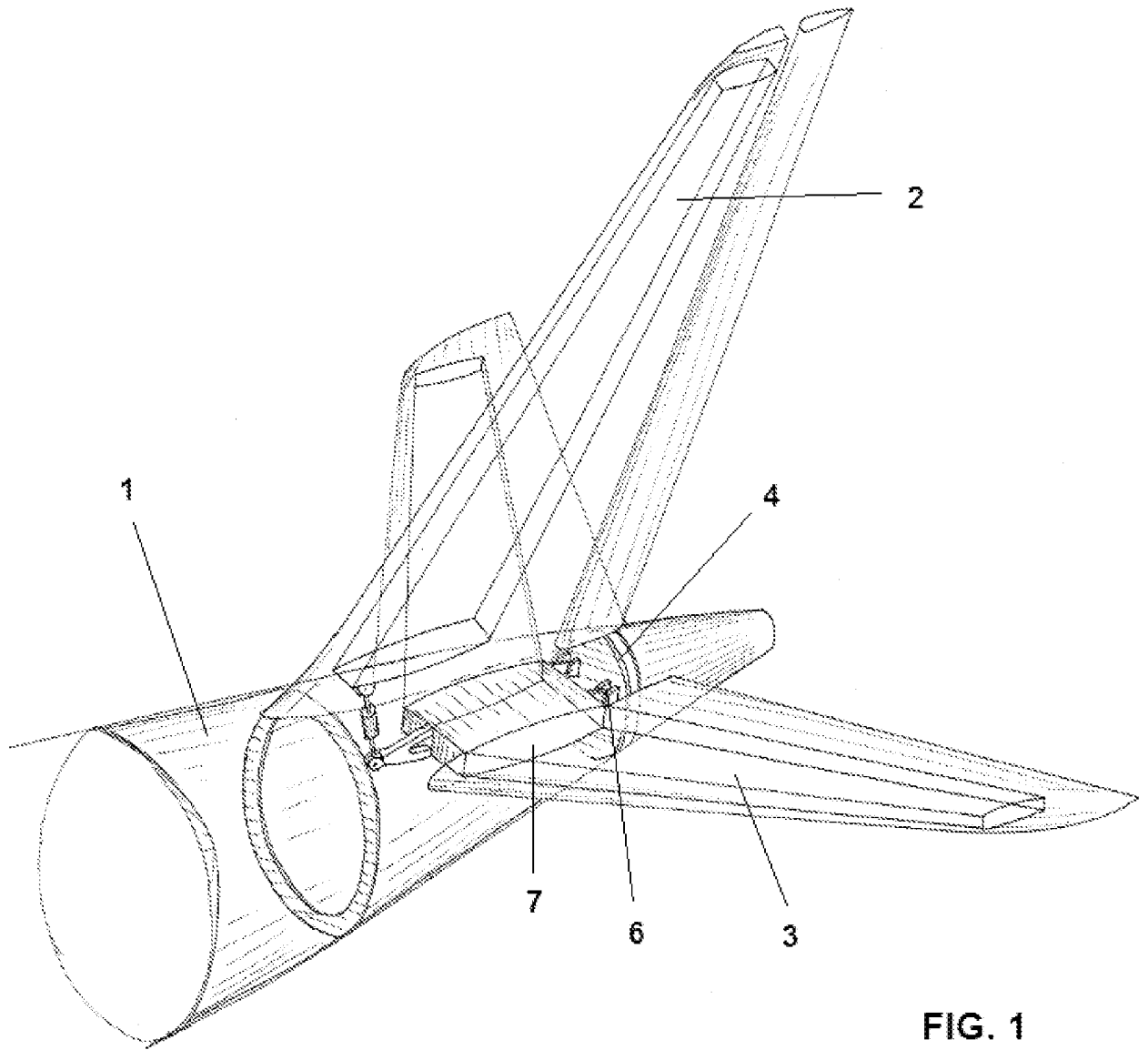
10 11. Superficie estabilizadora horizontal (8) de una aeronave según cualquiera de las reivindicaciones anteriores, caracterizada porque la porción más cercana del borde de salida de la citada superficie (8) al plano de simetría (21) de la aeronave es esencialmente perpendicular a dicho plano de simetría (21).

15 12. Superficie estabilizadora horizontal (8) de una aeronave según cualquiera de las reivindicaciones anteriores, caracterizada porque comprende además en su zona más cercana al plano de simetría (21) de la aeronave al menos una superficie de control denominada elevador interior (11), siendo el borde de salida de dicho elevador interior (11) esencialmente perpendicular al plano de simetría (21) de la aeronave.

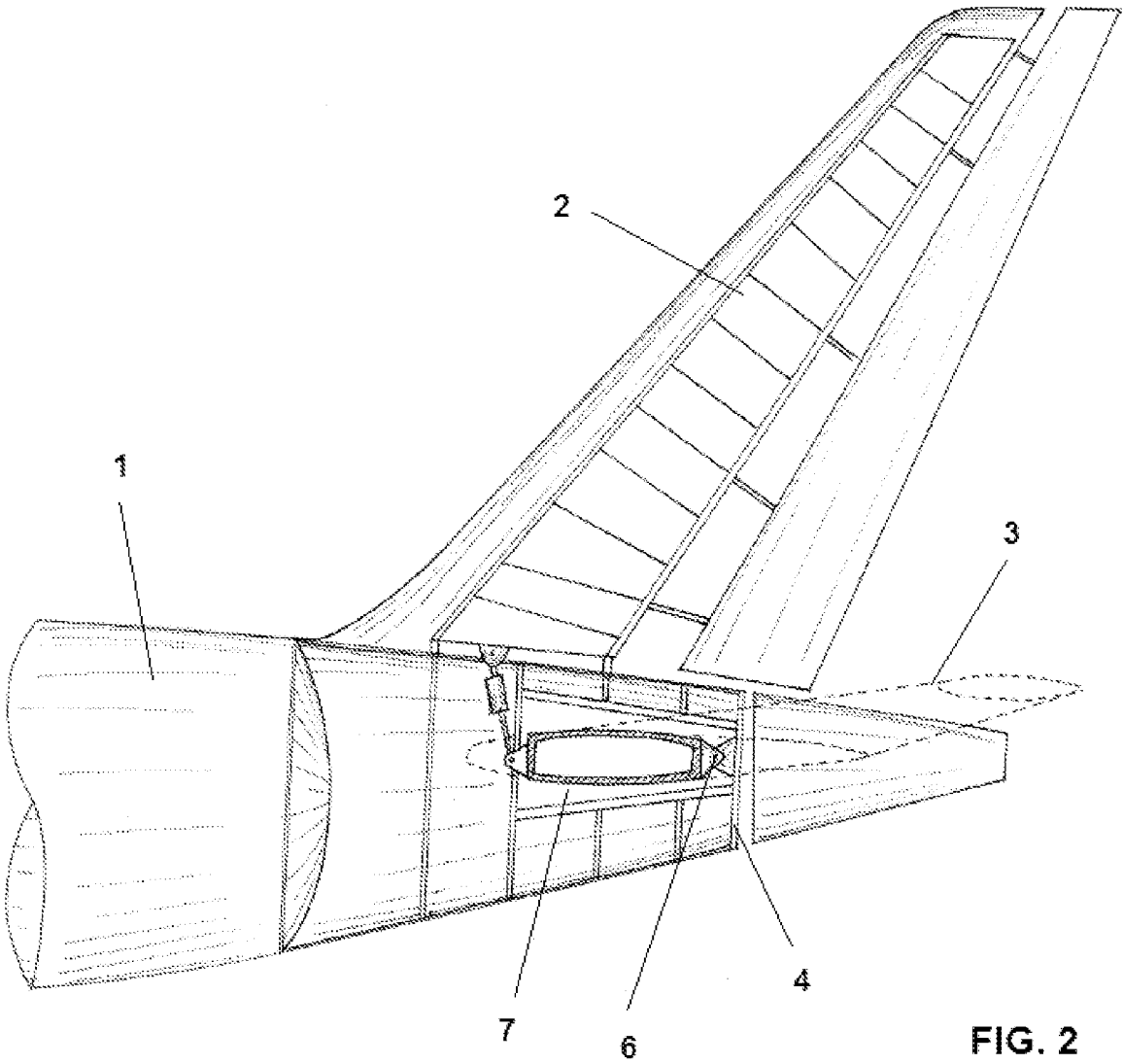
20 13. Superficie estabilizadora horizontal (8) de una aeronave según cualquiera de las reivindicaciones anteriores, caracterizada porque comprende además al menos una superficie de control denominada elevador exterior (12) situada en la porción más alejada del plano de simetría (21) de la aeronave, en la zona exterior del borde de salida de dicha superficie (8).

25

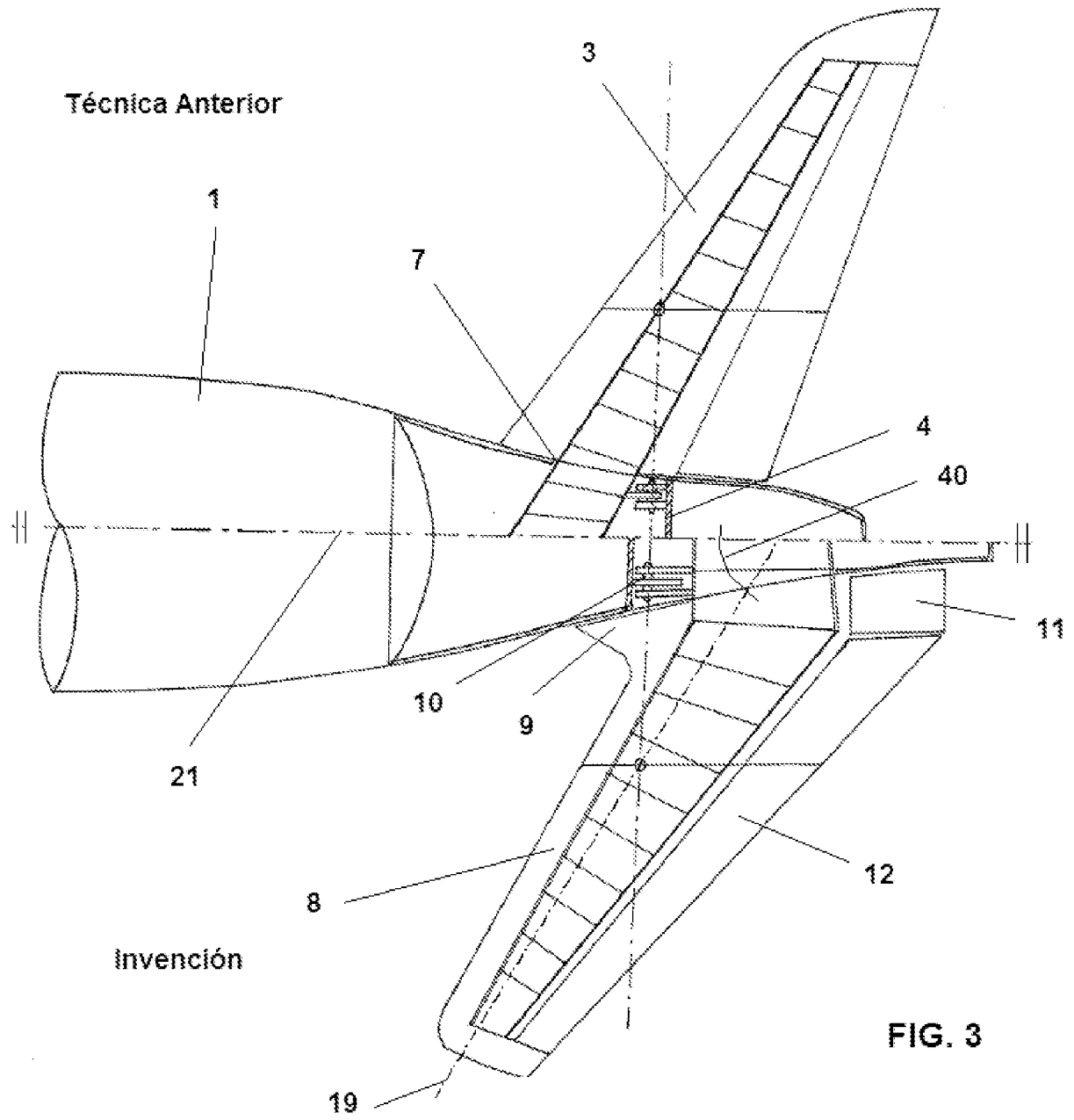
1/5



2/5



3/5



4/5

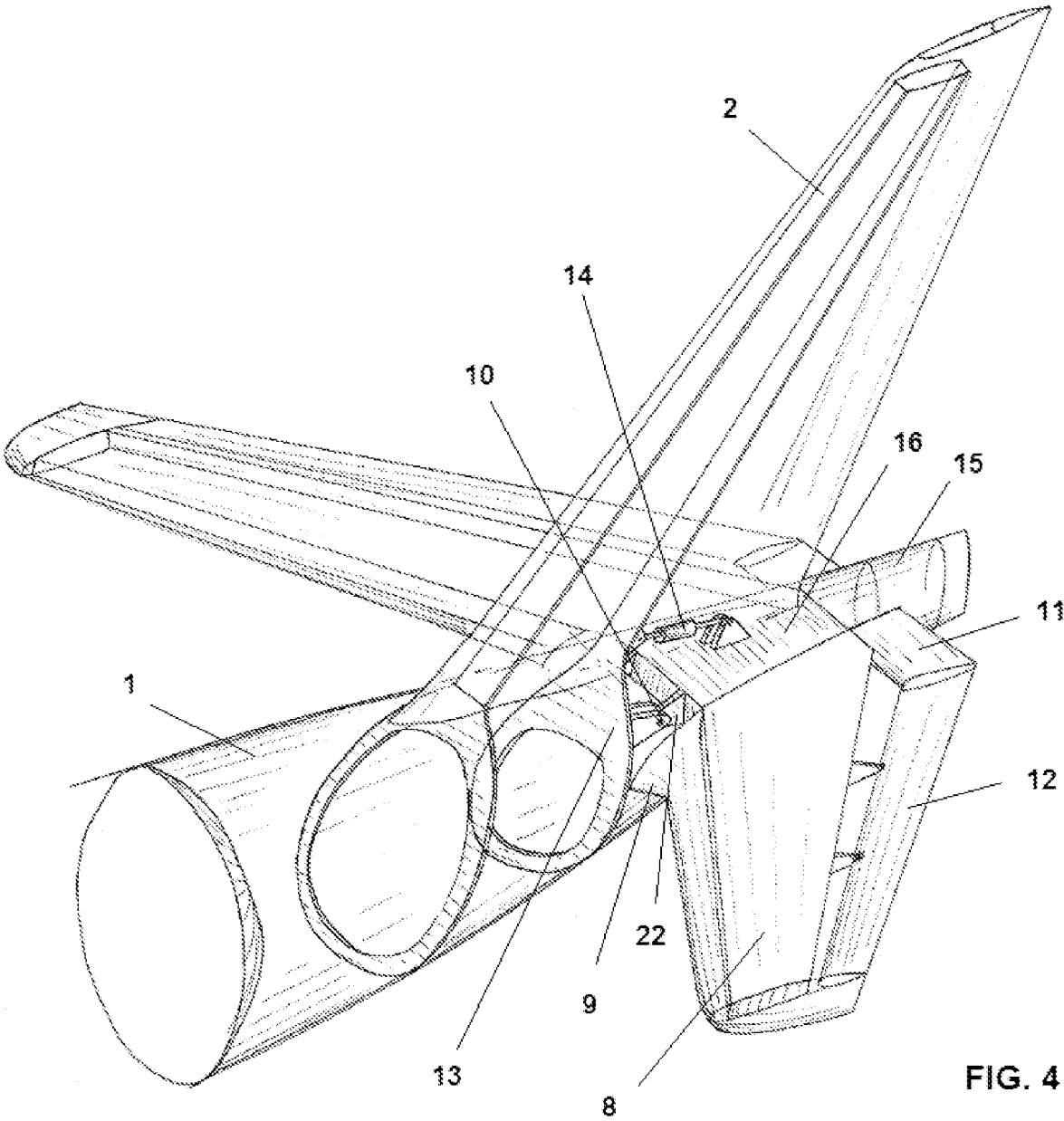


FIG. 4

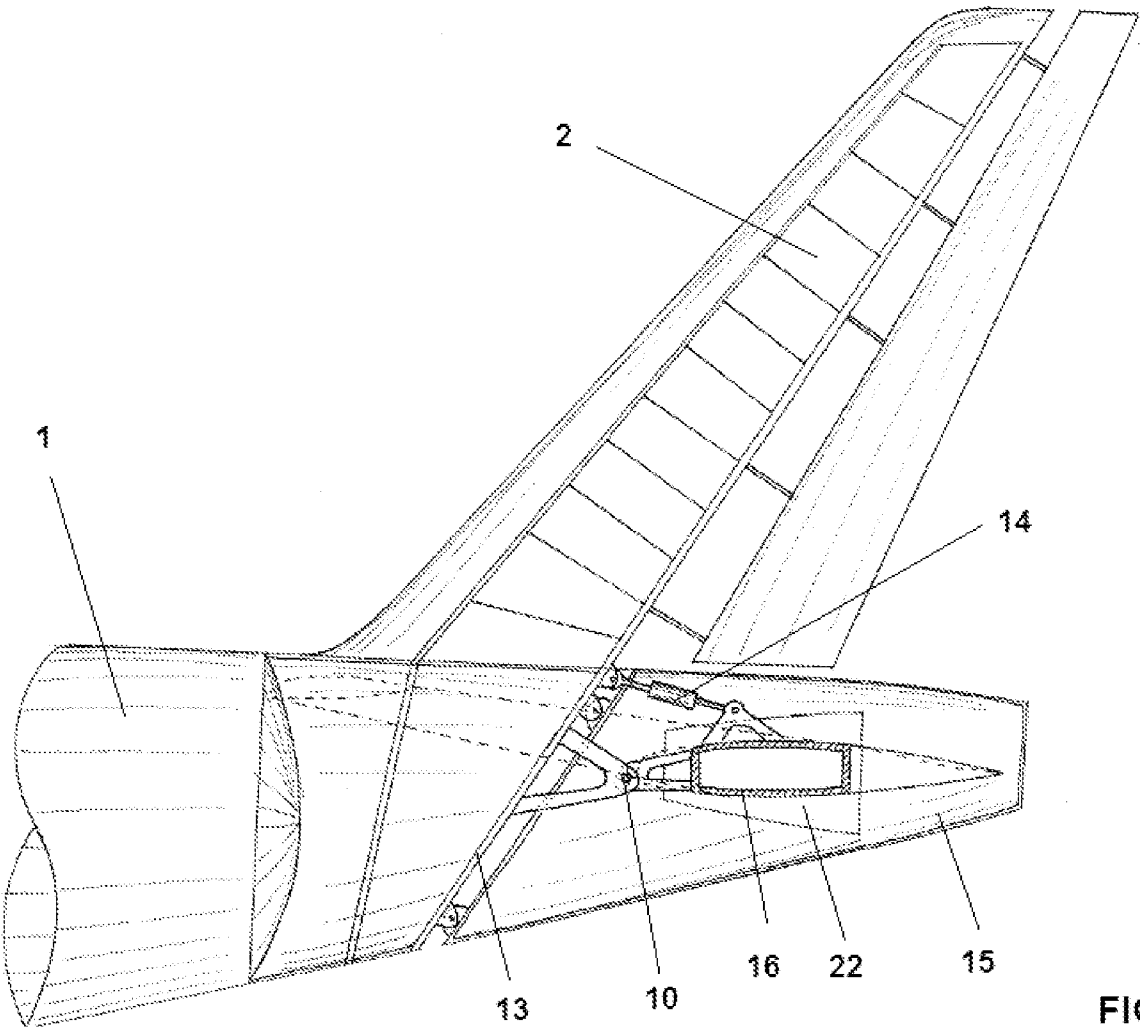


FIG. 5