

19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 688 994**

51 Int. Cl.:

B64D 33/02 (2006.01)

B64D 7/00 (2006.01)

B64C 1/00 (2006.01)

B64C 1/14 (2006.01)

B64C 23/06 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

86 Fecha de presentación y número de la solicitud internacional: **30.05.2011 PCT/IB2011/001230**

87 Fecha y número de publicación internacional: **23.08.2012 WO12110845**

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **30.05.2011 E 11736447 (1)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **04.07.2018 EP 2675712**

54 Título: **Aeronaves con rendimiento aerodinámico mejorado**

30 Prioridad:

14.02.2011 IT TO20110122

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

07.11.2018

73 Titular/es:

**LEONARDO S.P.A. (100.0%)
Piazza Monte Grappa, 4
00195 Roma, IT**

72 Inventor/es:

**LUCCHESINI, MASSIMO y
MERLO, EMANUELE**

74 Agente/Representante:

LOZANO GANDIA, José

ES 2 688 994 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).

AERONAVES CON RENDIMIENTO AERODINÁMICO MEJORADO**DESCRIPCIÓN**

5 La presente invención se refiere a una aeronave que tiene buenos rendimientos aerodinámicos y buenos rendimientos con capacidades operativas secundarias.

Muchos tipos de aeronaves deben pilotarse fácilmente y deben tener características dinámicas particulares en vista de las misiones que se vayan a realizar.

10 A menudo se requiere que dichas aeronaves funcionen en el espacio aéreo volando con alta incidencia; esto se refiere en particular al gran ángulo de incidencia que forma la aeronave con respecto a su propio vector de velocidad, en cada instante de tiempo.

15 Es inmediato darse cuenta de que, en dichas condiciones de vuelo, la aeronave debe volverse extremadamente estable y fácilmente controlable por el piloto, a fin de mantener un ajuste de vuelo seguro durante las fases de combate.

20 Dicha estabilidad se obtiene usando un aparato de control automático particular, que permita la generación de fuerzas y momentos adaptados para contrarrestar los efectos de vuelo no deseados.

Mientras que la estabilidad de la aeronave a lo largo del eje de inclinación puede equilibrarse adecuadamente a través de una relación optimizada entre la posición del centro de gravedad y las dimensiones de los planos de cola horizontales, la presencia de inestabilidades direccionales laterales (a lo largo del eje de balanceo y de guiñada) con gran incidencia puede ser controlable con dificultad adoptando incluso sofisticados aparatos de control automático.

25 A este respecto, es necesario por lo tanto maximizar la estabilidad lateral-direccional de la aeronave hasta las grandes incidencias, a fin de aumentar la posibilidad de control y la maniobrabilidad fácil para evitar una desviación rápida y no deseada de la aeronave desde una trayectoria planificada.

30 Tradicionalmente, y, en particular, en los últimos días, se ha intentado evitar los inconvenientes de inestabilidad al actuar sobre el perfil aerodinámico del fuselaje y de otras partes de la aeronave, pero sin alcanzar resultados particularmente válidos.

35 El uso de aviones en los campos de batalla requiere que no sean visibles para los sistemas de radar.

Se conocen aeronaves del tipo conocido con el término "furtiva", que están provistos de una estructura muy sofisticada adecuadamente estudiada para el presente propósito, que es ser invisible para los sistemas de radar.

40 La estructura de la aeronave furtiva reduce en gran medida la reflexión hacia el punto de observación de las ondas electromagnéticas radiadas, lo que hace que la aeronave sea prácticamente invisible para los sistemas de radar.

45 Además, dichos aviones están completamente pintados con pinturas absorbentes, que absorben las ondas electromagnéticas incidentes, haciendo que la aeronave sea sustancialmente invisible para los sistemas de radar.

50 Dicha solución es costosa para la realización de la propia aeronave, y su configuración aerodinámica es menos favorable, haciendo el comportamiento de la aeronave insuficiente durante el vuelo con una alta incidencia.

55 Se conoce a partir de la solicitud de patente US2010/028684 una pila multicapa eléctricamente conductora que tiene buena reflexión IR, atenuación de radar, descarga estática y otras propiedades deseables que incluyen un sustrato recubierto, una capa conductora primaria y una pila protectora secundaria que tiene mayor durabilidad y funcionalidad que las pilas convencionales de múltiples capas usadas para proteger cubiertas de aeronaves y otros sustratos. La aeronave Alenia Aermacchi M-346 Master ya era conocida antes de la fecha de prioridad de la presente solicitud. Además, también se conocen a partir de la URL: http://www.flightglobal.com/articles/2011/01/13/3_51787_alenia-aermacchi-tests-low-radar-cross-section-kit-for.html, publicado en 2011-01-13, pruebas de Aermacchi del kit de sección transversal de radar bajo para M-346.

60 Los documentos DE3641289, EP0378838, US2509568 proporcionan otras piezas relevantes de la técnica anterior.

65 La presente aplicación propone una configuración de aeronaves con prestaciones aerodinámicas mejoradas, lo que permite optimizar el comportamiento de la aeronave principalmente en el caso de un vuelo con alta incidencia. La presente solicitud propone una configuración de aeronaves con prestaciones aerodinámicas

mejoradas, lo que permite reducir los efectos "golpe" característicos de las alas con bajo alargamiento con un perfil delgado y una línea central variable. La presente aplicación propone una configuración de aeronave con altos rendimientos aerodinámicos, lo que permite evitar con éxito la pérdida de estabilidad lateral-direccional y los efectos negativos producidos por el chorro de motor adyacente a la pared del fuselaje y al plano horizontal, en términos de resistencia, estabilidad y control longitudinal. La presente solicitud propone una configuración de aeronaves con rendimientos aerodinámicos mejorados, haciendo posible la salida del giro, en general optimizando el comportamiento de la aeronave con alta incidencia. El propósito de la presente invención es realizar una configuración de aeronave con buenos rendimientos aerodinámicos, lo que permite la instalación de al menos un equipo de batalla, como por ejemplo para la reducción de la firma radar, extraíble y adaptado para hacer que la aeronave sea sustancialmente invisible a la sistemas de radar.

Estos y otros objetivos se alcanzan mediante una aeronave de acuerdo con la reivindicación 1 y un procedimiento de acuerdo con la reivindicación 9, a los que se hace referencia por razones de brevedad.

De una manera ventajosa, la aeronave que es objeto de la presente invención está diseñada, en particular, como una aeronave con altos rendimientos con capacidades operativas secundarias.

La forma de configuración es bimotor y se caracteriza por la presencia de una serie de características de diseño extremadamente particulares.

La cabina preferentemente de dos lados (en tándem) con comandos de vuelo mutuamente conectados se coloca en primer lugar una al lado de la otra con una sección transversal sustancialmente circular y variable, con un pequeño alargamiento, que está optimizado para un vuelo con alta incidencia, en el que se puede integrar un radar para la versión operativa.

La forma y las características dimensionales de la punta están optimizadas a fin de reducir la interferencia del vórtice de la misma sobre las características aerodinámicas de la aeronave con incidencia media-alta; las características mencionadas además permiten reducir las asimetrías direccionales con alta incidencia, que son típicas de las partes delanteras tradicionales que tienen una sección transversal circular o elíptica.

Además, el perfil del ala está tan modificado, con respecto a los perfiles actualmente proporcionados, que integra un sistema de minimización de los efectos "golpe" característicos de las alas con un pequeño alargamiento y un perfil delgado, que tiene una línea central variable.

La proyección aerodinámica proporciona además el posicionamiento de un dispositivo de control de los vórtices de LEX (LEX = "Extensión de Borde de Ataque"), adecuadamente conformado para simetrizar la explosión de vórtices generados por la LEX con una incidencia media-alta, debido al hecho que la explosión simétrica de dichos vórtices permite mantener la estabilidad direccional lateral y el control del avión con una incidencia media-alta.

La aeronave de entrenamiento de acuerdo con la invención tiene además una entrada de aire del motor adaptada para garantizar los rendimientos y la interfaz fluidodinámica adecuada con el motor; dicha proyección no requiere la integración de una capa límite típica en el lado superior de una entrada de aire integrada con una LEX.

El desacoplamiento del plano de cola horizontal y vertical permite obtener una reducción de la resistencia aerodinámica generada por el fuselaje trasero, para optimizar el comportamiento de giro de la aeronave y mejorar la proyección aerodinámica del mismo para la alta incidencia.

Finalmente, el equipo extraíble para la reducción de la firma radar de la aeronave es aplicable en al menos una porción caliente de la aeronave, manteniendo las características aerodinámicas de la aeronave (V).

Otros propósitos y ventajas de la presente invención resultarán evidentes a partir de la siguiente descripción y de los dibujos adjuntos, dados de una manera puramente a modo de ejemplo y no limitativa, en los que:

- la Figura 1 es una vista lateral de una aeronave, en particular una aeronave de entrenamiento, adecuada para comprender la presente invención;
- la Figura 2 es una vista superior de una aeronave, en particular una aeronave de entrenamiento, adecuada para comprender la presente invención;
- la Figura 3 es una vista inferior de una aeronave, en particular una aeronave de entrenamiento, adecuada para comprender la presente invención;

- la Figura 4 es una vista frontal de una aeronave, en particular una aeronave de entrenamiento, adecuada para comprender la invención;
- 5 • la Figura 5 es una vista trasera de una aeronave, en particular una aeronave de entrenamiento, adecuada para comprender la invención;
- la Figura 6 es una vista en sección transversal, tomada a lo largo de la línea VI-VI de la Figura 2;
- 10 • la Figura 7 es una vista parcial y ampliada de un detalle de la configuración de una aeronave adecuada para comprender la presente invención;
- la Figura 8 es una vista en sección transversal, tomada a lo largo de la línea VIII-VIII de la Figura 7;
- 15 • la Figura 9 es una vista en sección transversal, tomada a lo largo de la línea IX-IX de la Figura 7;
- la Figura 10 es una vista en sección transversal, tomada a lo largo de la línea X-X de la Figura 7;
- la Figura 11 es una vista en sección transversal, tomada a lo largo de la línea XI-XI de la Figura 7;
- 20 • la Figura 12 es una vista en sección transversal, tomada a lo largo de la línea XII-XII de la Figura 7;
- la Figura 13 es una vista en sección transversal, tomada a lo largo de la línea XIII-XIII de la Figura 7;
- 25 • la Figura 14 es una vista en sección transversal, tomada a lo largo de la línea XIV-XIV de la Figura 7;
- la Figura 15 es una vista en sección transversal, tomada a lo largo de la línea XV-XV de la Figura 7;
- la Figura 16 es una vista en sección transversal, tomada a lo largo de la línea XVI-XVI de la Figura 7;
- 30 • la Figura 17 es una vista en sección transversal, tomada a lo largo de la línea XVII-XVII de la Figura 7;
- la Figura 18 es una vista en perspectiva y ampliada de un detalle de la configuración de una aeronave adecuada para comprender la presente invención;
- 35 • las Figuras 19A, 19B y 19C muestran una aeronave, adecuada para comprender la presente invención, en diferentes vistas proyectadas en las que se evidencian las porciones calientes, que típicamente son las más significativas y pueden hacerse invisibles por el sistema de radar a través del equipo de reducción de la firma radar;
- 40 • la Figura 20 muestra en sección transversal una metalización hecha a las superficies transparentes de la aeronave, adecuada para comprender la presente invención;
- las Figuras 21A y 21B muestran la porción de cubierta adaptada para hacer que los bordes de unión de una aeronave sean invisibles para los sistemas de radar, adecuados para comprender la presente invención, la Figura 21A muestra respectivamente una sección transversal en una vista en perspectiva, la Figura 21B muestra una sección transversal lateral de la parte de cubierta;
- 45 • las Figuras 22A y 22B muestran el equipo para la primera ordenada del fuselaje, la Figura 22A, respectivamente, que muestra la posición del equipo; la Figura 22B muestra una parte de la cubierta usada para hacer que la primera ordenada del fuselaje de la aeronave sea invisible para los sistemas de radar, adecuada para comprender la presente invención en una vista en sección transversal frontal;
- 50 • las Figuras 23A, 23B y 23C muestran la rejilla adaptada para hacer que la cara de motor de la aeronave sea invisible para los sistemas de radar, de acuerdo con la presente invención; en particular, la Figura 23A muestra la rejilla en una vista en perspectiva, la Figura 23B muestra un detalle de la sección transversal de una rejilla, la Figura 23C muestra la estructura de sustitución que se sustituirá por dicha rejilla una vez que se ha retirado.
- 55

60 Con referencia a las figuras mencionadas, se muestra una aeronave, en particular una aeronave de entrenamiento, que tiene una configuración con rendimientos aerodinámicos mejorados, de acuerdo con la presente invención, en general indicada con el número de referencia 10.

La aeronave 10 comprende un fuselaje 12, que tiene una pared superior 14 y una pared inferior 16, y dos alas, un ala derecha 18 y un ala izquierda 20 respectivamente, que están conectadas con el fuselaje 12.

El ala derecha 18 tiene un extremo de ala 22, mientras que el ala izquierda 20 tiene un extremo 24.

5 La aeronave 10 comprende además un timón de dirección 34, montado en la deriva de cola 8 o en el plano de cola vertical y en un plano de cola horizontal 44, que tiene un estabilizador horizontal derecho 26 y un estabilizador horizontal izquierdo 28, con los respectivos extremos 30, 32.

10 En modos de realización preferentes pero no limitativas de la invención, como se indicó previamente, la forma de configuración típica es un motor bimotor que tiene dos entradas de aire 46 para la entrada de los correspondientes turboreactores 48, que tienen respectivos conos de salida 60.

15 Finalmente, cerca de la parte delantera 52, en la que se puede integrar un radar para la versión operativa de la aeronave 10, se instala una cabina de mando 54, preferentemente de dos lados (en tándem) con comandos de vuelo conectados mutuamente, que está protegida por un parabrisas 62 y además una sonda 58 también puede proporcionarse para la operación de reabastecimiento de combustible de la aeronave 10 en vuelo.

20 Con referencia particular a las Figuras 2 y 3, cada ala 18, 20 de la aeronave 10 tiene alerones externos 56 y alas internas para el despegue y el aterrizaje 64, con una doble ranura, que se proporcionan en el perfil trasero o en el borde de ataque 70 de cada ala 18, 20, y otros dispositivos de optimización del perfil de maniobra de ala o del borde de ataque móvil (caídas de borde de ataque) 66, presentes en el borde de ataque 68 y cuyo perfil está conformado de acuerdo con una geometría particular, sobre la base de las consideraciones aerodinámicas generales mencionadas en la presente descripción.

25 Más particularmente, las características técnicas de la aeronave 10, adaptadas para obtener altas prestaciones aerodinámicas y estabilidad de vuelo, de acuerdo con la presente invención, son las siguientes.

30 En primer lugar, la proyección aerodinámica se caracteriza por la presencia de un dispositivo de control (LVC = "Controlador de Vortex LEX") de los vórtices de la LEX ("Extensión de Borde de Ataque") con una incidencia media-alta (número de referencia 72 de la Figura 1).

35 De hecho, la presencia de la LEX, que tiene la forma gótica del plano igual al 6,4 % de la superficie del ala bruta (como en el caso de la presente invención), permite generar una elevación de vórtice con alta incidencia y la proyección de la LEX se refina aún más con la integración de un LVC ("Controlador de Vortex LEX") al final de la misma, para asegurar la explosión simétrica de los vórtices con alta incidencia con actitudes de guiñada, evitando la consiguiente pérdida de estabilidad lateral-direccional.

40 Las dimensiones del dispositivo de control 72 dependen de las de la LEX que lo enfrenta, y en cualquier caso, cuanto mayor es la LEX, mayor es el LVC; la tolerancia se puede definir en términos de la relación entre la superficie de una LEX y la altura del LVC correspondiente, según el cual el valor de diseño de esta relación es 2,35 m y el campo de tolerancia que se va a aplicar varía entre +100 % y -50 % con respecto al valor de diseño.

45 La forma de la parte delantera 52 de la aeronave 10 y sus características dimensionales se optimizan además para reducir la interferencia del vórtice de la misma sobre las características aerodinámicas de la aeronave 10 con una incidencia media-alta; las características mencionadas permiten además reducir las asimetrías direccionales con alta incidencia, que son típicas de las partes delanteras que tienen una sección transversal circular o elíptica tradicional.

50 La parte delantera 52 ("cuerpo de delante") de la aeronave 10 de acuerdo con la invención tiene una serie de secciones transversales que tienen una geometría diferente que comienza desde la punta 74 hasta una esquina de conexión con el vértice de la LEX.

55 Un modo de realización a modo de ejemplo y preferente, pero no limitativo, de la forma geométrica y de las secciones transversales sucesivas que tienen una geometría diferente, entre la punta 74 y una sección transversal de referencia tomada a una altitud 76 (sustancialmente posicionada al comienzo de la cabina de mando 54), se ilustra en secuencia en las Figuras 8-17, a partir de lo cual se puede deducir que a partir de una sección transversal sustancialmente circular con una extensión baja (Figuras 8-11) se pasa a una sección transversal que tiene una forma geométrica o abovedada ovalada (Figuras 12-17).

60 A partir de las figuras mencionadas también se puede ver la posición desplazada de la parte delantera 52, desde la punta 74 hasta la sección transversal de referencia ilustrada en la Figura 17, con respecto al eje longitudinal K.

65 En particular, de acuerdo con un modo de realización preferida de la invención, la relación entre la longitud de la parte delantera 52, tomada desde la punta 74 hasta la sección transversal hecha a lo largo de la línea XVII-XVII (referencia L), y la media entre las longitudes A y B de los dos semiejes de la sección transversal de la misma (sección transversal ilustrada en la Figura 17) tiene un valor de 1,873, con una tolerancia de ± 10 %.

La construcción especial y su reflejo en términos de las condiciones aerodinámicas en vuelo solo se derivan de la combinación del parámetro mencionado anteriormente (más o menos la tolerancia eventual) con la evolución de las secciones transversales de la parte delantera 52, desde el vértice o punta 74 de la aeronave 10 hasta la sección transversal de referencia tomada a lo largo de la línea XVII-XVII.

5

En la Figura 18, también se muestra en detalle una entrada de aire de motor, en general indicada con 46, que contribuye a garantizar el rendimiento de la aeronave 10, principalmente con respecto a la interfaz fluidodinámica adecuada con el motor turboreactor relativo.

10

La entrada de aire 46 tiene un radio en el borde de ataque evolutivo, optimizado a fin de reducir la distorsión a la cara de motor 47 en el lado interno, debido a la alta incidencia en la porción inferior y para reducir la resistencia al sangrado en el lado externo.

15

En particular, el radio medio en el borde de ataque del labio interno 76A tiene un valor de 7 mm, mientras que el radio medio del labio inferior 78 es de 17,5 mm y el del labio exterior 80 es de 14 mm, para que el área de captura de la entrada de aire sea de aproximadamente $0,322 \text{ m}^2$, el área de garganta de la entrada de aire sea de aproximadamente $0,257 \text{ m}^2$ y el área de entrada en el motor sea de aproximadamente $0,273 \text{ m}^2$ (debe recordarse que dichas dimensiones se refieren a una entrada de aire).

20

La entrada de aire 46 se caracteriza por la ausencia de un espaciador típico de la capa límite ("desviador") en el lado superior de cada entrada integrada con una LEX, gracias a la relación particular entre la longitud de la LEX y su propia forma; de hecho, la LEX actúa como una placa de enderezamiento de flujo con una alta incidencia.

25

El sistema de entrada de aire puede proporcionar además la presencia de dos entradas adicionales (no ilustradas en las figuras), colocadas en la parte trasera de la conexión entre el ala 18, 20 y el fuselaje 12, que se abren cuando la presión en la conexión es menor que la presión en la parte trasera de la conexión ala-fuselaje, gracias a resortes precargados integrados en la bisagra de las mismas entradas adicionales.

30

La función de dichas entradas de aire es reducir, al abrir, las incidencias locales en los labios de la entrada de aire principal 46 con una alta incidencia, reduciendo así la cantidad de aire que pasa a través de la entrada de aire principal 46 mencionada.

35

Una de las características particulares de la aeronave 10, que garantiza sus altos rendimientos con respecto a su estabilidad de vuelo y a su estructura aerodinámica, está hecha seguramente por el desacoplamiento del plano de cola horizontal 44 y vertical 38, lo que permite reducir la resistencia aerodinámica generada por la parte trasera de fuselaje, optimizando el comportamiento de giro de la aeronave 10 y mejorando toda la proyección aerodinámica de la misma por su alta incidencia.

40

El empenaje vertical con una forma trapezoidal comprende un timón 34 y está acoplado con el ala, en el sentido de que el borde de ataque del mismo, indicado en general con 36 en la Figura 1, permea los bordes traseros 70 de cada ala 18, 20, a fin de hacer posible la salida del giro y de optimizar en general el comportamiento del vehículo 10 con una alta incidencia.

45

El empenaje horizontal, también caracterizado por una forma trapezoidal, se acciona por dos accionadores independientes, que permiten la deflexión simétrica y asimétrica de los mismos; dicho empenaje tiene finalmente un eje de bisagra, indicado con 86 en la Figura 2, que está inclinado hacia la derecha y hacia la izquierda aproximadamente $7,5^\circ$, con respecto a un eje transversal 88, a fin de optimizar los momentos de inercia y de bisagra.

50

El desacoplamiento entre el plano de cola horizontal y vertical puede caracterizarse además definiendo una tolerancia en un parámetro de referencia, definido como la relación entre la altitud C, mostrada en la Figura 1 y que puede definirse como la distancia entre el vértice en la raíz de la deriva y el vértice en la raíz del plano de cola horizontal 44, y el brazo de cola, que es de 4181 mm; se deduce que el valor de referencia mencionado anteriormente es de $1932 \text{ mm}/4181 \text{ mm} = 0,462$, con una tolerancia aplicable del 10 %.

55

Incluso el perfil del ala se modifica y optimiza, con respecto a la aeronave de entrenamiento del tipo tradicional, a fin de reducir el efecto "golpe", considerando las características conocidas de un ala que tiene un bajo alargamiento con un perfil delgado y una línea central variable cerca el diente de sierra.

60

De acuerdo con la invención, por el contrario, se usa un ala (referencias 18 y 20) que tiene una forma trapezoidal, con un alargamiento medio ($AR = 4$), caracterizada por la presencia de un diente de sierra (indicado con S en la Figura 2) siendo el 67,5 % de la apertura bruta del ala; la modificación con respecto a las alas tradicionales se refiere en primer lugar al radio del borde de ataque, indicado con R en la Figura 6, cuya forma varía desde la circular (arte conocido) hasta la triangular, con el fin de optimizar la posición del punto de estancamiento, en presencia del borde de ataque 68 y de las "Caídas de Borde de Ataque" 66 desviadas en incidencias medianas.

65

- 5 Como puede verse claramente a partir de la Figura 6, que muestra una sección transversal ampliada a lo largo de la línea VI-VI de la Figura 2, cada ala 18, 20 está provista de un perfil con una curvatura variable, ambos en el borde de ataque 66 ("Caída de Borde de Ataque") y en el borde trasero 70, por alerones 56; estos se programan solo en el campo transónico, a fin de proporcionar una reducción de la curvatura que alivia los efectos de compresibilidad.
- 10 En términos cuantitativos, el valor de diseño de la extensión del porcentaje de cordón en el borde de ataque es de 0,36 %, con una tolerancia de +0,5 % y -0,2 %, con respecto al valor nominal, mientras que el valor de diseño del porcentaje bruto de apertura del ala en la modificación del perfil, con respecto a las soluciones tradicionales, es del 8,2 %, con una tolerancia de +10 % y -5 %, con respecto al valor nominal.
- 15 Otras características de la aeronave 10 están representadas en el fuselaje 12, que, en su parte trasera 16, proporciona la integración de las salidas del motor y la presencia de una pequeña popa, indicada con 90 en la Figura 3, que soporta los planos de cola.
- 20 También la región correspondiente a las salidas de motor se optimiza a fin de reducir los efectos negativos, en términos de resistencia y estabilidad/control longitudinal, producidos por el chorro de motor adyacente a la pared del fuselaje 12 y al empenaje horizontal 44.
- 25 El vehículo 10 está hecho además de un carro triciclo, que comprende un carro frontal y dos principales, cuyo carro frontal tiene un vástago, con cuatro puertas de cierre del espacio, y con una retroalimentación hacia la dirección de flujo.
- 30 El carro principal se retrae en una dirección opuesta con respecto a la dirección de flujo y el sistema de retroalimentación se optimiza para permitir la instalación de cargas ventrales externas en el fuselaje.
- 35 La aeronave 10 de acuerdo con la presente invención integra un sistema automático de control de vuelo ("Mando Electrónico"), del tipo cuádruplex digital, que permite optimizar los rendimientos y las cualidades de vuelo; el sistema permite entonces mejorar la seguridad de vuelo a través de la limitación automática de los regímenes de vuelo, lo que podría no ser cómodo para el piloto o podría causar la pérdida de control ("Manejo despreocupado").
- 40 La aeronave de acuerdo con la presente invención está provista de un equipo para la reducción de la firma radar de una aeronave, en al menos una porción caliente "H" de la propia aeronave, que es fácilmente detectable por los sistemas de radar. Dicho equipo comprende al menos un dispositivo para disipar ondas de radar incidentes, que puede aplicarse y eliminarse posteriormente, en función de las necesidades, manteniendo siempre las características aerodinámicas de la aeronave.
- 45 Para los propósitos de la presente invención, una porción "H" caliente de la aeronave se define como cualquiera de las porciones detectables normalmente por un sistema de radar, como por ejemplo: una cabina de mando 54, que comprende una parte transparente (cubierta y parabrisas) 62; una primera ordenada del fuselaje 12, con la que está conectada la parte delantera 52, a la que está unida la antena de radar de la aeronave, visible desde el radar a través de la parte delantera hecha de radomo transparente a la radiación misma; una pluralidad de bordes de ataque (36, 66, 68) de los componentes como por ejemplo alas (18, 20), entradas de aire del motor 46, colas de niebla (38, 44) y al menos una cara de motor 47.
- 50 Dicho equipo proporciona al menos un dispositivo, con una respectiva solución técnica particular o, para cada porción caliente de la aeronave, con el fin de reducir la firma radar.
- 55 Para reducir la firma radar procedente de las porciones calientes "H" de la aeronave como una cabina de mando 54, que comprende la porción transparente 62, el equipo comprende al menos una metalización 100, que está hecha en la porción transparente 62.
- 60 Dicha metalización 100 está adaptada para restaurar una continuidad eléctrica de la aeronave, reduciendo así la generación de difracciones de la onda incidente, generada dentro de la cabina de mando 54 cubierta por el parabrisas 62 y potencialmente recuperable por el sistema de radar; además, asegura reflexiones fuera de la cobertura del sistema de radar.
- 65 La metalización 100 se realiza a través de la aplicación de una pluralidad de capas de revestimiento, preferentemente tres capas.
- En el modo de realización mostrado en la Figura 20, dicha metalización 100 comprende al menos una primera capa o base 101, que puede preparar el parabrisas que debe recibir la metalización 100.

- 5 El depósito de dicha primera capa 101 va seguido de al menos una segunda capa 102, preferentemente a través del depósito de material que tiene un alto grado de conductividad eléctrica, como por ejemplo oro o materiales equivalentes con alta capacidad de ser molde en la superficie. Dicha segunda capa 102, que de hecho representa la capa conductora de metalización, se aplica sobre la primera capa 101 a través de procedimientos de atomización del material.
- 10 Para la protección de la metalización 100, se deposita al menos un revestimiento protector 103, adaptado para minimizar los riesgos de daños de la metalización 100, debido a choques accidentales o a agentes atmosféricos.
- 15 Además de la pluralidad de capas mencionadas anteriormente, la metalización 100 comprende una pluralidad de dispositivos eléctricos adaptados para garantizar la conexión eléctrica de la metalización 100 a la estructura de la aeronave.
- 20 En el modo de realización ilustrado en la Figura 20, dicho dispositivo eléctrico comprende al menos un dispositivo de unión 105, preferentemente realizado a través de una lámina conductora, por ejemplo de plata, que está en contacto eléctrico con la segunda capa 102.
- 25 Dicho dispositivo de unión 105 puede conectar las capas comprendidas en la metalización 100 con la estructura de la aeronave.
- 30 Dicha metalización 100 se puede realizar junto con la realización de las porciones transparentes de la cabina de mando, que pueden sustituirse por completo.
- 35 Una vez terminado el uso del equipo en la aeronave, es suficiente sustituir el parabrisas 62 de la cabina de mando con porciones transparentes en las que no exista metalización 100.
- 40 Para reducir la firma radar procedente de las porciones calientes "H" de la aeronave, tales como por ejemplo al menos un borde de ataque (36, 66, 68, 70) de los componentes como alas (18, 20), el equipo comprende a al menos una porción de cubierta 200, colocada en el borde frontal de dichos componentes de la aeronave, manteniendo el perfil aerodinámico del propio componente.
- 45 En el modo de realización ilustrado en las Figuras 21A y 21B, dicha porción de cubierta 200 comprende una primera estructura de soporte 202 hecha de un material preferentemente metálico, fijado a la estructura del componente de la aeronave a través de medios de sujeción, como tornillos o pernos.
- 50 Tras dicha primera estructura 202, se une una segunda estructura de absorción por radar 203, adaptada para absorber las ondas electromagnéticas incidentes, atenuando de esta manera en gran medida las ondas eventualmente reflejadas y/o refractadas.
- 55 Una vez terminado el uso de dicha porción de cubierta 200, se desengancha de la estructura de la propia aeronave y posiblemente se sustituye por una porción de cubierta que mantiene su perfil aerodinámico a través de una conformación adecuada de la estructura 202, sobre la que la cobertura absorbente por radar 203 está ausente.
- 60 Dicha solución permite mantener el perfil aerodinámico requerido para dichos bordes de ataque, (36, 66, 68, 70), reduciendo así los costes y la complejidad de la instalación.
- 65 Para reducir la firma radar procedente de la parte caliente "H" de la aeronave, al igual que la primera ordenada del fuselaje 12, en la parte delantera 52, el equipo comprende al menos una lámina de material metálico adhesivo 301, por ejemplo de aluminio, que cubre la primera ordenada del fuselaje 12 de la aeronave y al menos una capa de material absorbente 302, fijada a dichas láminas de material metálico 301.
- 70 Como se muestra en la Figura 22A, el equipo se coloca entre la primera ordenada del fuselaje 12 y la antena de radar "A" que está cubierta por la parte delantera de radomo 52.
- 75 Desde una vista frontal, la forma de las láminas de material metálico 301, y del material absorbente 302, son tales que corresponden a la forma de la primera ordenada del fuselaje 12 de la aeronave, con las características citadas anteriormente.
- 80 Como se muestra en la Figura 22B, el material absorbente 302 se fija, por ejemplo, mediante pegamento, a las láminas del material metálico 301.
- 85 El material absorbente 302 usado es, por ejemplo, una capa de esponja humedecida con polvo de ferrita, grafito, etc., adaptada para absorber las ondas electromagnéticas incidentes, atenuando de esta manera en gran medida la onda reflejada.

Una vez terminada la función del equipo para reducir la firma de la primera ordenada del fuselaje 12 del avión, esto se hace directamente retirando las láminas de material metálico 301, a las que se fijan las capas 302, restaurando así la primera ordenada del fuselaje 12 de vuelta al estado original.

5 Dicha solución permite reducir los costes y el peso del equipo que se sujetará a la aeronave, además de reducir la complejidad de la fijación.

10 Para reducir la firma radar procedente de las porciones calientes de la aeronave, al menos una cara de motor 47, el equipo comprende al menos una rejilla 400 adaptada para permitir la entrada de un flujo de aire hacia el motor y reducir la visibilidad de la cara de motor 47 de la aeronave por el sistema de radar.

15 En el modo de realización mostrado en las Figuras 23A y 23B, la rejilla 400 comprende una estructura interna en la que se realizan una pluralidad de aberturas 401, que tienen dichas dimensiones para ser como una superficie plana para las frecuencias más bajas del espectro de frecuencia, comúnmente usadas en los sistemas de reconocimiento de radar que funcionan a baja frecuencia, como por ejemplo la Modulación de Motor de Reacción, evitando así la generación de ondas difractadas que pueden reconocerse por el propio sistema de radar.

20 La superficie interna de dichas aberturas 401 está revestida con un material absorbente de radar de un pequeño grosor adaptado para absorber las ondas electromagnéticas a frecuencias más altas, como por ejemplo en una banda X alrededor de 10 GHz.

25 La combinación de las dimensiones de las aberturas 401 y del material absorbente permite hacer que dicho componente de la aeronave sea detectable con dificultad por los sistemas de radar.

Preferentemente, dicha rejilla 400 tiene una forma circular similar a la sección transversal de la estructura del compartimiento del motor.

30 En el modo de realización mostrado en las Figuras 23A, 23B, la rejilla 400 comprende una estructura de soporte 402, que comprende una pluralidad de anillos, adaptados para fijar dicha rejilla 400 a la aeronave a través de medios de sujeción, como por ejemplo tornillos o pernos.

35 En el detalle de la Figura 23B, la estructura de soporte 402 comprende un primer anillo 403, que estará estructuralmente unido al conducto de la entrada de aire 46 del motor, un segundo anillo 404, que estará unido a un mamparo ignífugo comprendido en el compartimiento del motor y un tercer anillo 405, adaptado para bloquear la junta interconectada con el motor.

40 Una vez que ha finalizado el tiempo en el que es necesario el uso de dicha rejilla 400, se puede extraer de la estructura del compartimiento del motor, y posiblemente se puede sustituir, con el fin de mantener la continuidad del conducto, con una estructura de sustitución 406, que esencialmente tiene la forma exterior de la estructura de soporte y en la que la estructura interna de la rejilla 400 está ausente.

45 El equipo con el que se proporciona la aeronave, de acuerdo con la presente invención, permite obtener ventajas de costes tanto en la fase de realización como en la fase de mantenimiento, ya que solo se usa cuando dicha aplicación es necesaria, reduciendo el desgaste de dicho equipo.

50 El equipo sólo actúa en las regiones calientes más importantes, evitando así desperdiciar recursos a fin de detectar porciones de la aeronave con dificultad mediante los sistemas de radar, que aún son detectables con dificultad, reduciendo así en gran medida los costes del equipo.

La elección de intervenir sólo en los centros que puedan ser más detectable es un punto de optimización entre el coste de las operaciones y la efectividad de los beneficios obtenibles.

55 Dicho equipo se aplica preferentemente a todas las porciones calientes de la aeronave, mencionadas de acuerdo con la presente invención, pero en algunos casos es posible aplicar el equipo sólo en algunas de dichas porciones "H", manteniendo otras en su configuración inicial.

60 A partir de la descripción realizada, las características son evidentes de la configuración de una aeronave con rendimientos aerodinámicos mejorados, que es el objeto de la presente invención, y también son evidentes sus ventajas.

65 Finalmente, es evidente que se pueden realizar numerosas otras variaciones en la estructura de la aeronave en cuestión, sin abandonar por ello los principios de novedad inherentes a la idea inventiva, y también es evidente que, en la implementación práctica de la invención, los materiales, las formas y las dimensiones de los detalles mostrados pueden ser de cualquier tipo según las necesidades y las mismas pueden sustituirse por otras técnicamente equivalentes.

REIVINDICACIONES

1. Aeronave (10) que comprende un fuselaje (12) al que están asociadas alas (18, 20), extensiones del borde de ataque en las raíces del ala, al menos una entrada de aire (46) para un motor y un motor (48), y una parte delantera (52) con una sección cónica, en la que dicha aeronave (10) comprende dispositivos de control (72) de los vórtices generados por las extensiones de raíz del borde de ataque del ala, en la cual la relación entre la superficie de una extensión del borde de ataque y la altura del dispositivo de control correspondiente es de 2,35 m con una tolerancia variable en un relación de 100 % y -50 % de dicha relación, por lo tanto comprendida entre 1,175 y 4,70 m, dichos dispositivos de control cooperan con la cola (44 y 38); en la que dicha aeronave también comprende un equipo extraíble que comprende al menos un dispositivo de disipación de ondas de radar incidentes que se aplica de manera extraíble sobre al menos una porción caliente de la aeronave (H); porciones calientes de la aeronave son las siguientes:
- una cabina de pilotaje o cabina de mando, que comprende al menos una parte transparente;
 - un primer marco del fuselaje;
 - una pluralidad de bordes de ataque de los componentes, que comprende alas, planos de cola y entradas de aire de los motores;
 - al menos una cara de motor; estando la aeronave **caracterizada por que** el equipo extraíble, para reducir la marca de radar procedente de al menos una cara de motor (47), comprende al menos una rejilla (400) que comprende una estructura interna con una pluralidad de aberturas (401); una estructura de soporte (402) que comprende una pluralidad de anillos para asegurar dicha rejilla (400) a la aeronave; en la que dicha pluralidad de aberturas (401) se realizan teniendo dimensiones para ser como una superficie plana para las frecuencias más bajas del espectro de frecuencia usado por el sistema de reconocimiento de radar de baja frecuencia; en la que cada abertura (401) comprende una superficie interna revestida con un material absorbente de radar delgado adaptado para absorber ondas electromagnéticas a alta frecuencia; en la que dicha rejilla (400) está adaptada para permitir la entrada de un flujo de aire hacia el motor y reducir la visibilidad de la cara de motor (47) de la aeronave mediante un sistema de radar;
- dicha rejilla (400) tiene una forma circular similar a la sección transversal de la estructura del compartimento del motor; en la que dicha estructura de soporte (402) comprende un primer anillo (403) estructuralmente unido al conducto de la entrada de aire (46) del motor, un segundo anillo (404) unido a un mamparo ignífugo comprendido en el compartimento del motor y un tercer anillo (405), que bloquea una junta interconectada con el motor.
2. Aeronave (10) de acuerdo con la reivindicación 1, **caracterizada por que** dicha parte delantera (52), con una extensión baja, tiene un perfil con una geometría variable que comienza desde la punta (74) hasta una esquina de conexión de dicha parte delantera (52) con el vértice de dichas extensiones del borde de ataque, teniendo dicho perfil, a partir de dicha punta (74), una sección sustancialmente circular y, por lo tanto, una sección con una forma geométrica ovalada y abovedada.
3. Aeronave (10) de acuerdo con la reivindicación 1, **caracterizada por que** se obtiene un desacoplamiento de los planos de cola horizontal (44) y vertical (38) por medio de un estabilizador vertical con forma de trapecio y acoplado con el ala (18, 20), cuyo borde de ataque (36) penetra en los bordes traseros (70) de cada ala (18, 20).
4. Aeronave (10) de acuerdo con la reivindicación 3, **caracterizada por que** dicho desacoplamiento de los planos de cola se obtiene por medio de un empenaje horizontal (44) que tiene una forma de trapecio, teniendo cada estabilizador horizontal un eje de bisagra (86) que está inclinado con respecto a un eje transversal (88) de la aeronave (10).
5. Aeronave (10) de acuerdo con la reivindicación 1, **caracterizada por que** dicha entrada de aire (46) no tiene un espaciador típico de la capa límite o "desviador" en el lado superior de la propia entrada.
6. Aeronave (10) de acuerdo con la reivindicación 1, **caracterizada por que** dicha entrada de aire (46) tiene un radio medio en el borde de ataque de un labio interno (76A) igual a 7 mm, mientras que un radio medio de un labio inferior (78) es igual a 17,5 mm y un radio medio de un radio externo (80) es igual a 14 mm, tal como el área de captura de dicha entrada de aire (46) es aproximadamente igual a 0,322 m², el área de garganta de la entrada de aire (46) es aproximadamente igual a 0,257 m² y la entrada de aire al motor es aproximadamente igual a 0,273 m².
7. Aeronave (10) de acuerdo con la reivindicación 1, **caracterizada por que** cada ala (18, 20) de la aeronave (10) tiene forma de trapecio y tiene al menos un área de diente de sierra (S) en al menos una

porción de la envergadura, proporcionando también dicho ala (18, 20) un borde de ataque (68) con un radio (R) con un perfil triangular.

- 5 8. Aeronave (10) de acuerdo con la reivindicación 1, **caracterizada por que** cada ala (18, 20) de la aeronave (10) está provista de un perfil con flexión variable, tanto en un borde de ataque (66) como en un borde trasero (70), cerca de al menos un ala (56), para producir una reducción de la flexión que alivia los efectos de la compresibilidad.
- 10 9. Procedimiento de restauración de la aeronave de acuerdo con la reivindicación 1 en un estado inicial en el que, una vez habiendo terminado el tiempo en el que es necesario el uso de dicha red (400), la red se extrae de la estructura del compartimiento del motor y se sustituye, a fin de mantener la continuidad del conducto, con una estructura de sustitución (406), que esencialmente tiene la forma externa de la estructura de soporte (402) y en la que la estructura interna de la rejilla (400) está ausente.

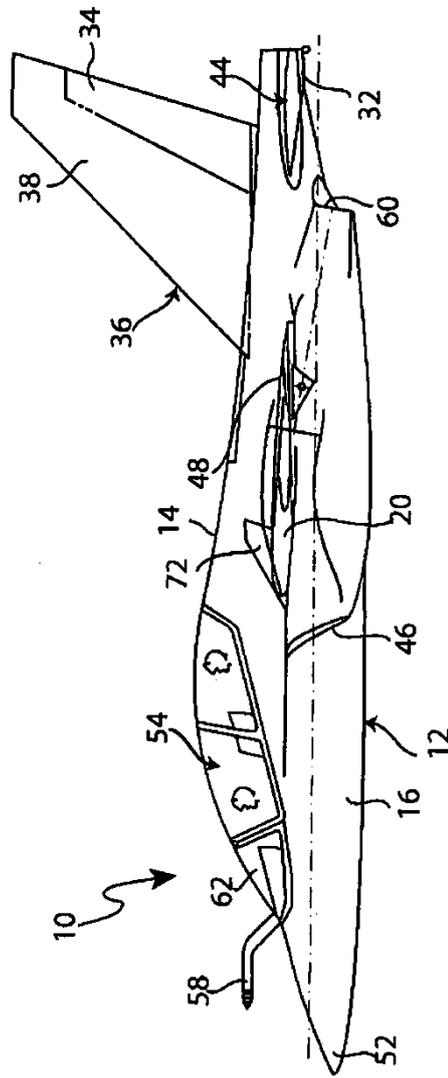


Fig.1

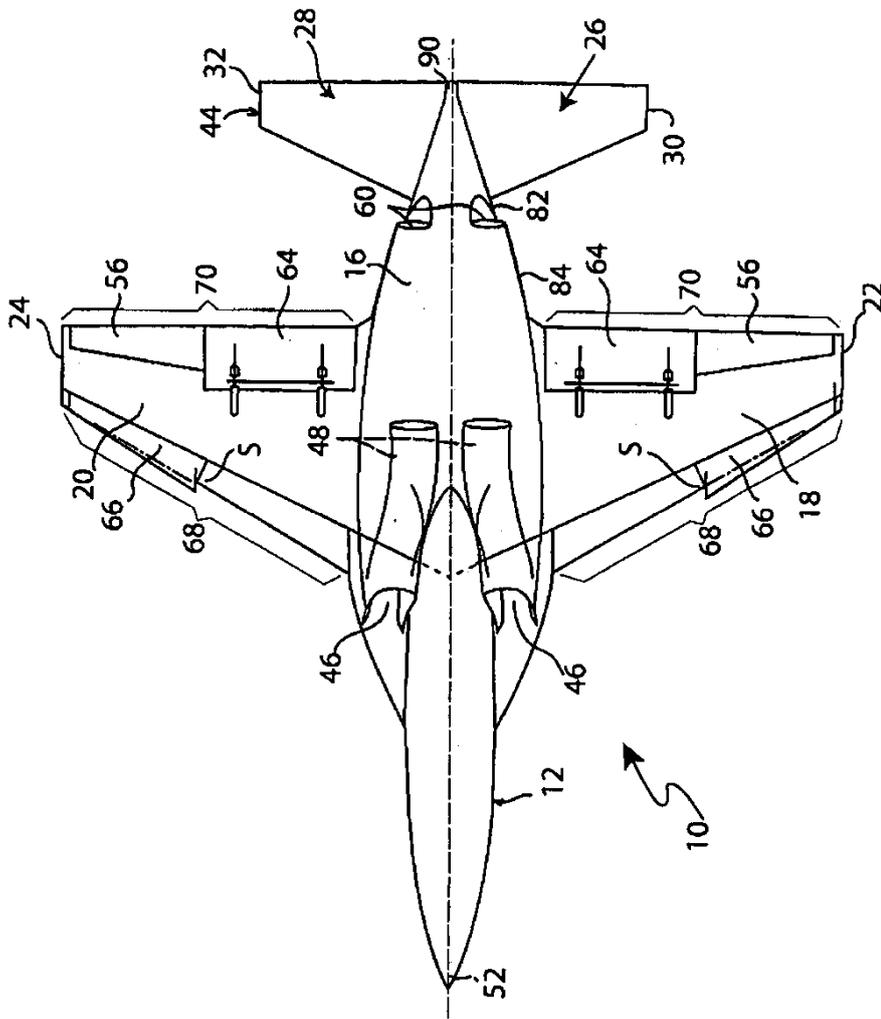


Fig.3

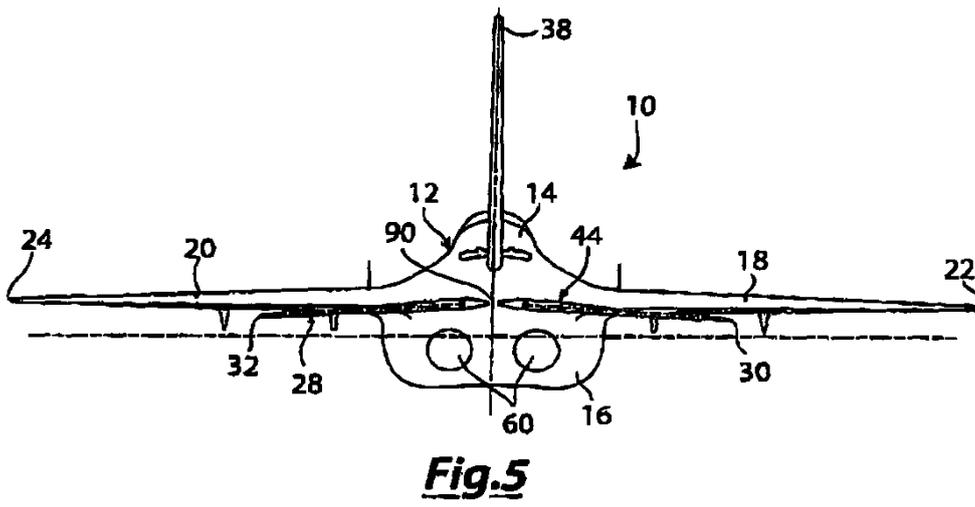
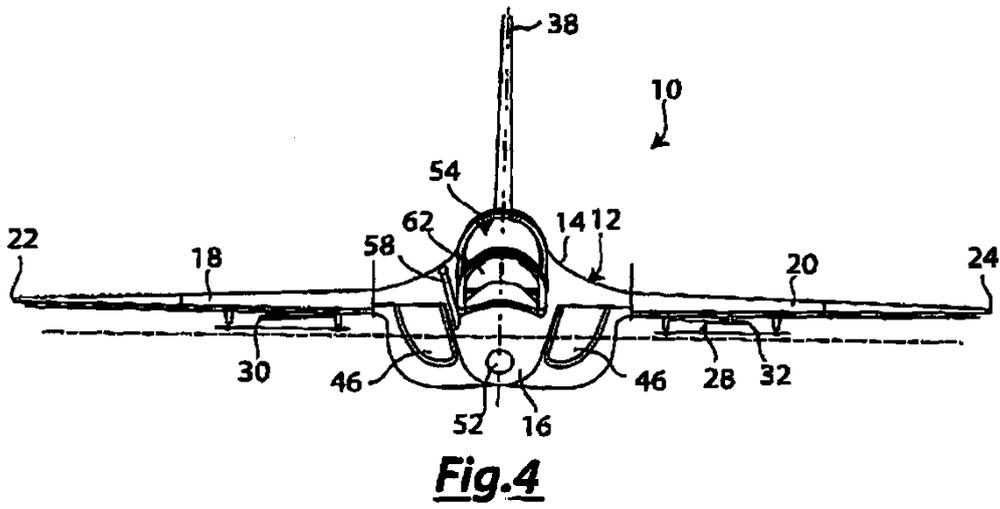




Fig.6

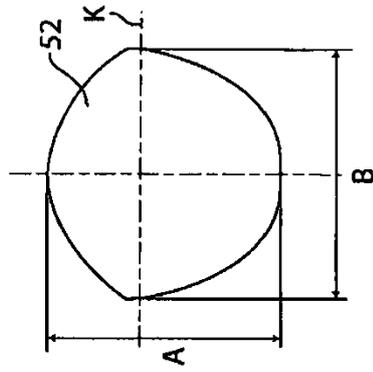


Fig. 17

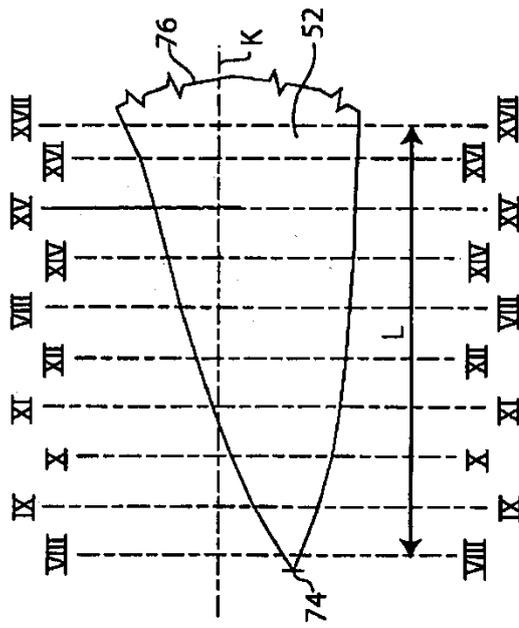
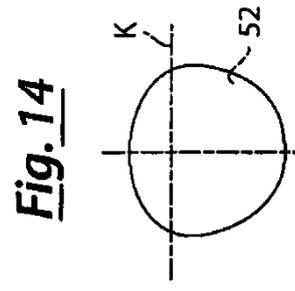
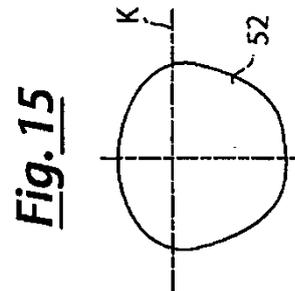
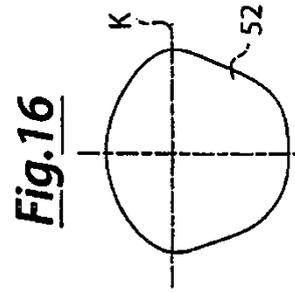
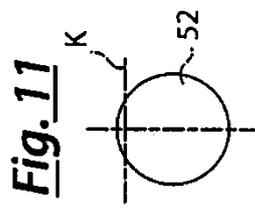
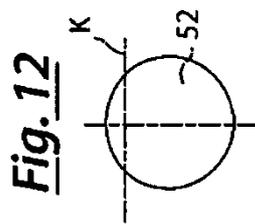
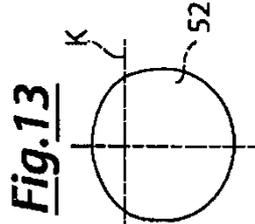
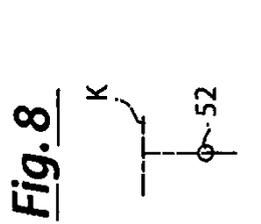
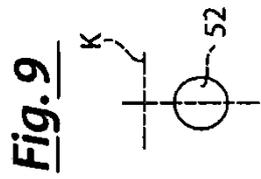
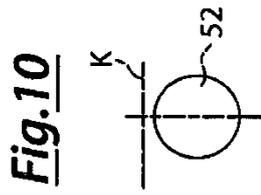


Fig. 7



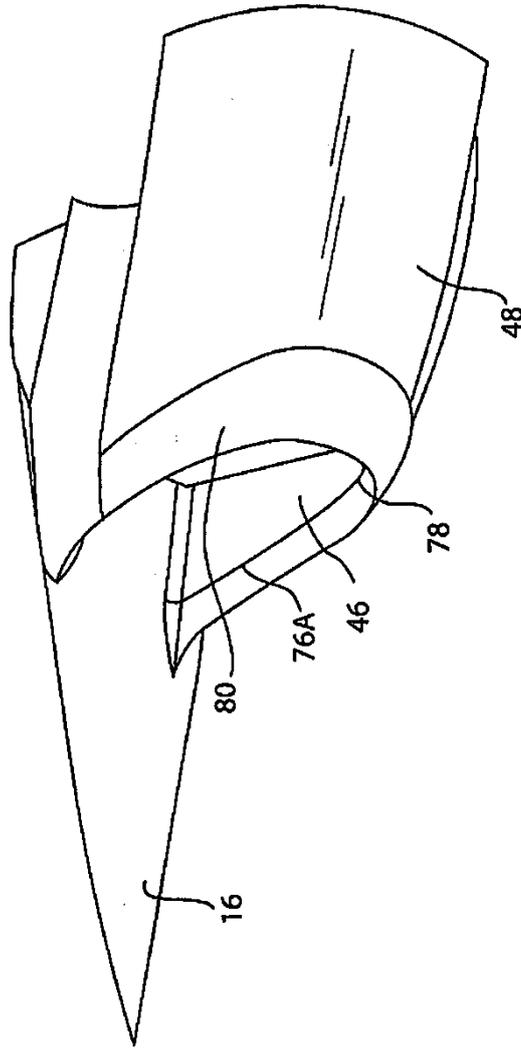


Fig.18

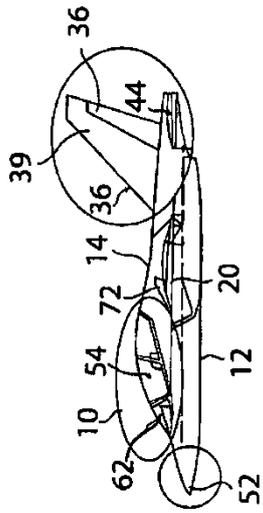


Fig. 19C

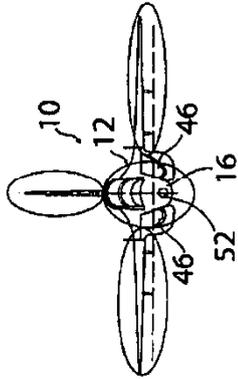


Fig. 19B

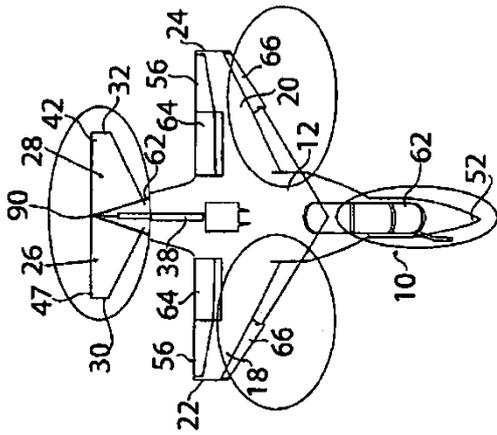


Fig. 19A

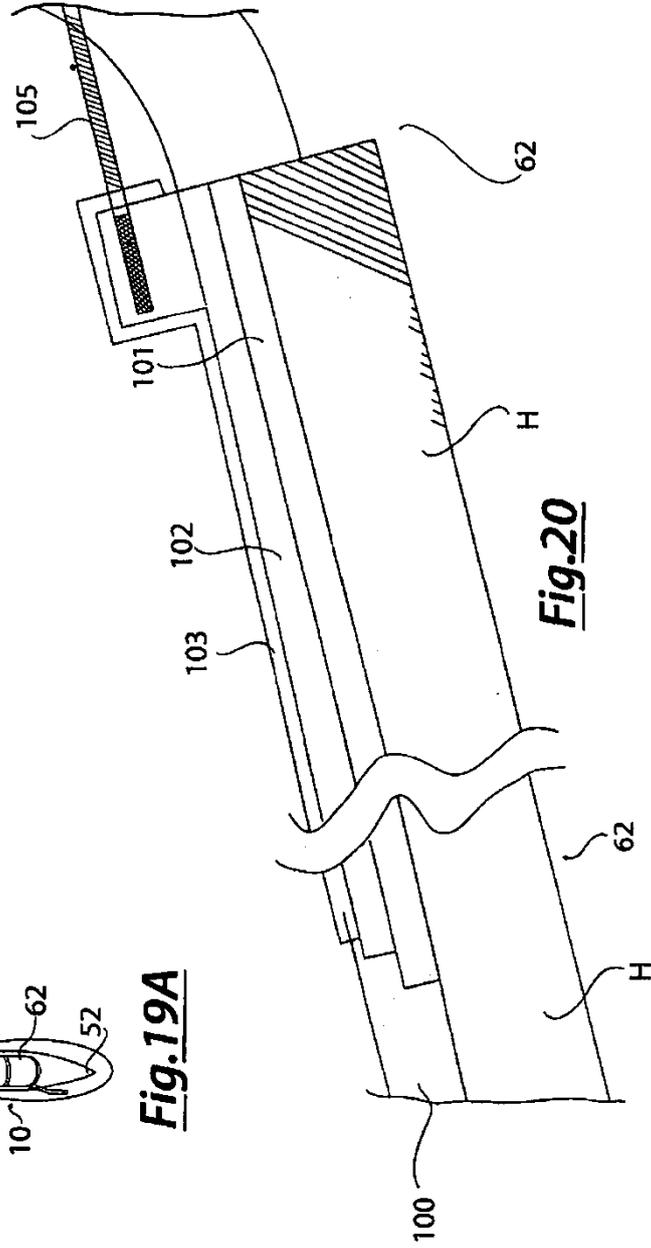


Fig. 20

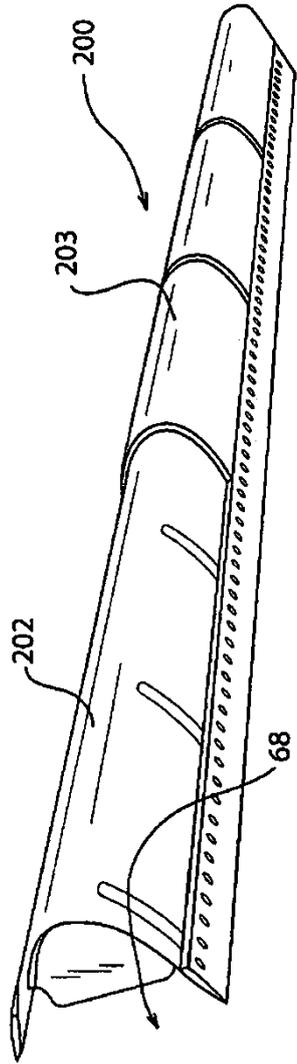


Fig. 21A

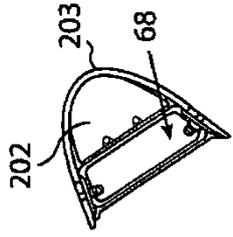


Fig. 21B

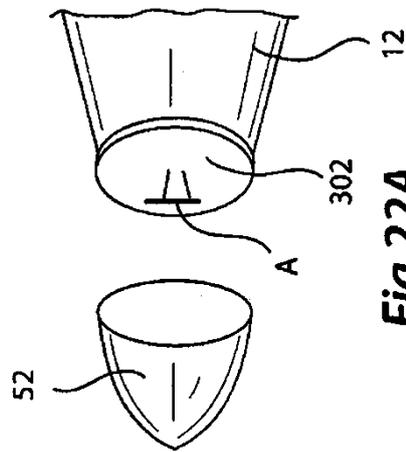


Fig. 22A

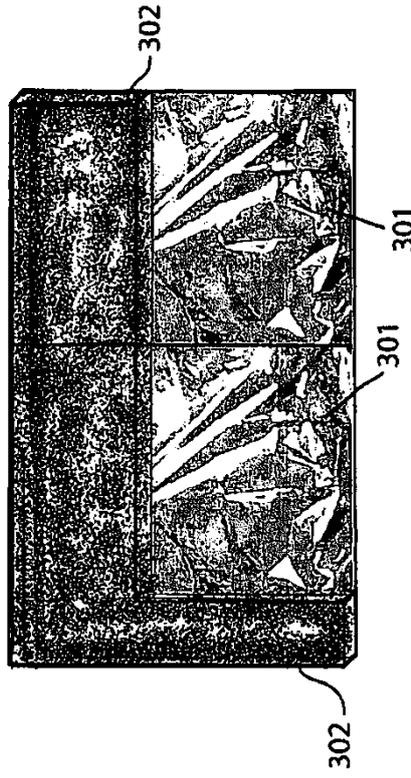


Fig. 22 B

