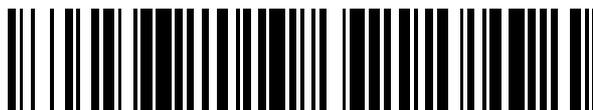


19



OFICINA ESPAÑOLA DE  
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 590 656**

51 Int. Cl.:

**B64C 39/08** (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **09.12.2014** **E 14004141 (9)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **22.06.2016** **EP 2883792**

54 Título: **Configuración de avión**

30 Prioridad:

**11.12.2013 DE 102013020601**

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

**23.11.2016**

73 Titular/es:

**AIRBUS DEFENCE AND SPACE GMBH (100.0%)**  
**Willy-Messerschmitt-Strasse 1**  
**85521 Ottobrunn, DE**

72 Inventor/es:

**STÜCKL, STEFAN y**  
**VAN TOOR, JAN**

74 Agente/Representante:

**AZAGRA SAEZ, María Pilar**

**ES 2 590 656 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

La invención hace referencia a una aeronave, en especial un avión de pasajeros o de carga, con un único fuselaje.

5 Para este tipo de aviones se conocen diversas configuraciones adaptadas al desarrollo actual de la técnica. Actualmente, los aviones de pasajeros presentan la configuración tipo dragón, es decir, un fuselaje con un ala principal y un pequeño estabilizador horizontal en la cola, como variante más común. En este caso, la superficie del ala principal o perfil alar es a través de la que se genera la fuerza de sustentación suficiente para todo el avión, el estabilizador horizontal sirve solo para la estabilización, esto es, genera habitualmente un empuje descendente. El punto neutro de la aeronave se sitúa detrás del centro de gravedad del avión, de manera que se garantiza un vuelo mecánicamente estable.

También es sabido que la calidad aerodinámica de una aeronave afecta sustancialmente a su consumo de combustible y su alcance. En este caso, la resistencia inducida desempeña una función importante en la aerodinámica. Los principales factores que influyen en la resistencia inducida ( $C_{d,i}$ ) de un avión son esencialmente la distribución de sustentación en el ala ( $e$ ) y su alargamiento ( $AR$ ), como se aprecia en la aproximación cuadrática de sobra conocida (Gl.1):

$$C_{d,i} = \frac{1}{\pi A Re} C_l^2$$

Una distribución de sustentación elíptica representa aquí el óptimo teórico, que prácticamente se consigue en los aviones actuales con ciertas limitaciones ( $e \approx 0,8$ ). Sin embargo, se imponen límites naturales al alargamiento del ala, condicionados por aspectos estructurales, en especial el momento flector en la raíz del ala, y restricciones en la envergadura, sobre todo por los requisitos del operador del aeropuerto. El alargamiento adimensional de ala ( $AR$ ) se sitúa típicamente en torno a 8 - 12.

25 La patente US 2013/0264428 A1 da a conocer un método para acoplar un primer fuselaje de un módulo de accionamiento de un avión con un segundo fuselaje de un módulo de transporte y un avión modular que implementa este método. En este caso, el módulo de accionamiento presenta una configuración de ala cerrada o boxwing con un ala delantera en flecha hacia atrás, y un ala posterior con disposición en V en flecha hacia delante, con las dos alas conectadas entre sí en sus extremos, dotados de winglets. El módulo de accionamiento incorpora dos motores de reacción según US 2013/0264428 A1, situados a izquierda y derecha del fuselaje respectivamente en el ala posterior. La cabina situada en la parte posterior del fuselaje del módulo de accionamiento permite solo una visibilidad bastante reducida para el piloto y dificulta las maniobras de aproximación para aterrizaje por la cercanía a la cabina de la superficie alar delantera.

35 La patente US 2006/0151666 A1 presenta una aeronave VTOL con componentes de empuje y control distribuidos. A continuación se describe una disposición de alas en tándem, con al menos un ala en flecha delantera y un alargamiento menor de 10. Hay cuatro grupos propulsores para vuelo hacia delante dispuestos en aletas verticales, que se encuentran en los extremos de la superficie alar posterior.

40 La patente US 2008/0001025 A1 presenta un avión anfibia no tripulado con despegue y aterrizaje mediante control remoto, con alas en tándem, conectadas por dos fuselajes flotador. El avión se acciona mediante dos grupos propulsores dispuestos sucesivamente, con un primer motor situado en la superficie alar delantera y un segundo motor en la superficie alar posterior. Las superficies alares, diseñadas como alas rectangulares, tienen un alargamiento cercano a 9.

45 La patente US 2011/0180660 A1 presenta una aeronave con un solo fuselaje y una configuración de ala cerrada o boxwing, dotada de ala delantera en forma de flecha hacia atrás con una envergadura muy superior a la del ala posterior con disposición en V en forma de flecha hacia delante, de manera que el ala posterior está conectada directamente con el ala delantera por sus extremos, equipados con winglets. En este caso, al menos el ala posterior de las dos alas en punta, en la que se montan ambos grupos propulsores, presenta un alargamiento próximo a 6,5.

55 La patente FR 510306 de 1920 presenta una aeronave para vuelos de larga distancia. Aquí hay tres conjuntos de ala de dos pisos, esto es, seis superficies alares, dispuestas sucesivamente a lo largo de un fuselaje. En el par de alas posteriores se indica la existencia de dos grupos propulsores. Las superficies alares están diseñadas como alas rectangulares, y el alargamiento de los pares de alas se sitúa entre 3,8 y 6,5 aproximadamente.

60 La patente FR 682950 de 1929 presenta un hidroavión de gran rendimiento y alas escalonadas. La Figura 4 muestra un avión de doble fuselaje con tres conjuntos de superficies alares dispuestos sucesivamente, a saber, una disposición de dos pisos, una disposición de un piso y otra una disposición de dos pisos; en esta última se

disponen cuatro elementos de propulsión. Las superficies alares están diseñadas como alas rectangulares con un alargamiento de entre 5 y 7 aproximadamente.

5 Por todo ello, el propósito de la invención es solventar los inconvenientes de las soluciones conocidas de la técnica y facilitar una configuración de avión mejorada, con mayor aerodinámica, a saber, con una resistencia inducida menor. Asimismo, la invención facilita un concepto de aeronave eficiente en el aprovechamiento de los recursos y respetuosa con el medio ambiente, lo que aumenta la aceptación de estas aeronaves entre la población.

10 Este propósito se consigue mediante una aeronave con las características de la reivindicación 1. Se especifican desarrollos y perfeccionamientos ventajosos de la invención en las reivindicaciones dependientes.

15 La aeronave de acuerdo con la invención incorpora una configuración de alas en tándem, donde la superficie de ala necesaria se distribuye en dos alas independientes. Si los aspectos estructurales no presentan ninguna limitación, con la misma envergadura puede duplicarse el alargamiento de las alas en comparación con la configuración tipo dragón convencional, lo que se traduce en una disminución a la mitad de la resistencia inducida, según la ecuación 1. Además, se logra la integración del accionamiento en el ala posterior, lo que conlleva ventajas adicionales.

20 Aunque se conocen proyectos de alas en tándem conforme al estado actual de la técnica dentro del ámbito de la aviación comercial con configuraciones de doble fuselaje, como se aprecia por ejemplo en las patentes US 4,165,058 y US 2010/0044521 A1, estos difieren en numerosos aspectos de la presente invención.

25 En la patente US 4.165.058 hay dos alas rectangulares sucesivas dispuestas de tal manera que el ala delantera está sujeta la parte inferior del fuselaje, casi como un avión de ala baja, y el ala posterior está sujeta a los timones de dirección dispuestos en la parte superior del fuselaje, casi como un avión de ala alta. La envergadura de las dos alas rectangulares es idéntica. Los grupos propulsores descansan detrás del ala delantera, ya sea en la cara del tubo de fuselaje mirando hacia el otro fuselaje o bien en la cola del estabilizador lateral o bajo la superficie alar posterior.

30 En la patente US 2010/0044521 A1 están presentes dos tubos de fuselaje independientes conectados por alas en flecha invertida en tándem. El ala delantera dispuesta en la parte inferior del fuselaje tiene mayor envergadura que el ala posterior dispuesta en la parte superior del fuselaje. La propulsión se consigue mediante grupos propulsores situados en el ala posterior, entre ambos fuselajes.

35 Con todo, estas configuraciones de doble fuselaje tienen el inconveniente de una peor maniobrabilidad durante el vuelo y en tierra. Los pilotos tienen una visibilidad reducida y maniobran mal el avión en la pista. A esto cabe añadir que las terminales aeroportuarias actuales no son aptas para la carga y descarga de aviones de doble fuselaje.

40 Una aeronave conforme a la invención, en especial un avión de pasajeros o de carga, con un único fuselaje, presenta una disposición de alas en tándem y al menos dos grupos propulsores dispuestos en la parte superior de la superficie alar posterior. La configuración de las alas conforme a la invención, a modo de dos alas trapezoidales separadas, con un alargamiento en un rango mayor o igual a 12 y menor o igual a 25 puede reducir a la mitad la resistencia inducida y reducir el momento flector en la raíz del ala, contrarrestando así la limitación estructural del alargamiento alar. Otro efecto positivo de la configuración conforme a la invención es que ambas alas asumen la función de estabilizador horizontal. De este modo se ahorra en resistencia y peso del estabilizador horizontal y se evita el empuje hacia abajo que se genera habitualmente. En las superficies alares, el flujo laminar no se ve alterado por las hélices ni por una corriente de salida, de manera que con el consiguiente perfilado o mediante otros medios técnicos se logra un flujo laminar con una escasa resistencia de fricción.

50 Un perfeccionamiento ventajoso de la invención prevé que ambas superficies alares del conjunto de alas en tándem estén separadas verticalmente en la dirección del eje vertical. De este modo se mejora el flujo de la superficie alar posterior en la dirección de vuelo.

55 Otro perfeccionamiento ventajoso de la invención prevé que la superficie alar delantera esté sujeta a la parte superior del fuselaje, mientras que la superficie alar posterior está sujeta a la parte inferior del fuselaje. De este modo, el ala posterior recibe un flujo óptimo porque la corriente de aire de la superficie alar delantera se orienta ligeramente hacia abajo desde el borde posterior del ala.

60 Un perfeccionamiento ventajoso de la invención prevé que la superficie alar posterior tenga mayor envergadura que la superficie alar delantera. Así es posible integrar los grupos propulsores más fácilmente en la superficie alar posterior.

Un perfeccionamiento ventajoso de la invención prevé que la distribución de sustentación entre la sustentación de la superficie alar delantera y la sustentación de la superficie alar posterior se aproxime a 45:55, preferiblemente 50:50.

5

Un perfeccionamiento ventajoso de la invención prevé que un mínimo de dos grupos propulsores estén dispuestos en pilones sobre la parte superior de la superficie alar posterior en la dirección de vuelo. Como unidades de propulsión se pueden disponer motores de combustión convencionales con carburante y hélice o motores híbridos con accionamiento eléctrico adicional, generador y batería, o bien un motor eléctrico puro. Una disposición así en la parte superior de la superficie alar reduce la emisión de ruidos hacia abajo, lo que incrementa notablemente la compatibilidad medioambiental de la configuración de aeronave conforme a la invención. Los pilones en sección transversal pueden adoptar la forma de un perfil de flujo simétrico y generar, en consecuencia, superficies de estabilización adicionales.

10

Otro perfeccionamiento ventajoso de la invención prevé que en la cola del fuselaje del avión haya un grupo propulsor adicional. Es posible instalar otro sistema de hélice opcionalmente en la cola del fuselaje, para conseguir el efecto de aceleración de la capa límite también mediante aceleración de la capa límite en el fuselaje. Debido a su escasa necesidad de espacio se utiliza preferentemente un motor eléctrico, que se puede integrar fácilmente en el cono de cola del contorno del fuselaje.

15

20

Además, un perfeccionamiento ventajoso de la invención prevé un sistema de hélice como unidad propulsora, que incorpore por ejemplo una hélice de empuje. Las hélices se pueden montar al final del grupo motopropulsor como hélice de empuje, es decir, la denominada Pusher Propeller. Así existe la posibilidad de aumentar la eficiencia de impulso mediante la aceleración de capa límite en las superficies alares.

25

Otro perfeccionamiento ventajoso de la invención prevé que haya tubos de alojamiento extensibles entre las dos superficies alares. Así, ambas alas o superficies alares pueden estar conectadas por medio de dos tubos de alojamiento cilíndricos en paralelo al fuselaje y al eje longitudinal del avión, con motores convencionales eléctricos híbridos o totalmente eléctricos. De este modo se reduce el momento flector en la raíz del ala, por lo que el diseño de la estructura de las alas puede ser más sencillo. Los tubos de alojamiento pueden conectarse en la parte inferior de la superficie alar delantera y mediante pilones con la superficie alar posterior. Los tubos de alojamiento pueden configurarse de modo ventajoso para que gracias a su buena accesibilidad desde el suelo, las baterías se pueden desmontar y sustituir de manera sencilla y rápida con un mecanismo de elevación. Los tubos de alojamiento también pueden configurarse de tal modo que puedan colocarse baterías o elementos acumuladores en forma de tubo cilíndrico, fijados en una estructura de soporte, por ejemplo un perfil de soporte, que se extienda entre el ala delantera y el ala posterior. Así, los tubos de alojamiento se podrían construir con muchos de estos elementos acumuladores, alineados sucesivamente en el perfil de soporte. Finalmente, la ubicación del combustible y de las baterías fuera del fuselaje con la cabina de pasajeros ofrece seguridad adicional a los pasajeros en caso de incendio o de aterrizaje de emergencia.

30

35

Otro perfeccionamiento ventajoso de la invención prevé una aeronave diseñada con un punto neutro inestable, para conseguir un elemento de salida perturbador como sucede en los aviones convencionales con el timón de profundidad, y alcanzar una distribución de superficies y de sustentación más o menos uniforme entre ambas alas. Existe un dispositivo de control de vuelo automático, por ejemplo en forma de software de regulación para regular los respectivos actuadores, y dotar a la aeronave de estabilidad artificial. En este caso, los actuadores sirven para accionar superficies de mando, tales como timones y flaps. Estos controles para configuraciones de vuelo mecánicamente inestables se conocen ya en la aviación militar. Para terminar, la aeronave se puede diseñar, preferiblemente, como avión tripulado de pasajeros o de carga.

40

45

Otras medidas que mejoran la invención se presentan a continuación con más detalle, junto con una descripción del ejemplo de realización preferente, mediante figuras. Se muestran:

50

Figura 1 Vista superior esquemática de una primera realización basada en la invención, una configuración de la aeronave;

55

Figura 2 Vista de sección a lo largo de la línea de corte II - II según la Figura 1;

Figura 3 Vista superior esquemática de una segunda realización basada en la invención, una configuración de la aeronave;

60

Figura 4 Vista isométrica de la configuración de la aeronave según la Figura 3;

Figura 5 Vista superior esquemática de una tercera realización basada en la invención, una configuración de la aeronave.

## ES 2 590 656 T3

En las figuras representadas, los componentes idénticos o similares se marcan con los mismos números de referencia. Las indicaciones de dirección aluden, si no se indica lo contrario, a los ejes de la aeronave, a saber, eje longitudinal L, eje transversal Q y eje vertical H.

5 Las figuras 1 y 2 muestran una primera realización basada en la invención de una configuración de aeronave 1 con un fuselaje tubular alargado 2, con una superficie alar delantera 3 y una superficie alar posterior 4. Asimismo, la superficie alar posterior 4 incorpora dos grupos propulsores 5, 6 dispuestos a izquierda y derecha del fuselaje 2 respectivamente. Los grupos propulsores cuentan con hélices de empuje 7, 8. En la cola de la aeronave 1 hay un estabilizador lateral 9 y un alerón 10.

10 La superficie alar delantera 3 presenta una envergadura menor que la superficie alar posterior 4. El alargamiento de la superficie alar delantera 3 en el presente ejemplo de realización es 16, mientras que el alargamiento de la superficie alar posterior es 18. La relación de sustentación de la superficie alar delantera respecto a la superficie alar posterior 4 se aproxima a 45:55. Debido al gran alargamiento, la cuerda del ala es baja en comparación con los aviones convencionales. El diseño de la estructura de las alas puede ser más sencillo.

15 Por lo demás, se puede utilizar un ala trapezoidal múltiple sin flecha, tal y como se ilustra en las figuras adjuntas. Cada una de las superficies alares 3, 4 puede incluir elementos de control no mostrados, tales como elevadores, timones y flaps. Las propias alas pueden ser de plástico reforzado con fibra de vidrio, en particular, con fibras de carbono. La utilización de estos materiales permite perfiles laminares.

20 La superficie alar delantera 3 en dirección de vuelo F y la superficie alar posterior 4 están separadas verticalmente en la presente realización, es decir, en dirección del eje vertical. En este caso, la superficie alar delantera 3 se sitúa en la parte superior del fuselaje 2, casi en forma de monoplano de ala alta. La superficie alar posterior 4 se dispone en forma de monoplano de ala baja en la parte inferior del fuselaje 2. La proporción entre la separación vertical h de las superficies alares y la separación de las superficies alares 3, 4 en dirección del eje longitudinal puede ser de 1:5 aproximadamente.

25 Los grupos propulsores 5, 6 se pueden diseñar en este primer ejemplo de realización como turbopropulsores convencionales de queroseno, aunque también es posible utilizar pilas de combustible, motores híbridos y eléctricos puros. Como el rango de velocidad para esta configuración de aeronave es  $< \text{Mach } 0,6$ , el empuje específico, al igual que en los motores de turbohélice en general, se puede mantener en un intervalo bajo. Teniendo en cuenta la menor cuerda del ala y el rango de velocidad seleccionado, puede utilizarse un perfil alar alrededor del que circule un flujo laminar.

30 Dado que en la configuración de aeronave conforme a la invención el punto neutro se encuentra delante del centro de gravedad, el avión es inestable. Para mantener la aeronave en posición estable, se ha previsto una regulación de vuelo electrónica.

35 En las figuras 3 y 4 se muestra una segunda realización ventajosa. La segunda realización se diferencia de la primera únicamente en que aquí se disponen unas carcasas cilíndricas 13, 14 a izquierda y derecha del fuselaje, y se utilizan dos grupos propulsores eléctricos 5, 6. En lo restante, son aplicables las explicaciones de la primera realización. Las carcasas 13, 14 se extienden, tal y como se recalca en especial en la figura 4, entre la superficie alar delantera 3 y la superficie alar posterior 4. En este caso, las carcasas 13, 14 están sujetas a la parte inferior de la superficie alar delantera 3. En la superficie alar posterior 4, las carcasas 13, 14 se introducen en el revestimiento del grupo propulsor 5, 6 y están conectadas con él mediante pilones 11, 12 situados en la parte superior de la superficie alar posterior 4. No obstante, las carcasas también se pueden colocar debajo, arriba o al lado del revestimiento del grupo propulsor 5, 6.

40 Las carcasas 13, 14 poseen suficiente resistencia y rigidez para evitar vibraciones y aleteos. Por otro lado, las baterías situadas en las carcasas 13, 14 pueden sacarse de las carcasas y cambiarse fácilmente a través de contenedores de baterías accesibles desde abajo.

45 Para terminar, la figura 5 muestra una tercera realización ventajosa que se distingue de la segunda realización arriba descrita en que existe un tercer grupo propulsor 15 con una hélice 16 en la cola del fuselaje 2. En este caso la unidad se dispone de tal modo que el eje de la hélice emerge por el cono de la cola. Gracias a la corriente de aire del grupo propulsor 15 dotado también de una hélice de empuje 16 situada en el centro de la parte trasera del fuselaje, se puede lograr una aceleración de la capa límite en la zona trasera del fuselaje 2. Esto contribuye, además, a mejorar de las características aerodinámicas y la eficiencia de impulso de la configuración de aeronave propuesta. En lo restante se hace referencia a las explicaciones anteriores de la primera y la segunda realización.

50 La invención no se limita en su realización a los ejemplos de realización preferente aquí especificados. Más bien son concebibles un número de variantes que hacen uso de la solución expuesta en las reivindicaciones de

patente, incluso con otras formas de realización. Todas las combinaciones técnicamente posibles de los ejemplos de realización antedichos están englobadas expresamente en esta divulgación. Por ejemplo, los diámetros de las hélices podrían diseñarse más pequeños y estas hélices quedarían cerradas. Asimismo, la superficie alar podría tener winglets en los extremos de las alas.

**REIVINDICACIONES**

- 5 **1.** Aeronave (1) con una configuración de alas en tándem y al menos dos grupos propulsores (5, 6) situados en la parte superior de la superficie alar posterior (4), caracterizada por que la aeronave (1) presenta un fuselaje único (2) y la configuración de alas en tándem presenta dos alas separadas, de tal manera que ambas superficies alares (3, 4) adoptan la forma de ala trapezoidal con un alargamiento dentro de un rango mayor o igual que 12 y menor o igual que 25.
- 10 **2.** Aeronave (1) según la reivindicación 1, en la que las dos superficies alares (3, 4) de la configuración de alas en tándem están separadas verticalmente en la dirección del eje vertical.
- 3.** Aeronave (1) según la reivindicación 1 o 2, en la que la superficie alar delantera (3) está sujeta a la parte superior del fuselaje, mientras que la superficie alar posterior (4) está sujeta a la parte inferior del fuselaje.
- 15 **4.** Aeronave (1) según una de las reivindicaciones anteriores, en la que la superficie alar posterior (4) presenta una envergadura mayor que la superficie alar delantera (3).
- 5.** Aeronave (1) según una de las reivindicaciones anteriores, en la que la distribución de sustentación entre la sustentación de la superficie alar delantera (3) y la superficie alar posterior (4) se aproxima a 45:55, preferiblemente 50:50.
- 20 **6.** Aeronave (1) según una de las reivindicaciones anteriores, dotada de un grupo propulsor eléctrico híbrido o exclusivamente eléctrico (5, 6, 15).
- 25 **7.** Aeronave (1) según una de las reivindicaciones anteriores, en la que al menos dos grupos propulsores (5, 6) están colocados sobre pilones (11, 12) en la parte superior de las superficies alares.
- 8.** Aeronave (1) según una de las reivindicaciones anteriores, en la que se ha previsto un grupo propulsor suplementario (15) en la cola del fuselaje (2).
- 30 **9.** Aeronave (1) según una de las reivindicaciones anteriores, en la que el grupo propulsor (5, 6, 15) es un motor de hélice.
- 10.** Aeronave (1) según la reivindicación 9, en la que el motor de hélice presenta hélices de empuje (7, 8, 16).
- 35 **11.** Aeronave (1) según una de las reivindicaciones anteriores, en la que se disponen tubos de alojamiento extensibles (13, 14) entre ambas superficies alares (3, 4).
- 12.** Aeronave (1) según las reivindicaciones 7 y 11, en la que los tubos de alojamiento (13, 14) de la parte inferior de la superficie alar delantera (3) están conectados a la superficie alar posterior (4) a través de los pilones (11, 12).
- 40 **13.** Aeronave (1) según una de las reivindicaciones anteriores, en la que la aeronave (1) está diseñada para tener una posición de punto neutro inestable.
- 45 **14.** Aeronave (1) según la reivindicación 13, en la que se proporciona un dispositivo de control de vuelo para generar una estabilidad artificial.
- 15.** Aeronave (1) según una de las reivindicaciones anteriores, en la que la aeronave es un avión tripulado de pasajeros o de carga.
- 50

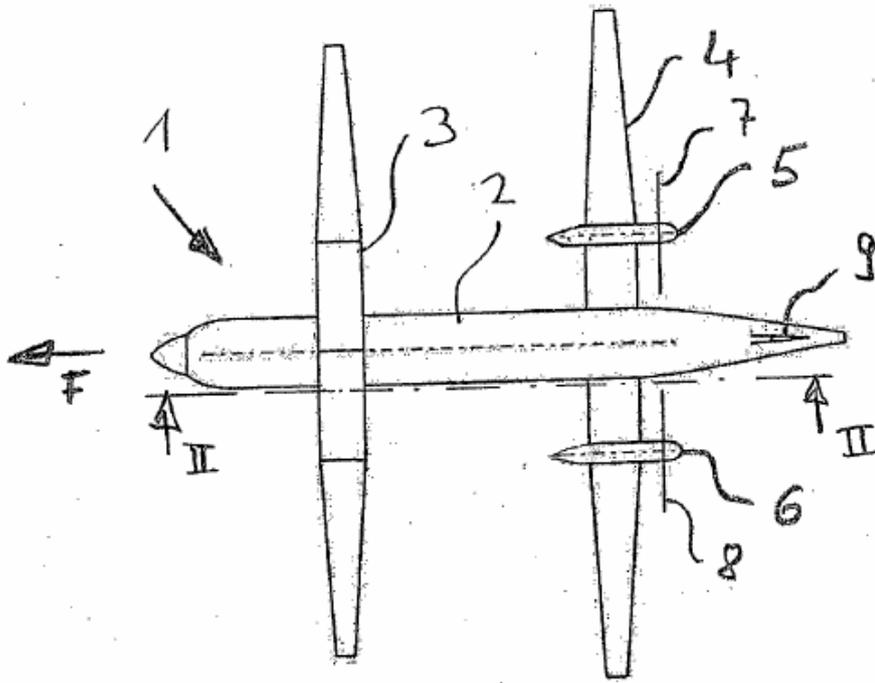


Fig. 1

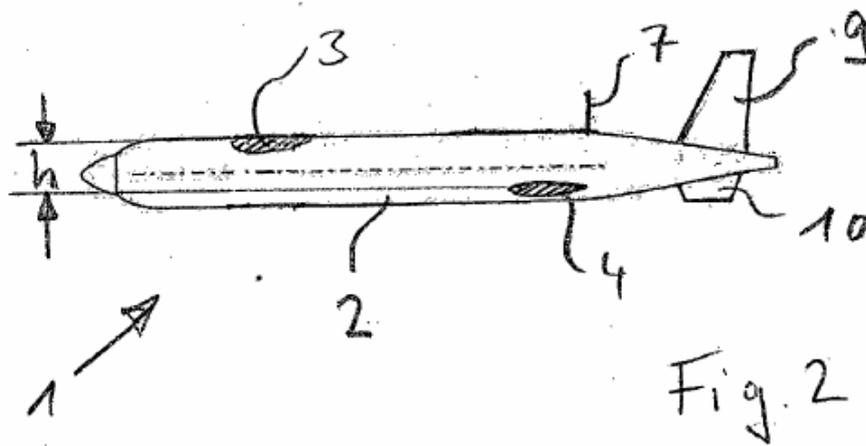
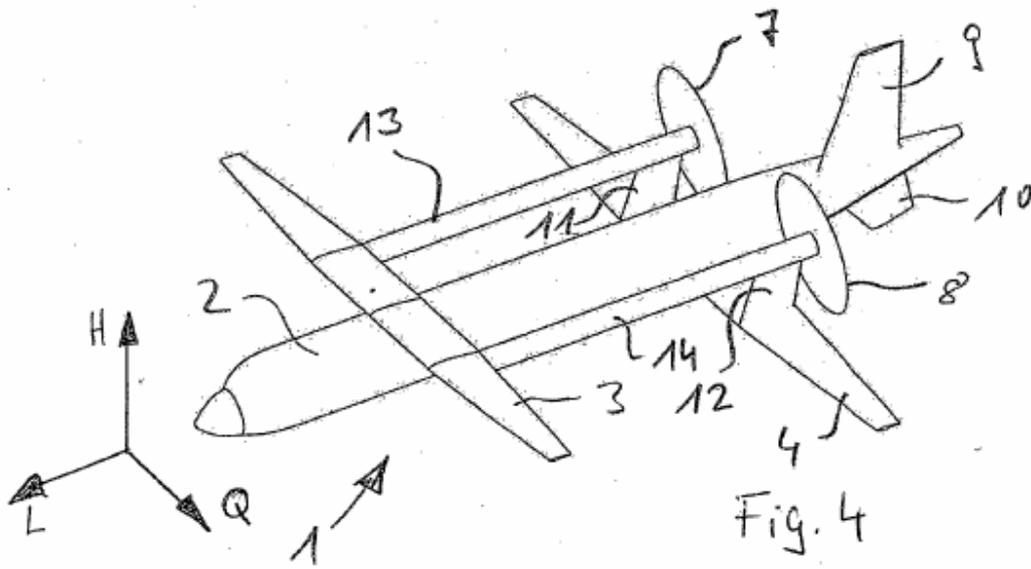
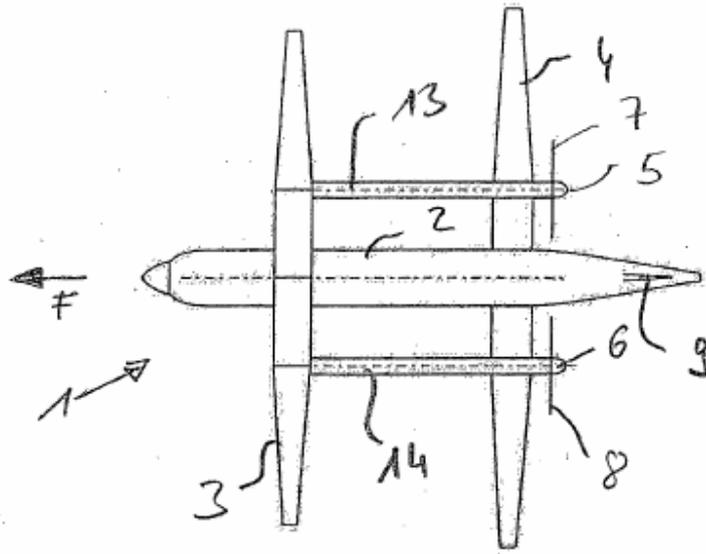


Fig. 2



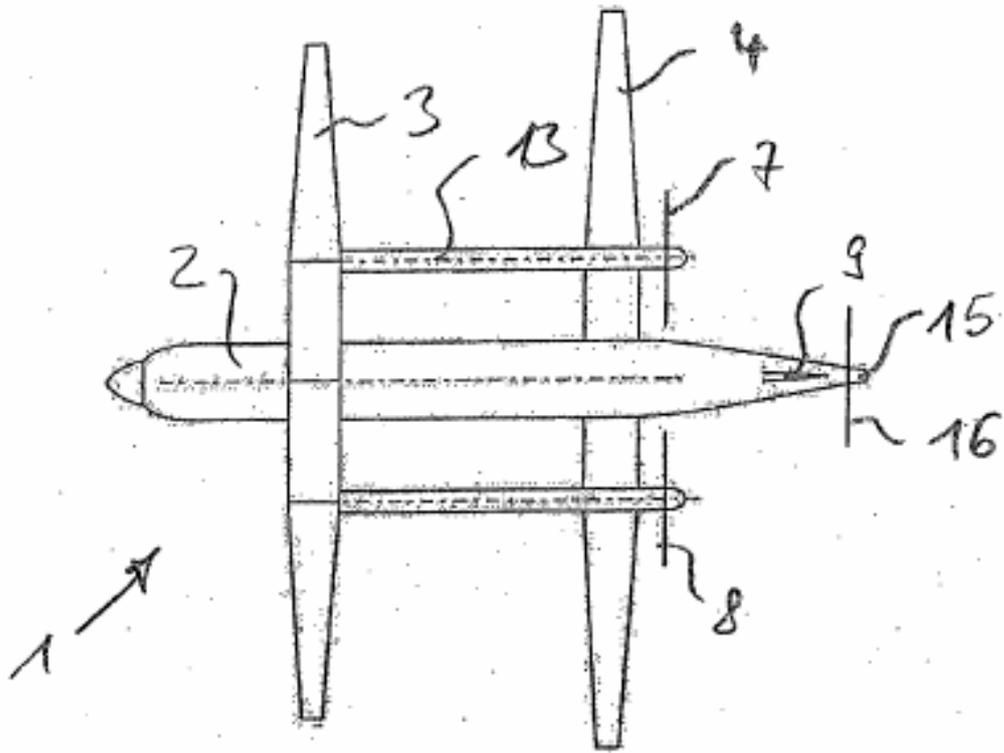


Fig. 5.