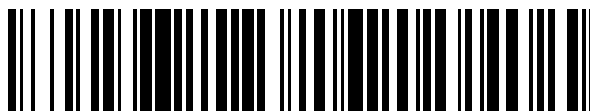


19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 378 182**

51 Int. Cl.:

B64D 27/14 (2006.01)

B64D 27/20 (2006.01)

B64D 27/26 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Número de solicitud europea: **08835378 .4**

96 Fecha de presentación: **03.10.2008**

97 Número de publicación de la solicitud: **2205486**

97 Fecha de publicación de la solicitud: **14.07.2010**

54 Título: **Configuración estructural para el montaje de un motor sobre la estructura de una aeronave**

30 Prioridad:
03.10.2007 ES 200702585

45 Fecha de publicación de la mención BOPI:
09.04.2012

45 Fecha de la publicación del folleto de la patente:
09.04.2012

73 Titular/es:
**AIRBUS OPERATIONS S.L.
AVDA. JOHN LENNON S/N GETAFE
28906 MADRID, ES**

72 Inventor/es:
LLAMAS SANDÍN, Raúl Carlos

74 Agente/Representante:
de Elzaburu Márquez, Alberto

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).

ES 2 378 182 T3

DESCRIPCION

Configuración estructural para el montaje de un motor sobre la estructura de una aeronave.

CAMPO DE LA INVENCIÓN

La presente invención se refiere a una configuración para el montaje de la estructura de soporte del motor de una aeronave sobre el fuselaje de la citada aeronave.

ANTECEDENTES DE LA INVENCIÓN

Los modernos sistemas propulsores de aeronaves tienden a tener cada vez mayor relación de derivación de forma que consigan las elevadas eficiencias energéticas que son deseables para su funcionamiento. Los citados sistemas propulsores de aeronaves pueden ser del tipo carenados (como los turboventiladores) o sin carena (incluyendo aquí los sistemas que utilizan hélices y aquellos genéricamente denominados *UDF* – motores con ventilador sin conductos – motores de rotor abierto, turbopropulsores o motores turbo hélices de alta velocidad).

Todos los motores modernos de alto índice de derivación empleados en la industria aeronáutica tienen característicamente un gran diámetro, lo cual impone restricciones geométricas en su instalación sobre la estructura de la aeronave, en particular cuando el sistema propulsor está montado sobre el fuselaje, ya que se debe mantener una cierta distancia entre el fuselaje y el carenado del motor o los extremos de las palas del rotor abierto, dependiendo de si el sistema propulsor está carenado o no. En el caso de motores montados sobre el fuselaje, las consideraciones aerodinámicas favorecen un concepto de instalación que consiste en un único apoyo o mástil trapecial que se extiende entre el fuselaje y el motor. Se pueden encontrar ejemplos de estas disposiciones de montajes de motores en los documentos US 2863620 y US 4953812, los cuales presentan problemas específicos de diseño, particularmente con respecto a las elevadas fuerzas estáticas y dinámicas que se presentan en la unión del apoyo con el fuselaje.

Existen soluciones conocidas en la técnica que presentan el inconveniente de tener grandes discontinuidades estructurales o aperturas en el fuselaje, como por ejemplo la descrita en el documento US 5065959, que presenta una configuración de vigas en rama o yugo que no permite el desmontaje de la estructura soporte del motor o requiere grandes cortes en el fuselaje para poder desmontar dicha estructura. La posibilidad de poder desmontar la estructura de soporte del motor es altamente deseable para poder cambiar dicha estructura soporte fácilmente en caso de daño producido por ejemplo por fuego del motor o por impacto accidental de objetos sobre la estructura soporte.

La presente invención está orientada a la solución de todos estos inconvenientes.

SUMARIO DE LA INVENCIÓN

La presente invención describe una configuración estructural para el montaje de un sistema propulsivo en una aeronave de manera que se reduzcan las cargas internas y la magnitud de la respuesta dinámica de la estructura de la aeronave debidas a la vibración continua del sistema propulsivo de la aeronave, a las maniobras de la aeronave y a casos de carga dinámicos. La citada configuración estructural comprende al menos un apoyo o mástil entre el motor y el fuselaje. El citado apoyo comprende una pluralidad de largueros, al menos tres para una configuración a prueba de fallos, unidos a la estructura interna del fuselaje de la aeronave por medio de una pluralidad de elementos de amortiguación.

La presente invención proporciona además medios para unir un motor al fuselaje de una aeronave de tal forma que la estructura de montaje del motor se pueda retirar fácilmente del fuselaje, al tiempo que reduce la respuesta dinámica de la configuración y las cargas estáticas en los acoplamientos gracias a la favorable geometría de la configuración.

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

DESCRIPCION DE LAS FIGURAS

La Figura 1 representa una vista esquemática de la configuración estructural de montaje del sistema de propulsión de rotor abierto montado en el fuselaje posterior de una aeronave según la presente invención.

La Figura 2 representa una vista detallada en sección de la configuración estructural de montaje sobre el fuselaje de aeronave según la presente invención.

La Figura 3 muestra una vista detallada delantera en sección de la unión de uno de los largueros del apoyo a la estructura interna del fuselaje de aeronave según la configuración de montaje de la presente invención.

DESCRIPCION DETALLADA DE LA INVENCION

La instalación de modernos motores de alto índice de derivación, con o sin carenado, en aeronaves requiere consideración en cuanto a las elevadas cargas introducidas en la estructura de la aeronave debidas a la respuesta dinámica del conjunto motor – apoyo – estructura en condiciones de vuelo normal y de emergencia. Se ha tener también en consideración el nivel de vibración continuada en la cabina durante el vuelo normal y también en condiciones como las producidas en el momento y después de la pérdida de una o más palas de rotor en vuelo. Los problemas ocasionados por la respuesta dinámica pueden ser particularmente severos en el caso de motores de alto índice de derivación debidos a las elevadas fuerzas centrífugas generadas por la rotación desequilibrada de las palas de rotor relativamente pesadas a velocidad elevada. El desequilibrio del rotor puede estar originado por daños en las palas por el impacto de pequeños objetos durante la operación normal de la aeronave o, en el caso más extremo, por la pérdida de una o más de las palas del rotor. Además, el elevado diámetro del ventilador o del rotor abierto de los modernos motores de alto índice de derivación requiere el uso de apoyos o mástiles de elevada longitud para su montaje en la estructura de la aeronave, lo cual, debido a su propia flexibilidad y a la flexibilidad del acoplamiento, hace que el acoplamiento de montaje del motor tenga frecuencias resonantes similares a aquéllas de la estructura de la aeronave. El efecto de esta similitud de frecuencias naturales es una amplificación posible y no deseable de las cargas dinámicas debido a las maniobras normales en vuelo, a la respuesta de la aeronave a turbulencias atmosféricas o a cargas dinámicas de aterrizaje, entre otras condiciones dinámicas en vuelo.

La razón física de las elevadas cargas estáticas en la interfaz es que el momento flector producido principalmente por las fuerzas verticales sobre el centro de gravedad del motor debe equilibrarse con una fuerza de tracción en uno de los lados del apoyo, y con la correspondiente fuerza de compresión en el lado opuesto. La magnitud del citado par de fuerzas es igual a la magnitud de la fuerza vertical en el centro de gravedad del motor multiplicada por la distancia entre el motor y el acoplamiento del apoyo sobre el fuselaje dividida por la distancia efectiva entre los elementos que transmiten la carga en los lados superior e inferior del apoyo o el espesor de la estructura de soporte. En una aplicación típica, considerando un sistema propulsor de 5000 Kg. de peso, una distancia entre el centro de gravedad del motor y el extremo del apoyo de 2500 mm y un espesor de apoyo de 500 mm, la magnitud de la fuerza resultante en cada uno de los extremos del apoyo en el punto de acoplamiento para una aceleración vertical del fuselaje de 9 Gs., siendo éste uno de los casos de carga correspondientes a un aterrizaje dinámico cuyo análisis es requerido por las autoridades de certificación de aeronaves, resulta tras el cálculo de 2.205.000 Newton en cada uno de los extremos del apoyo.

Las fuerzas obtenidas son elevadas y requieren un cuidadoso diseño del acoplamiento del apoyo y de la estructura interna del fuselaje con el fin de satisfacer los requisitos de resistencia estática con el mínimo peso y al tiempo que se satisfacen el resto de los requerimientos de diseño, en particular el de que exista la posibilidad de retirar el apoyo del fuselaje y el de la tolerancia a un elevado daño estructural en el apoyo o en su acoplamiento al fuselaje.

El cálculo anterior no contempla los efectos dinámicos que, para el caso de motores pesados con rotores de elevado diámetro y montados en largos apoyos supone un problema particular debido a la elevada respuesta potencial a excitaciones transitorias como por ejemplo aquéllas producidas por aterrizajes dinámicos, maniobras en vuelo y turbulencia atmosférica, que pueden aumentar en un elevado factor las cargas calculadas estáticamente.

También se ha de considerar en el presente concepto de instalación de un motor de aeronave la respuesta de la estructura de la aeronave y del acoplamiento del sistema de propulsión a la vibración continuada producida por el desequilibrio inercial o aerodinámico de los elementos rotativos del sistema de propulsión.

Considerando la respuesta transitoria, se puede mostrar por un simple análisis que para un motor típico de rotor abierto montado sobre el fuselaje posterior de una aeronave como se describe anteriormente, en que se asume que el acoplamiento del apoyo al fuselaje es una estructura continua y que el fuselaje y el apoyo se han diseñado empleando buenas técnicas de diseño, las primeras frecuencias naturales de oscilación vertical del conjunto motor – apoyo están en el rango de 10 Hz. a 20 Hz. Los actuales aviones de pasajeros que transportan de 100 a 200 pasajeros tienen frecuencias naturales de sus primeros modos de vibración de fuselaje en el rango de 2Hz a 15Hz. Por lo tanto, puede observarse que, si se excitan ciertos modos del fuselaje con las correspondientes frecuencias naturales similares a la frecuencia de oscilación vertical del conjunto motor – apoyo, se espera una elevada respuesta del sistema de propulsión, la cual dará lugar a elevadas cargas en los acoplamientos. Como medida ilustrativa de este efecto, se puede decir que un resultado bien conocido en la teoría de los sistemas dinámicos con un grado de libertad es que si la frecuencia de excitación es de $\sqrt{2} \cdot f_n$ ó $f_n/\sqrt{2}$, siendo f_n la frecuencia natural de un sistema con un grado de libertad ligeramente amortiguado, la amplitud de la respuesta de dos veces la amplitud de la excitación, frecuencias de excitación dentro de este rango de frecuencias producen respuestas de aún mayor amplitud. Considerando los rangos anteriormente mencionados de las frecuencias naturales del fuselaje y del conjunto motor – apoyo, es claro que los efectos de amplificación dinámica pueden aumentar muy sustancialmente las cargas calculadas para la interfaz fuselaje – apoyo en un caso de aterrizaje dinámico, en el cual no se han incluido los efectos del cálculo de la respuesta dinámica.

La respuesta dinámica es de suma importancia en el diseño global de la estructura de una aeronave, así como la respuesta dinámica de la instalación del sistema de propulsión a la vibración continuada inducida por las partes

rotativas del sistema de propulsión. Si el nivel de vibración no es muy pequeño se sentirá por los pasajeros y ocasionará malestar. Los niveles moderados de vibración continuada pueden ocasionar fallos en los sistemas de las aeronaves y fatiga en el material de los elementos metálicos.

5 A elevados niveles de vibración, tales como aquellos producidos tras la pérdida de una o más palas del ventilador del motor o del rotor abierto, las cargas dinámicas transitorias pueden producir fallo estructural inmediato. A elevados niveles de vibración continuada se puede producir fallo estructural por fatiga y / o fallos en los sistemas de control de la aeronave y / o incluso atentar contra la habilidad de los pilotos para leer los instrumentos en la cabina de vuelo y operar la aeronave.

10 Niveles de vibración bajos a moderados del sistema de propulsión pueden tener su origen en pequeños daños al ventilador o a las palas del rotor abierto ocasionados por el impacto de pequeños objetos y otros daños accidentales durante la vida operativa de la aeronave. Los citados daños a las palas pueden causar vibraciones debidas a las fuerzas centrífugas desequilibradas en caso de que exista pérdida de masa de las palas o debidas a fuerzas aerodinámicas desequilibradas ocasionadas por la distorsión de la forma de una o más palas.

15 Así, la presente invención consiste en una configuración estructural de montaje de la estructura de soporte 4 de un motor 1 de alto índice de derivación o de rotor 2 abierto sobre el fuselaje 12 de una aeronave. La estructura de soporte 4 del motor 1 comprende una parte de estructura cerrada 6 exterior al fuselaje 12 y dos o más largueros 8 esencialmente rectos que penetran en el fuselaje 12 aproximadamente perpendicularmente a su superficie exterior, conectándose a la estructura interna 10 de dicho fuselaje 12 a través de varios amortiguadores viscosos, soportes elásticos o actuadores. Cada uno de los largueros 8 que penetra en el fuselaje 12 se apoya en la estructura interna 10 del fuselaje 12 en dos puntos, primer punto 9' y segundo punto 11' dispuestos esencialmente sobre el eje longitudinal de dicho larguero 8, estando estos primer punto 9' y segundo punto 11' de un mismo larguero 8 separados en el citado larguero 8 de tal manera que forman un apoyo efectivo con gran brazo de palanca para reaccionar ante los momentos mecánicos producidos por fuerzas gravitatorias e inerciales actuando sobre el centro de gravedad del motor 1. Adicionalmente, uno o más elementos de conexión 7 conectan la estructura cerrada 6 de soporte del motor 1 al fuselaje 12 de manera que transmiten las fuerzas en la dirección longitudinal del avión.

De este modo, según la configuración de la presente invención, los elementos adicionales y los primeros y segundos elementos de conexión, 7, 9 y 11, se agrupan en primeros elementos 9 que conectan el extremo de los largueros 8 de la estructura cerrada 6 de soporte del motor 1 con la estructura interna 10 del fuselaje 12; segundos elementos 11 que conectan los mencionados largueros 8 de la estructura cerrada 6 de soporte del motor 1 en puntos de los citados largueros 8 más cercanos al motor 1; y elementos adicionales 7 que conectan la estructura cerrada 6 de soporte del motor 1 al fuselaje 12 de manera que transmiten las fuerzas en la dirección longitudinal del avión. Los primeros y segundos elementos de conexión 9 y 11 transmiten fuerzas esencialmente perpendiculares al eje longitudinal de los largueros 8, transmitiendo además al menos uno de los dos grupos de primeros y segundos elementos de conexión, 9 y 11, fuerzas esencialmente dirigidas a lo largo del eje longitudinal de dichos largueros 8. La disposición descrita de los elementos adicionales y los elementos primeros y segundos de conexión 7, 9 y 11 según la presente invención resulta efectiva en la restricción de todos los grados de libertad del motor 1 relativos al avión. Los elementos adicionales y primeros y segundos de conexión 7, 9 y 11 pueden ser ajustados de modo que en condiciones normales sólo un número suficiente de ellos transmitan fuerzas, de manera que la conexión de la estructura cerrada 6 de soporte del motor 1 al fuselaje 12 sea estáticamente determinada, transmitiendo sólo el resto de los elementos de conexión 40 fuerzas en caso de fallo estructural o de rotura de otros elementos de conexión. También existe la posibilidad de que varios de los elementos adicionales y primeros y segundos de conexión, 7, 9 y 11, transmitan fuerzas de manera redundante en condiciones normales lo cual requiere que los citados elementos de conexión que conectan los largueros 8 con la estructura interna 10 del fuselaje 12 puedan ajustar su geometría.

45 Los elementos adicionales y primeros y segundos de conexión 7, 9 y 11 pueden ser de diversos tipos de los habitualmente usados en aeronáutica, compuestos por elastómeros, mallas metálicas, elementos de tipo viscoelástico, elementos electrohidráulicos o de cualquier otro tipo que permita la transmisión de las fuerzas requeridas entre los largueros 8 y la estructura interna 10 del fuselaje 12, teniendo estos elementos adicionales, primeros y segundos de conexión 7, 9 y 11, la rigidez y amortiguamiento deseados.

50 Los elementos adicionales y primeros y segundos de conexión 7, 9 y 11 pueden ser también activos en el sentido de que su rigidez, amortiguamiento o alargamiento puede ser variado por un sistema de control automático que regule estas citadas características para obtener la respuesta dinámica deseada en cada condición de vuelo o de aterrizaje.

55 El uso de al menos tres largueros 8 en la estructura de soporte 4 del motor 1 hace que el concepto de montaje sea redundante desde un punto de vista estructural, lo cual es un requerimiento de certificación de los aviones, particularmente en este caso en el que la estructura de soporte 4 del motor 1, que comprende la estructura cerrada 6 y los largueros 8, y o la estructura interna 10 y / o los primeros y segundos elementos de conexión 9, 11 pueden ser dañados por fragmentos del motor 1 en caso de explosión de éste.

La configuración objeto de la presente invención tiene además como una de sus principales ventajas añadidas la de ser fácilmente desmontable desde el exterior del avión sin necesidad de tener grandes discontinuidades estructurales o aperturas en el fuselaje 12. La posibilidad de poder desmontar la estructura de soporte 4 del motor 1 es altamente deseable para poder cambiar dicha estructura soporte 4 fácilmente en caso de daño producido por ejemplo por fuego del motor 1 o por impacto accidental de objetos sobre la citada estructura soporte 4.

La configuración objeto de la presente invención tiene además una geometría tal que permite separar los primeros y segundos puntos de apoyo 9', 11' de los largueros 8, como se puede ver en la Figura 3, mucho más que en otras configuraciones conocidas sin comprometer la capacidad de desmontaje, la rigidez de la estructura de soporte 4 del motor 1 y evitando concentraciones de esfuerzos en los largueros 8 al no tener cambios de dirección de las fuerzas internas a los largueros 8, además de permitir la reducción de las cargas internas en el fuselaje 12 transmitidas por la estructura de soporte 4 del motor 1.

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

REIVINDICACIONES

1. Sistema que comprende una estructura de soporte (4), un motor (1) y un fuselaje (12) de una aeronave, tal que la estructura de soporte (4) sujeta el motor (1) sobre el fuselaje (12) de la citada aeronave comprendiendo una parte de estructura cerrada (6) exterior al fuselaje (12) y al menos dos largueros (8) que penetran en el fuselaje (12) y que se conectan a la parte de estructura cerrada (6) y a la estructura interna (10) de dicho fuselaje (12) a través de primeros y segundos elementos de conexión (9, 11), conectando los primeros elementos de conexión (9) en un primer punto (9') el extremo de cada larguero (8) con la estructura interna (10) del fuselaje (12), y conectando los segundos elementos de conexión (11) los citados largueros (8) en un segundo punto (11') de cada larguero (8) más cercano al motor (1), tal que cada uno de los largueros (8) que penetra en el fuselaje (12) se apoya en la estructura interna (10) del fuselaje (12) en dos puntos, primer y segundo puntos (9', 11') dispuestos esencialmente sobre el eje longitudinal de dicho larguero (8), estando estos primer y segundo puntos (9', 11') de un mismo larguero (8) separados en el citado larguero (8) de tal manera que forman un apoyo efectivo con gran brazo de palanca para reaccionar ante los momentos mecánicos producidos por fuerzas gravitatorias e inerciales actuando sobre el centro de gravedad del motor (1), comprendiendo adicionalmente la estructura de soporte (4) al menos un elemento de conexión (7) que conecta la estructura cerrada (6) de soporte del motor (1) al fuselaje (12) de manera que transmiten las fuerzas en la dirección longitudinal del avión.

2. Sistema según la reivindicación 1 caracterizado porque los largueros (8) son rectos y penetran en el fuselaje (12) de forma perpendicular a su superficie exterior (10).

3. Sistema según cualquiera de las reivindicaciones 1-2 caracterizado porque los primeros y segundos elementos de conexión (9, 11) transmiten fuerzas perpendicularmente al eje longitudinal de los largueros (8) transmitiendo además al menos uno de los primeros y segundos elementos de conexión (9, 11) fuerzas dirigidas a lo largo del eje longitudinal de dichos largueros (8).

4. Sistema según cualquiera de las reivindicaciones anteriores caracterizado porque el número de largueros (8) es de tres, para obtener una configuración estructural redundante y a prueba de fallos.

5. Sistema según cualquiera de las reivindicaciones anteriores caracterizado porque los elementos adicionales, primeros y segundos de conexión (7, 9, 11) se ajustan de modo que en condiciones normales sólo un número suficiente de ellos transmitan fuerzas, de manera que la conexión de la estructura cerrada (6) de soporte del motor (1) al fuselaje (12) sea estáticamente determinada, transmitiendo sólo el resto de los elementos de conexión fuerzas en caso de fallo estructural o de rotura de otros elementos de conexión.

6. Sistema según cualquiera de las reivindicaciones anteriores caracterizado porque varios de los elementos adicionales, primeros y segundos de conexión (7, 9, 11) transmiten fuerzas de manera redundante en condiciones normales lo cual requiere que los citados elementos adicionales, primeros y segundos de conexión (7, 9, 11) que conectan los largueros (8) con la estructura interna (10) del fuselaje (12) han de poder ajustar su geometría.

7. Sistema según cualquiera de las reivindicaciones anteriores caracterizado porque los elementos adicionales, primeros y segundos de conexión (7, 9 y 11) están compuestos por elastómeros, mallas metálicas, elementos de tipo viscoelástico, elementos electrohidráulicos o de cualquier otro tipo que permite la transmisión de las fuerzas requeridas entre los largueros (8) y la estructura interna (10) del fuselaje (12), teniendo estos elementos adicionales, primeros y segundos de conexión (7, 9, 11) la rigidez y amortiguamiento deseados.

8. Sistema según cualquiera de las reivindicaciones anteriores caracterizado porque los elementos adicionales, primeros y segundos de conexión (7, 9, 11) son activos, de forma tal que su rigidez, amortiguamiento o alargamiento puede ser variado por un sistema de control automático que regule estas características para obtener la respuesta dinámica deseada en cada condición de vuelo o de aterrizaje.

9. Sistema según cualquiera de las reivindicaciones anteriores caracterizado porque los elementos primeros y segundos de conexión (9, 11) se pueden separar en un larguero (8) sin comprometer la capacidad de desmontaje, la rigidez de la estructura de soporte (4) del motor (1) y evitando concentraciones de esfuerzos en los largueros (8) al no tener cambios de dirección de las fuerzas internas a los largueros (8), al tiempo que permite la reducción de las cargas internas en el fuselaje (12) transmitidas por la estructura de soporte (4) del motor (1).

10. Sistema según cualquiera de las reivindicaciones anteriores caracterizado porque el motor (1) es de alto índice de derivación o de rotor (2) abierto.

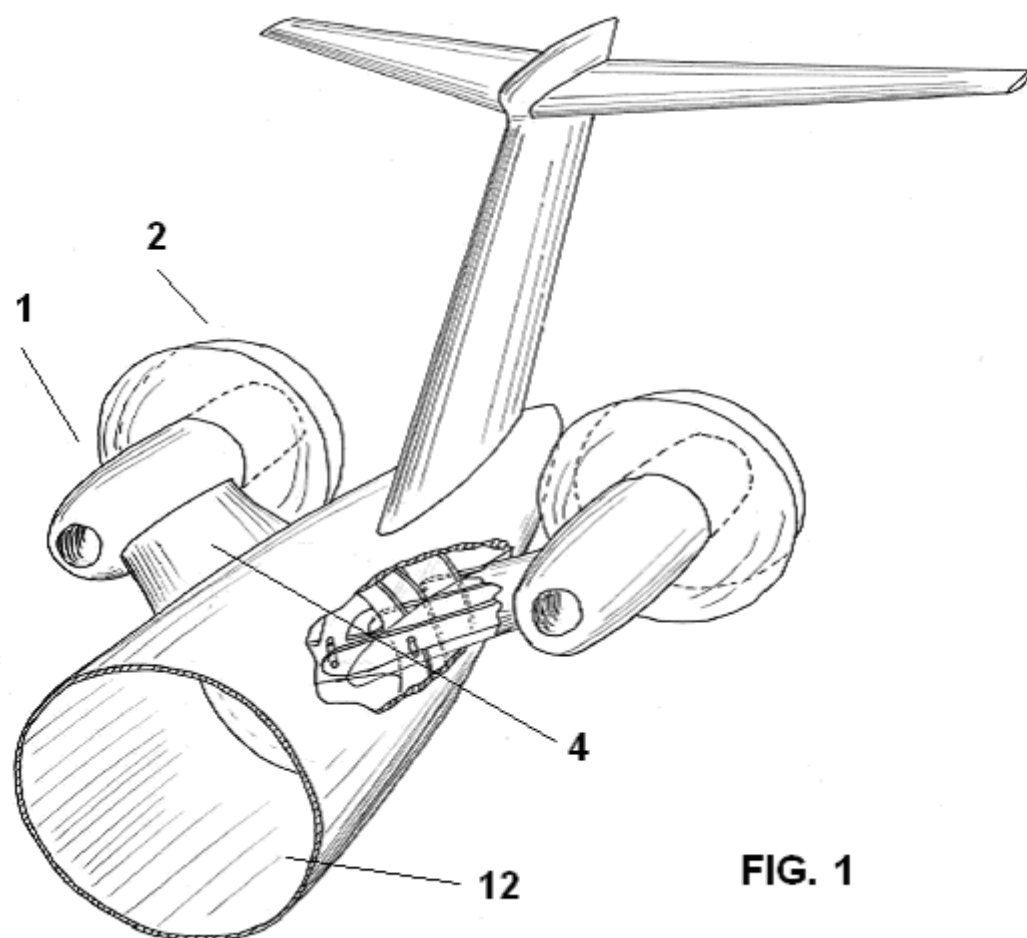
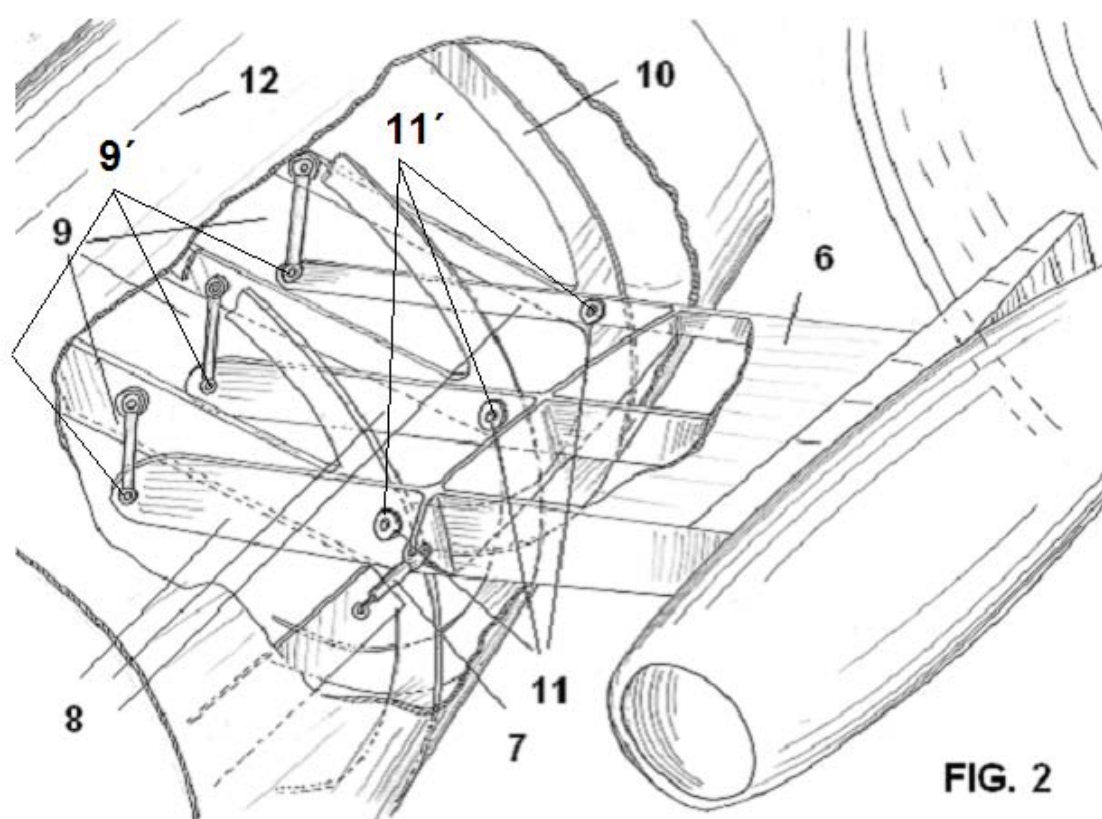


FIG. 1



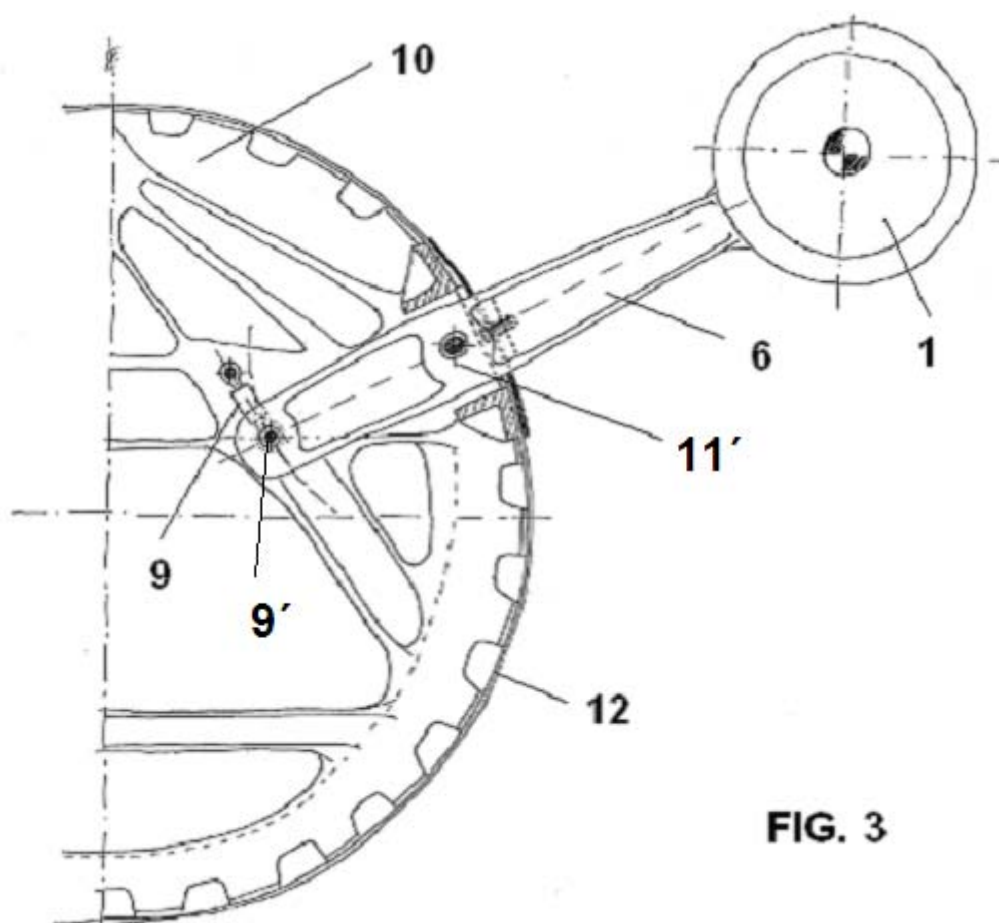


FIG. 3