



19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA

11 Número de publicación: **2 332 921**

51 Int. Cl.:
B64C 27/24 (2006.01)
B64C 27/02 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Número de solicitud europea: **05717176 .1**
96 Fecha de presentación : **28.02.2005**
97 Número de publicación de la solicitud: **1731420**
97 Fecha de publicación de la solicitud: **13.12.2006**

54 Título: **Método de gobierno de una aeronave convertible.**

30 Prioridad: **05.03.2004 ES 200400538**

45 Fecha de publicación de la mención BOPI:
15.02.2010

45 Fecha de la publicación del folleto de la patente:
15.02.2010

73 Titular/es: **Industria Helicat y Alas Giratorias, S.L.**
c/ Balmes, 412 - 3º 2ª
08022 Barcelona, ES

72 Inventor/es: **Cierva Hoces, Juan de la**

74 Agente: **No consta**

ES 2 332 921 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

Método de gobierno de una aeronave convertible.

5 **Ámbito técnico de la invención**

La invención genéricamente se refiere a las aeronaves convertibles del tipo de las que comprenden un fuselaje, unas alas fijas estándar equipadas con alerones, un grupo de cola con timones, motores de propulsión, un rotor con palas, una transmisión entre los motores y el rotor, equipada con medios de frenado y embrague del rotor, un tren de aterrizaje y unos medios para la transición de modo helicóptero a modo autogiro y viceversa.

La invención tiene por objeto un método de gobierno de una aeronave convertible que comprende una transición de modo helicóptero a modo autogiro y viceversa, así como la aeronave convertible que hace uso de dicho método.

15 **Antecedentes de la invención**

Las patentes US 1.590.497 y US 1.947.901, de Juan de la Cierva y Codorniu, entre otras, definen y protegen el autogiro, que es un aparato que está equipado con alas giratorias y cuya principal sustentación en vuelo previene de la reacción del aire sobre un sistema de superficies sustentadoras aerodinámicas o rotores que pueden girar libremente. Así, podría decirse que el autogiro es un avión que está equipado con alas en forma de hélice que están articuladas en un eje vertical y giran por efecto de la resistencia del aire durante el movimiento del aparato hacia adelante y actúan como elementos sustentadores.

Desde la fecha en la que el autogiro fue inventado por Juan de la Cierva y Codorniu en Madrid en 1993 hasta la fecha actual, todos los diseñadores de aparatos de alas giratorias, y primariamente de autogiros y helicópteros, han intentado ampliar la gama de velocidades de estos aparatos a fin de equipararlas a las de los aviones de alas fijas. Ya desde los primeros modelos de autogiros, y particularmente los diseñados en los Estados Unidos, dichos modelos fueron diseños híbridos en los que las alas estándar destinadas al vuelo a alta velocidad coexistían con el rotor, que es el elemento básico para proporcionar sustentación a bajas velocidades.

Los esfuerzos que se han realizado para alcanzar altas velocidades de vuelo en los aparatos de alas giratorias se han visto frustrados por el hecho básico de que un rotor en vuelo a velocidades relativamente altas presenta un perfil muy asimétrico en la sustentación generada por la pala del rotor cuando “avanza” en el viento producido por el vuelo hacia adelante de la aeronave y cuando “retrocede” en ese mismo viento, el lado opuesto del disco del rotor.

Este perfil de vuelo asimétrico es muy visible si se analiza la velocidad (con respecto al viento) de la punta exterior de la pala del rotor. Es fácil ver que, cuando la pala se encuentra en posición de avance máximo, la velocidad es la suma de las velocidades de rotación y traslación de la aeronave. Por el contrario, cuando la pala está en el lado opuesto, la velocidad de la misma es la diferencia entre ambas velocidades.

Por consiguiente, cuando una aeronave de alas giratorias intenta volar a altas velocidades, es posible que la punta de la pala llegue a sobrepasar la velocidad del sonido en la pala que avanza y/o entre en pérdida en la pala que retrocede, lo cual conduce a efectos muy indeseables en el comportamiento del rotor.

Este factor ha limitado la velocidad máxima de las aeronaves de alas giratorias (autogiros y helicópteros) a poco más de 350 km/h. Ello contrasta con la velocidad de más de 1.000 km/h que es comúnmente alcanzada por las aeronaves de alas fijas, incluyendo las de transporte aéreo civil. Esta velocidad es ligeramente inferior a la velocidad del sonido en el aire, que al nivel del mar es de aproximadamente 330 m/seg., que equivalen a unos 1.200 km/h.

Numerosos aviones militares y algunos civiles (tales como el “Concorde”) alcanzan velocidades supersónicas, pero a costa de considerables incrementos del consumo, del ruido, del calentamiento del fuselaje y de otras varias características.

En las aeronaves de alas giratorias, la asimetría en la sustentación de un rotor en vuelo también genera un efecto asimétrico debido a la “pérdida de velocidad” en secciones internas de las puntas de las palas. Así, la velocidad lineal producida por la rotación disminuye con el radio, mientras que la velocidad de traslación permanece constante. Por ello, la zona de cada pala en la que la velocidad cae hasta ser inferior a la velocidad de pérdida es mayor cuando aumenta la velocidad de traslación de la aeronave. La entrada en “pérdida” (“interrupción del flujo currentilíneo” en el ramo) de una parte cada vez mayor de la pala que retrocede en el viento de la marcha también produce una asimetría en la sustentación del rotor.

La limitada velocidad máxima de las aeronaves de alas giratorias impone serias restricciones a su utilización. Es evidente que el incentivo principal -la *razón de ser*- de estas aeronaves es su capacidad de vuelo lento y estacionario, así como su capacidad de despegue y aterrizaje en un espacio reducido a poco más del tamaño de la propia aeronave y del rotor de la misma. Pero muchas de las misiones civiles o militares de los helicópteros consisten en transportar personas y/o carga entre dos puntos, pudiendo uno de los mismos o ambos no estar equipado(s) con infraestructuras de

ES 2 332 921 T3

despegue o aterrizaje. En estos casos, la máxima velocidad máxima y de crucero de los autogiros e helicópteros hace que los tiempos de transporte sean largos, lo cual limita en gran medida su utilización práctica para muchas misiones.

5 Durante los ochenta años que han transcurrido desde el nacimiento de la aviación de alas giratorias, ha habido numerosos intentos para romper la barrera de la alta velocidad en estos aparatos. Sin excepción, todos ellos se han basado en diseños híbridos compuestos de alas y un rotor, con la intención de transferir la sustentación del rotor a bajas velocidades a las alas a velocidades más altas. Estas aeronaves son conocidas como aeronaves convertibles o híbridas, o “convertiplanos”.

10 Así, son actualmente conocidas las de un gran número de realizaciones de aeronaves convertibles que de una manera perfectamente conocida están compuestas por un fuselaje, unas alas fijas estándar equipadas con alerones, un grupo de cola con timones, motores, un rotor con palas, una transmisión entre los motores y el rotor, equipada con medios de frenado y embrague del rotor, y un tren de aterrizaje.

15 Se enumera y describe a continuación una parte considerable de estas realizaciones que, en su conjunto, definen el estado de la técnica más cercano.

20 La patente US 1.792.014, de G.P. Herrick, describe una aeronave de este tipo con alas de sustentación de posición normalmente fija con un montaje que permite la rotación de las mismas según planos esencialmente horizontales a modo de hélice sustentadora accionada por el aire en movimiento y con movimientos de pivotación con respecto al eje de rotación. Esta aeronave también tiene medios de retención para retener el ala en una posición fija sin posibilidad de rotación, medios de retención para mantener el ala en posición con respecto a la pivotación, y medios de liberación de ambos medios de retención a voluntad del piloto, así como medios para la conducción de la aeronave por el aire.

25 Por consiguiente, esta aeronave de la patente US 1.792.014, cuya versión comercial práctica se denominó convertiplano “Herrick HV2A”, era una aeronave que podía volar como autogiro y como avión con el rotor parado en posición transversal, haciendo varias transiciones en vuelo entre los dos modos. El HV2A es, evidentemente, un intento de superar las limitaciones de velocidad de los autogiros. Su velocidad máxima era de 160 km/h.

30 El “Fairey Gyrodyne” es una aeronave convertible, diseñada por la Fairey Aviation Ltd. en Gran Bretaña en 1946. Esta aeronave convertible es una aeronave híbrida entre helicóptero y autogiro, que usa una hélice en el lado de babor que sirve para compensar el par generado al aplicar potencia al rotor. En modo autogiro para vuelo rápido, la misma hélice sirve para proporcionar empuje a la aeronave. La aeronave alcanzó una velocidad máxima de 200 km/h que en aquella época, y concretamente el día 28 de junio de 1948, estableció un récord mundial para aeronaves de alas giratorias.

35 El Gyrodyne original fue extensivamente modificado para ser convertido en el Jet Gyrodyne (1953) a fin de estudiar el principio de impulsión a reacción de las palas concebido para el Rotodyne, que se describe más adelante. Aunque el Jet Gyrodyne modificado mantenía la configuración general del Gyrodyne, tenía montado en el mismo un rotor de dos palas con aumentadores en las puntas en sustitución del tipo de tres palas empleado anteriormente y estaba equipado con dos hélices. Dos compresores del tipo utilizado en el motor Rolls-Royce Merlin suministraban aire comprimido a las puntas del rotor, que giraban libremente, limitándose un motor Leonides a mover las dos hélices Fairey impulsoras y de paso variable montadas en las puntas de las alas. No se han encontrado datos sobre la velocidad máxima alcanzada por este diseño.

45 Ante el resultado positivo del Jet Gyrodyne, la propuesta del doctor J.A.J. Bennet, uno de los principales colaboradores de Juan de la Cierva, y del capitán A.G. Forsyth, formulada en 1947, de construir un gran convertiplano, parecía ser prometedora. En diciembre de 1951 la British European Airways solicitó un aparato de 30-40 plazas para rutas cortas y medianas, y Fairey presentó una propuesta que más o menos se ajustaba a sus ideas. La propuesta fue aceptada, y en 1953 el Ministerio de Abastecimientos Inglés le otorgó un contrato para construir un prototipo experimental. El sistema de ensayos constaba de un rotor principal, las dos turbinas, alas, etc., y los controles se instalaron en un compartimento situado aproximadamente en la posición del morro. Se realizaron pruebas exhaustivas mientras se construía el prototipo. El Rotodyne hizo su primer vuelo como helicóptero el 6 de noviembre de 1957, y la primera transición a vuelo horizontal tuvo lugar a mediados del mes de abril del año siguiente. El Rotodyne tenía un fuselaje de concepción ortodoxa de sección cuadrangular con alas cortas y rectangulares en las que iban montadas las turbinas Eland. El tren de aterrizaje triciclo se retraía en el interior de las góndolas de los motores. Un doble plano de deriva, posteriormente completado con otro central, estaba montado en las puntas del plano sustentador de cola, de planta rectangular e instalado en posición alta. El despegue en vertical se lograba gracias a un gran rotor “cuatripala”, con impulsores de reacción en las puntas, que eran alimentados con aire comprimido purgado de las turbinas y mezclado con combustible. Posiblemente eran estatorreactores. Cada turbina alimentaba dos palas opuestas a fin de evitar asimetrías en caso de falla de un motor.

65 El 5 de enero de 1959 el Rotodyne batía el récord mundial de velocidad de aeronaves de alas giratorias para convertiplanos en un circuito cerrado de 100 km, dejándolo en 307,2 km/h.

La patente US 2.702.168, solicitada en 1950, da a conocer una aeronave convertible que puede volar en modo helicóptero y en modo avión y está equipada con unas alas que se extienden a ambos lados del fuselaje, con rotores montados en las alas que son capaces de oscilar en torno a un eje horizontal, con la posibilidad de modificar el ángulo

ES 2 332 921 T3

de ataque y los vectores de empuje de dichos rotores diferencialmente entre sí. La realización práctica de la aeronave que se da a conocer en esta patente es el V-22 Osprey de la Bell-Boeing, que resuelve los problemas de asimetría de sustentación en el rotor (o en los rotores) a altas velocidades de vuelo, haciendo que los mismos rotores se transformen en vuelo para de tal manera actuar como hélices tractoras de alta velocidad.

5 Esta aeronave convertible tiene una velocidad de crucero de 432 km/h, y las distintas fuerzas armadas de los Estados Unidos han hecho pedidos por varios cientos de unidades. La velocidad máxima alcanzada por el V-22 Osprey es de 510 km/h.

10 La patente US 5.727.754, de la CarterCopter, da a conocer una aeronave convertible o híbrida entre autogiro y avión, equipada con un rotor de autogiro, una hélice impulsora de paso variable para propulsión y alas con una superficie relativamente pequeña. El CarterCopter es un convertiplano que está en proceso de desarrollo en los Estados Unidos en la fecha de presentación de esta patente.

15 La compañía CarterCopter ha anunciado su intención de alcanzar altas velocidades máximas utilizando una tecnología denominada " $\mu-1$ ", donde μ es la relación entre la velocidad de avance de la punta de la pala del rotor y la velocidad lineal del CarterCopter. Carter sostiene que para valores de μ de más de 1, que corresponden a altas velocidades de la aeronave, la sustentación proviene solamente de las alas del CarterCopter, y la resistencia al avance del rotor, autogirando a muy baja velocidad de rotación, es también muy baja, lo que permitirá a la aeronave alcanzar
20 altas velocidades de avance a la vez que el rotor permanecerá en autorrotación a baja velocidad de giro y permanecerá estable, con la ayuda de masas instaladas en el interior de las palas cerca de la punta.

La teoría $\mu-1$ no ha sido verificada en vuelo hasta la fecha de esta patente. El prototipo no ha alcanzado todavía
25 velocidad suficiente para probarlo.

Como se verá, todos los intentos que se han descrito, basados en diseños híbridos compuestos de alas y un rotor, realizados con la intención de transferir la sustentación del rotor a bajas velocidades a las alas a velocidades más altas, se limitan a híbridos duales o combinaciones autogiro-avión, helicóptero-avión y autogiro-helicóptero.

30 Parece evidente que una aeronave que pueda operar a baja velocidad o a velocidad cero como un helicóptero pero pueda alcanzar velocidades máximas mucho más altas que las de los helicópteros actuales, así como la seguridad en vuelo que es característica del autogiro, encontraría un nicho importante tanto en los mercados civiles como en los militares, viniendo a llenar el vacío que existe en el actual estado de la técnica.

35 La finalidad de esta invención es la de aportar una nueva realización de aeronave convertible, así como un método de gobierno de esta aeronave que resuelva el problema planteado y llene el vacío anteriormente mencionado.

Como estado de la técnica más próximo hay que citar la US 2002/0011539 A1, que da a conocer un método y una aeronave según el preámbulo de las reivindicaciones 1 y 7.

40 Descripción de la invención

Con esta finalidad, en un aspecto el objeto de la invención es un nuevo método de gobierno para aeronaves convertibles del tipo indicado al comienzo, que en esencia está *caracterizado por el hecho de que* el método comprende
45 una transición directa e inversa de modo helicóptero a modo autogiro y una transición directa e inversa de modo autogiro-helicóptero a modo avión, comprendiendo la transición directa de modo helicóptero a modo autogiro las etapas siguientes:

50 desacoplar el embrague del rotor de los motores de propulsión del rotor;

y comprendiendo la transición directa de modo autogiro-helicóptero a modo avión las etapas siguientes:

ajustar los pasos colectivo y cíclico de las palas del rotor a prácticamente cero grados, de modo que las
55 mismas dejen de sustentar y controlar la aeronave y que ésta última sea sustentada por las alas fijas estándar y controlada por los alerones y los timones;

reducir rápidamente la velocidad de rotación del rotor usando el freno del mismo;

60 detener el rotor en una posición transversal de sus palas en una posición esencialmente transversal a la dirección de vuelo;

replegar las palas del rotor hacia la popa de la aeronave, hasta que su eje longitudinal quede alineado con la dirección del movimiento de la aeronave;

65 hacer girar la pala que tenía un flujo de aire inverso cuando las palas estaban detenidas transversalmente a la dirección de vuelo hasta aproximadamente 180° sobre el eje de paso de la misma;

ES 2 332 921 T3

desplegar las palas, independientemente entre sí, hasta una posición acimutal determinada por una predefinida gama de ángulos; y

5 ajustar el ángulo de ataque de las palas desplegadas hasta que las palas queden desplegadas en una posición paralela a las alas fijas;

y comprendiendo la transición inversa los pasos anteriormente mencionados ejecutados en secuencia inversa y con las acciones contrarias.

10 Las reivindicaciones 2 a 6 describen otras características y realizaciones del método según la invención.

Según un segundo aspecto de esta invención, se aporta una aeronave convertible para la ejecución del método descrito que está en esencia caracterizada por la parte caracterizante de la reivindicación 7.

15 Las reivindicaciones dependientes 8 a 19, definen adicionales características de la aeronave de la invención.

Los expertos en la materia observarán que las nuevas características inventivas del método de esta invención permiten contar con una aeronave híbrida con una triple funcionalidad de helicóptero-autogiro-avión. De hecho, la sustentación para una gama de bajas velocidades se produce por medio del rotor, y la sustentación para una gama de altas velocidades se produce por medio de las alas fijas; pudiendo la sustentación también producirse, para una gama de velocidades intermedias, por medio de las alas y del rotor en modo autogiro, simultáneamente. El despegue y el aterrizaje pueden llevarse a cabo en modo autogiro o en modo helicóptero, con los motores embragados con el rotor, lo cual redundará en una aeronave híbrida tipo helicóptero-autogiro-avión; pudiendo hacerse la transición directa o inversa a modo avión tanto desde modo helicóptero como desde modo autogiro.

25 **Breve descripción de los dibujos**

Se describe detalladamente a continuación una realización preferida aunque no exclusiva de la aeronave convertible y del método de la invención; y para facilitar la comprensión de la misma se adjuntan dibujos ilustrativos que se aportan a título meramente ejemplificativo y no limitativo. En dichos dibujos:

La Fig. 1 es una vista en alzado lateral de una aeronave convertible según esta invención, con las palas del rotor desplegadas para funcionamiento en modo autogiro o en modo helicóptero, y con el tren de aterrizaje desplegado;

35 la Fig. 2 es una vista en planta superior de la aeronave de la Fig. 1;

la Fig. 3 es una vista en alzado frontal de la aeronave de la Fig. 1;

40 la Fig. 4 es una vista en alzado lateral de una aeronave convertible según esta invención, para funcionamiento en modo avión de alas fijas y con el tren de aterrizaje replegado;

la Fig. 5 es una vista en planta superior de la aeronave de la Fig. 4;

45 la Fig. 6 es una vista en alzado frontal de la aeronave de la Fig. 4; y

la Fig. 7 es una vista en alzado que muestra esquemáticamente elementos mecánicos de los medios de transición situados en las raíces de las palas del rotor.

50 **Descripción detallada de los dibujos**

Los dibujos anteriormente mencionados muestran la composición y la forma de funcionamiento de la aeronave convertible 1 de esta invención.

55 La aeronave convertible 1 de la invención es una aeronave híbrida entre un helicóptero, un autogiro y un avión de alas fijas. La aeronave convertible 1 comprende un fuselaje 2, alas fijas estándar 3 equipadas con alerones, un grupo de cola estándar 4 con timones, motores de propulsión 5, un rotor 6 con palas 7, 8, una transmisión entre los motores de propulsión 5 y el rotor 6, equipada con medios de frenado y embrague del rotor 6, un tren de aterrizaje 9, medios de transición de modo helicóptero a modo autogiro y viceversa, medios para la transición directa e inversa de modo autogiro-helicóptero a modo avión, que se describen más adelante, y medios de presurización y calefacción de la cabina 12.

65 En el ejemplo de la aeronave convertible 1 que se ilustra, ésta última comprende un tren de aterrizaje 9 que está formado por tres ruedas retráctiles 10, como se muestra en las Figs. 1 y 3, a pesar de que puede también estar formado por esquís fijos o "semirretráctiles".

En una realización, la aeronave convertible 1 que se muestra en los dibujos es un aparato con dos motores de propulsión 5 que siempre funcionan a velocidad constante y mueven dos hélices 11 de paso variable. Las hélices 11

ES 2 332 921 T3

pueden tener un paso negativo. Además, los motores de propulsión 5 están conectados al rotor 6 por medio de una transmisión equipada con un freno y un embrague.

La sustentación para una gama de velocidades “negativas” o bajas (típicamente de entre 0 y 150 km/h) se produce por medio del rotor 6, cuyo eje de rotación ha sido representado con el número de referencia 19, y la aeronave convertible 1 opera en modo de alas giratorias, es decir en modo helicóptero o en modo autogiro, mientras que para velocidades más altas la sustentación se lleva a cabo por medio de las alas fijas 3, para vuelo en modo avión o alas fijas. La sustentación también puede producirse, para una determinada gama de velocidades intermedias, por medio de las alas 3 y del rotor 6 en modo autogiro, simultáneamente.

La aeronave convertible 1 de la invención puede despegar y aterrizar sobre “alas giratorias”, es decir tanto en modo autogiro como en modo helicóptero, con los motores de propulsión 5 embragados al rotor 6, y la transición directa o inversa a modo avión puede hacerse tanto desde el modo helicóptero como desde el modo autogiro.

Las Figs. 1 a 3 ilustran una aeronave convertible 1 según esta invención, con las palas 7, 8 del rotor 6 desplegadas para funcionamiento en modo autogiro o helicóptero, y con el tren de aterrizaje desplegado. Los círculos 13, 14 y 15 que se muestran en las vistas en planta y frontales indican que el rotor 6 y las hélices 11 están girando en uno de estos dos modos de vuelo (modos de vuelo sobre alas giratorias). Dichos círculos también indican las trayectorias de las puntas de las palas 7 del rotor y de las hélices 11.

Las Figs. 4 a 6 muestran la aeronave convertible 1 con las palas 7, 8 del rotor 6 desplegadas hacia la popa, para funcionamiento en modo avión de alas fijas, y con el tren de aterrizaje 9 replegado. En este modo de vuelo el rotor 6 está detenido, como muestra la ausencia de círculos en las Figs. 4 a 6. Las hélices 11 siguen obviamente girando.

El rotor 6 de la aeronave convertible 1 que se ilustra a título de ejemplo pero sin carácter limitativo tiene dos palas 7 y 8 de tipo replegable, tanto en tierra como en vuelo, que tienen un perfil aerodinámico simétrico con respecto a la cuerda del perfil aerodinámico de la pala, y una cuerda variable, siendo la cuerda mayor en la raíz que en la punta de las palas, como puede verse en las Figs. 2 y 5. Ventajosamente, la relación entre el espesor y la cuerda del perfil aerodinámico de las palas es de entre 0,1 y 0,2, y más específicamente, el perfil de las palas es ventajosamente del tipo NACA 0012 o de otro tipo simétrico. El rotor 6 está articulado en batimiento en el modo convencional en el eje longitudinal de las palas, a fin de variar el paso de las mismas tanto cíclica como colectivamente.

Las palas 7 y 8 del rotor 6 pueden girar en torno a ejes verticales equipados con un conjunto de primeros motores 17 (Fig. 7) que son por ejemplo servomotores, según lo que se conoce como tecnología “x-by-wire”, que se describe más adelante. Los ejes longitudinales de las palas están equipados con un segundo conjunto de motores 18, que son por ejemplo servomotores y son también controlados por el sistema “x-by-wire”. Este tipo de palas 7, 8, que son replegables en tierra, hace que sea posible plegar las palas y obtener unas dimensiones mínimas para la aeronave 1, para que con ello la misma pueda tener cabida en los elevadores de los portaaviones o en pequeños hangares.

La Fig. 7 muestra que los elementos anteriormente indicados quedan encerrados en un carenado 23.

Las palas 7, 8 del rotor 6 de la aeronave convertible 1 de esta invención son también replegables en vuelo, como se describe más adelante.

El embrague de los medios de transición de modo helicóptero a modo autogiro y viceversa se desacopla para el paso de modo helicóptero a modo autogiro, para que el rotor 6 pase así a autorrotar, y se acopla para el paso de modo autogiro a modo helicóptero, en el que el rotor 6 es accionado por los motores de propulsión 5.

Los medios de transición directa e inversa de modo autogiro-helicóptero a modo avión comprenden adicionales medios de regulación para el paso cíclico y colectivo de las palas 7, 8 del rotor 6, estando dichos medios situados en el rotor 6 y haciendo dichos medios que sea posible ajustar dichos pasos a cero, a fin de eliminar la sustentación del rotor 6 en modo avión.

En esta realización la regulación del paso colectivo se ejecuta por medio de los segundos servomotores 18, que sustituyen al plato distribuidor estándar que en el sector aeronáutico se conoce como “plato oscilante”, que consiste en un conjunto de elementos que controla el paso de las palas del rotor, con un elemento inferior fijo controlado por el piloto o por el sistema “x-by-wire” y un elemento superior que gira con el rotor unido a los brazos de control del paso de las palas.

Los medios de transición directa e inversa de modo autogiro-helicóptero a modo avión también comprenden un freno para dicha transmisión que está adaptado para detener por completo la rotación del rotor 6 en modo avión.

Este freno puede ser un freno estándar, como por ejemplo un freno de disco del tipo de los que usan normalmente en la industria de la automoción.

Un mecanismo adecuado, combinado con el mecanismo de freno, hace que sea posible detener las palas 7, 8 del rotor 6 en una posición transversal a la dirección de vuelo, para la transición directa de modo autogiro-helicóptero a modo avión.

ES 2 332 921 T3

Los medios de transición directa e inversa de modo autogiro-helicóptero a modo avión comprenden los primeros servomotores 17 anteriormente mencionados, que tienen un eje vertical de rotación, y los segundos servomotores 18 anteriormente mencionados, que tienen un eje horizontal de rotación.

5 Los primeros servomotores 17 están adaptados para replegar las palas 7 y 8 hacia la popa de la aeronave 1 hasta quedar su eje longitudinal alineado con la dirección opuesta a la de movimiento de la aeronave 1, durante la transición directa de modo autogiro-helicóptero a modo avión.

10 Los segundos servomotores 18 hacen que sea posible girar una de las palas 7 u 8 del rotor 6 hasta aproximadamente 180° sobre su eje de paso. Los primeros servomotores 17 están adaptados para desplegar las palas independientemente entre sí hasta una posición acimutal que viene determinada por una determinada gama de ángulos, durante la transición directa.

15 Preferiblemente, dicha gama determinada de ángulos está situada entre 30 y 90°.

Los segundos servomotores 18 están también adaptados para ajustar el ángulo de ataque de las palas 7, 8 desplegadas de forma tal que las mismas queden situadas sobre las alas fijas estándar 3 de la aeronave y paralelamente a las mismas, en modo biplano, aproximadamente como se muestra en las Figs. 4 a 6.

20 Es perfectamente sabido que el problema más acuciante en el diseño de aeronaves híbridas es el de abordar las dificultades de pilotaje, especialmente durante las transiciones de sustentación del rotor a las alas y viceversa. Es obvio que el flujo aerodinámico que genera la sustentación cambia completamente durante las fases de transición de un modo de vuelo a otro. Por consiguiente, se requiere un piloto experto que sea capaz de ejecutar con rapidez y precisión y sin cometer error alguno las sucesivas acciones que es necesario realizar en los mandos de la aeronave para cambiar el modo de vuelo. El comportamiento de la aeronave durante las etapas intermedias de la transición puede ser contraintuitivo, lo cual a su vez requiere un gran entrenamiento y una gran habilidad por parte del piloto.

25 A fin de resolver el problema del pilotaje, la aeronave convertible 1 que se describe hace ampliamente uso de una tecnología que ha surgido recientemente y se conoce por el nombre de “fly-by-wire”, o en términos más generales “x-by-wire”. La tecnología “x-by-wire” consiste en sustituir los elementos mecánicos del sistema de control de la aeronave (palancas, barras, poleas, engranajes, cables, etc.) por grupos de sensores para los mandos y de actuadores para los elementos de control, que son todos ellos gestionados por ordenadores digitales redundantes y un programa adecuado. Todos los elementos, ordenadores, sensores y actuadores están enlazados por un sistema de transmisión digital de datos que está preferiblemente basado en cables de fibra óptica.

30 Se mencionan ampliamente en Internet las tecnologías “Fly-by-wire” y “x-by-wire”. Son algunas direcciones las siguientes:

35 [http : //www.vmars.tuwien.ac.at/projects/xbywire/docs/synthesis.doc](http://www.vmars.tuwien.ac.at/projects/xbywire/docs/synthesis.doc)

40 [http : //dutera.et.tudelft.nl/ – crweb/research/node6.html](http://dutera.et.tudelft.nl/~crweb/research/node6.html)

45 [http : //42volt.dupont.com/en/Systems/bywire_main.html](http://42volt.dupont.com/en/Systems/bywire_main.html)

50 Por consiguiente, el sistema “x-by-wire” es un sistema de control para las distintas etapas de las distintas transiciones, que se explican más adelante, que está exento de elementos mecánicos manipulables entre las palancas de mando y los elementos de control de la aeronave, donde las distintas etapas de las distintas transiciones son programables y son ejecutadas automáticamente, y que está equipado con elementos de seguridad redundantes que están constituidos por ordenadores, sensores y actuadores redundantes.

55 Con respecto a los motores de propulsión 5 de la aeronave, en la realización preferida, que se basa en motores de propulsión 5 que accionan hélices 11 de paso variable, los mismos están situados a popa con respecto a las alas fijas estándar 3, como se muestra en los dibujos.

Como alternativa, los motores de propulsión 5 pueden ser motores de pistón, de turbina de gas o de reacción.

60 Como se ha explicado, la aeronave convertible 1 de la invención es una aeronave híbrida helicóptero-autogiro-avión y puede operar en los tres modos. Describimos a continuación los distintos modos de funcionamiento y las distintas transiciones de la aeronave convertible 1 según la invención.

En primer lugar describimos el modo de funcionamiento en modo Helicóptero.

65 El despegue, el aterrizaje y el vuelo de la aeronave convertible 1 a muy bajas velocidades (de 0 a 40 km/h) se hacen en Modo Helicóptero. En este Modo, los motores de propulsión 5 están embragados al rotor 6, y el par de fuerzas que es necesario para impedir la rotación del fuselaje 2 es creado por las dos hélices 11, que en este modo de vuelo generan un empuje diferencial a fin de originar este par. Así, en vuelo estacionario sin viento relativo, las hélices 11 generan

ES 2 332 921 T3

empujes iguales y opuestos, uno hacia adelante y el otro hacia atrás; y con esta finalidad una de las hélices usa un paso negativo. En vuelo lento hacia adelante, los movimientos longitudinales y laterales se controlan actuando en los pasos cíclico y colectivo del rotor 6 y en los pasos de las hélices 11, y los movimientos direccionales se ejecutan cambiando los empujes diferenciales de las hélices 11, que continúan generando un par de fuerzas para compensar el par aplicado por los motores de propulsión 5 al rotor 6. En estas condiciones, la aeronave convertible 1 se comporta como un helicóptero con un alto nivel de autoridad en las seis dimensiones de control, las tres longitudinales y las tres angulares.

A estas bajas velocidades, las alas fijas 3 en poco o en nada contribuyen a la sustentación de la aeronave 1 en el aire. De hecho, dichas alas fijas son elementos parásitos que reducen la sustentación del rotor 6, puesto que están intercaladas en su flujo aerodinámico.

Describimos a continuación el Modo Autogiro y la transición de modo Helicóptero a modo Autogiro.

Cuando la aeronave convertible 1 adquiere una velocidad ilustrativa de aproximadamente 40 km/h, se desembraga el rotor 6 del motor de propulsión 5 y se ajustan los pasos cíclico y colectivo del rotor 6 a fin de que éste último pueda autogirar. El empuje de ambas hélices 11 se iguala puesto que, al desembragar el rotor 6, desaparece el par que lo hace girar en modo Helicóptero. En esas condiciones, la aeronave convertible 1 vuela como un autogiro hasta alcanzar una velocidad aproximada de poco más o menos 150 km/h. En estas condiciones, las alas fijas 3 contribuyen ligeramente a la sustentación de la aeronave 1, pero ya no son un elemento parásito, como en el Modo Helicóptero, lo cual ayuda a incrementar el rendimiento de vuelo de la aeronave 1.

Una transición inversa tiene lugar cuando se pasa de modo Autogiro a Modo Helicóptero.

Los expertos en la materia apreciarán que la aeronave convertible 1 puede despegar y aterrizar en Modo Autogiro si el piloto lo desea, si bien esto puede requerir cortas carreras de despegue y aterrizaje. Pero el Modo Autogiro hace que sea posible aterrizar con los motores de propulsión 5 parados sin peligro de pérdida de velocidad (“pérdida”), lo cual incrementa de modo importante la seguridad de la aeronave convertible 1 de esta invención.

El vuelo en Modo Autogiro también incrementa el rendimiento aerodinámico de un típico vuelo de la aeronave convertible 1.

Describimos a continuación la transición de modo autogiro o helicóptero a modo avión.

Cuando la aeronave convertible 1 alcanza una velocidad de aproximadamente 150 km/h, con las palas 7, 8 del rotor 6 ya sea girando gracias a la transmisión o bien autogirando, comienzan a aparecer los efectos de la sustentación asimétrica del rotor. Pero a esta velocidad la sustentación generada por las alas fijas 3 del aparato 1 ya es capaz de mantener a la aeronave 1 en vuelo horizontal. A fin de evitar los efectos indeseables y la alta resistencia al avance del rotor 6 a velocidades superiores a la velocidad de transición, la aeronave convertible 1 hace la transición a Modo Avión ejecutando la siguiente secuencia de operaciones, que son propias y características de esta invención:

- 1.- Replegar el tren de aterrizaje retráctil 9.
- 2.- Ajustar los pasos colectivo y cíclico de las palas 7, 8 del rotor 6 a prácticamente cero grados, para que así dejen de sustentar y controlar la aeronave 1. Los esfuerzos de control necesarios para el vuelo son ahora generados por los alerones de las alas fijas 3 y de los timones 20, como en un avión estándar.
- 3.- Reducir rápidamente la velocidad de rotación del rotor 6 usando el freno del mismo, hasta detenerlo completamente en una posición transversal con respecto a la dirección de vuelo. Obsérvese que, en estas condiciones, el flujo de aire a través de la pala del rotor 6 que está detenida en posición opuesta a la velocidad de marcha adelante es negativo (es decir que el flujo de aire entra por el borde de salida de la pala 7, 8 detenida). Las palas 7, 8 del rotor 6 se diseñan de forma tal que resistan fácilmente los esfuerzos generados por este flujo negativo. De ahí que la cuerda en la raíz sea mayor que la cuerda en las puntas, como se muestra en las Figs. 2 y 5.
- 4.- Replegar ambas palas 7, 8 hacia la popa de la aeronave 1 hasta que su eje longitudinal quede alineado con la dirección opuesta a la del movimiento de la aeronave convertible 1. El flujo aerodinámico está ahora alineado con los ejes longitudinales de ambas palas 7 y 8.
- 5.- Girar 180° sobre el eje de paso la pala 7, 8 que tenía un flujo de aire inverso al estar desplegada.
- 6.- Desplegar ambas palas 7, 8 hacia adelante hasta que alcancen una posición acimutal de aproximadamente 30° a 60°. Obsérvese que ahora, a continuación del Paso 5 de esta maniobra, el flujo de aire en ambas palas 7, 8 está correctamente orientado con respecto al vector de velocidad de la aeronave convertible 1. Se muestra en las Figs. 3 a 6 una vista de la aeronave convertible 1 en su configuración de avión.
- 7.- Ajustar el ángulo de ataque de las palas 7 y 8, que ahora actúan como las alas altas de un biplano (véanse las Figs. 4 y 6), a fin de que las mismas generen una pequeña sustentación que conduzca a una óptima relación de Sustentación/Resistencia al Avance para cada velocidad de vuelo, altura, etc.

ES 2 332 921 T3

8.- Durante toda la transición, gobernar la aeronave convertible 1 usando sus elementos aerodinámicos, es decir, los timones 20 del grupo de cola 4, los alerones de las alas fijas 3 y el paso de las hélices 11.

9.- Poner en funcionamiento los sistemas de presurización y calefacción de la cabina 12 y ascender hasta volar cómodamente a la altura óptima para lograr la velocidad de vuelo deseada y compatible con las instrucciones de control del tráfico aéreo.

Es evidente que durante las etapas 3 y 4 de esta transición el flujo negativo en una de las palas 7 u 8 del rotor 6 producirá indeseables vibraciones e inestabilidades. Lo mismo puede suceder al final de la etapa 2. En consecuencia, estas etapas de transición deben ser ejecutadas con firmeza y rápidamente, y las palas 7 y 8 del rotor 6 tienen que estar diseñadas de forma tal que resistan los esfuerzos generados por estas vibraciones e inestabilidades. Análogamente, el programa del sistema "x-by-wire" que ejecuta estas transiciones debe llevarlas a cabo lo más rápidamente posible, puesto que no hay elementos mecánicos entre las palancas de mando y los elementos de control de la aeronave.

La selección, las dimensiones, la potencia y el par de los actuadores necesarios para ejecutar esta maniobra deberán hacerse, seleccionarse y verificarse experimentalmente usando este criterio tanto en túnel aerodinámico como en vuelos de prueba.

Una vez ejecutada con éxito la maniobra de transición a avión, la aeronave convertible 1 debe ascender hasta la altura más adecuada para optimizar sus características de vuelo como avión; y con esta finalidad deberá presurizarse la cabina y utilizarse la calefacción de la misma a fin de mantener en ella una confortable gama de temperaturas interiores y de presiones atmosféricas. Durante este ascenso y vuelo de crucero deberán también tomarse en consideración las pertinentes exigencias de las autoridades de control del tráfico aéreo.

Describimos a continuación el funcionamiento en modo avión de la aeronave convertible 1 de esta invención.

Se muestra en las Figs. 3 a 6 el aspecto de la aeronave convertible 1 en vuelo en Modo Avión. El vuelo de la aeronave convertible 1 en Modo Avión se controla por medio de actuadores aerodinámicos estándar, tales como los timones 20 y los alerones, y controlando el paso de las hélices de empuje ("empujadores").

Los expertos en la materia apreciarán que el rotor 6 está ahora detenido con las palas 7 y 8 en una posición que es aproximada o completamente transversal. Ambas palas 7, 8 tienen el borde de ataque en la posición correcta con respecto al movimiento de traslación de la aeronave 1. El tren de aterrizaje 9 está replegado y el aparato 1 presenta un perfil limpio en la dirección de marcha hacia adelante. Este limpio perfil aerodinámico, exento de componentes giratorios, ayuda a alcanzar las altas velocidades de traslación de la aeronave convertible 1 de esta invención.

Con respecto a las transiciones inversas, está claro que la aeronave convertible 1 debe ejecutar transiciones en secuencia inversa a la descrita hasta aquí a fin de volver a volar primeramente como un Autogiro y luego como un Helicóptero, antes de aterrizar. No es necesario describir estas transiciones, puesto que las mismas son exactamente las opuestas a las que se han descrito y son ejecutadas dentro de las mismas gamas de velocidades, aunque ahora en orden decreciente.

Ahora que se han descrito los Modos de vuelo y las transiciones entre los mismos, se observa claramente la importancia del sistema de control de la aeronave convertible 1 de esta invención con la tecnología "Fly-by-Wire". Hay que recordar que en los Convertiplanos que se han diseñado hasta la fecha las transiciones se llevaban a cabo casi sin excepción sin esta tecnología. Pero esas transiciones tenían que ser ejecutadas por pilotos con una enorme experiencia y tras un lento proceso de aprendizaje que en muchos casos era un autoaprendizaje. Puede entenderse fácilmente la gran habilidad y el gran entrenamiento que necesita un piloto a fin de seguir esta compleja secuencia de operaciones con la máxima precisión y velocidad y sin cometer errores de tipo alguno, y el gran riesgo que ello conlleva.

En el caso de la aeronave convertible 1 de la invención y gracias a la tecnología "Fly-by-Wire", las complejas maniobras de transición estarán simplemente programadas en los ordenadores centrales del sistema, donde serán además optimizadas para todas las variaciones de parámetros en cada vuelo, tales como la "carga útil", la cantidad de combustible, la altura y la temperatura ambiente, la velocidad de transición y muchos otros. Con estos datos, al piloto le bastará con darle al sistema de control la orden de ejecutar la transición pulsando un botón adecuado, y el programa se encargará de ejecutar perfectamente la secuencia de operaciones que se requiera en cada caso. Además, la ejecución de la transición podría incluso ser iniciada de manera completamente automática cuando el piloto indique por medio de los mandos de vuelo normales que desea variar la velocidad de la aeronave convertible 1 por encima o por debajo de cada velocidad de transición.

En suma, la aeronave convertible 1 de esta invención es una aeronave híbrida (o "convertiplano") entre un helicóptero, un autogiro y un avión de alas fijas que constituye algo completamente novedoso. Dicha aeronave convertible es capaz de aterrizar y despegar verticalmente y de volar a relativamente bajas velocidades de la misma manera como un helicóptero, incluyendo el vuelo estacionario ("estacionamiento fijo en el aire"), y variando su modo de vuelo puede alcanzar velocidades máximas de aproximadamente 600 km/h, que son equiparables a las de los aviones de alas fijas propulsados por hélices. Además, la aeronave convertible 1 de esta invención puede volar con gran rendimiento, con consumos específicos que son equiparables a los de un helicóptero en vuelo lento (desde cero hasta aproximadamente 150 km/h) y a los de un avión en vuelo a altas velocidades.

ES 2 332 921 T3

5 A excepción de lo relativo a las máximas velocidades de vuelo, todas las velocidades de transición que se mencionan en esta descripción son aproximadas, ilustrativas y no limitativas. Las velocidades a las cuales la aeronave convertible 1 de la invención ejecutará las transiciones deberán determinarse durante las pruebas en túnel aerodinámico y los vuelos de prueba y deberán calcularse al llevar a cabo el diseño aerodinámico y estructural de la aeronave y del rotor de la misma.

10 Habiendo descrito suficientemente la naturaleza de esta invención, así como la manera de llevarla a la práctica, especificamos que todo aquello que no altere, varíe o modifique su principio fundamental queda sujeto a variaciones de detalle, y que los distintos elementos o componentes pueden ser sustituidos por sus equivalentes técnicos.

Referencias citadas en la descripción

15 *Esta lista de referencias que cita el solicitante se aporta solamente en calidad de información para el lector y no forma parte del documento de patente europea. A pesar de que se ha procedido con gran esmero al compilar las referencias, no puede excluirse la posibilidad de que se hayan producido errores u omisiones, y la OEP se exime de toda responsabilidad a este respecto.*

Documentos de patente citados en la descripción

- 20
- US 1590497 A [0003]
 - US 2702168 A [0021]
 - US 1947901 A, Juan de la Cierva y Codorniu [0003]
 - US 5727754 A, Carter Copter [0023]
 - 25 • US 1792014 A, G.P. Herrick [0015] [0016]
 - US 20020011539 A1 [0029]
- 30
- 35
- 40
- 45
- 50
- 55
- 60
- 65

REIVINDICACIONES

1. Método de gobierno de una aeronave convertible (1) equipada con un fuselaje (2), unas alas fijas estándar (3) con alerones, un grupo de cola (4) con timones (20), motores de propulsión (5), un rotor (6) con palas (7, 8), una transmisión entre los motores y el rotor, equipada con medios de frenado y embrague, y un tren de aterrizaje (9), comprendiendo el método una transición directa e inversa de modo helicóptero a modo autogiro y una transición directa e inversa de modo autogiro-helicóptero a modo avión, comprendiendo la transición directa de modo helicóptero a modo autogiro las etapas siguientes:

desembragar el rotor de los motores de propulsión;

y comprendiendo la transición directa de modo autogiro-helicóptero a modo avión las etapas siguientes:

ajustar los pasos colectivo y cíclico de las palas (7, 8) del rotor (6) a prácticamente cero grados, para que así las mismas dejen de sustentar y controlar la aeronave (1) y ésta última sea sustentada por las alas fijas estándar y controlada por los alerones y los timones (20);

reducir rápidamente la velocidad de rotación del rotor (6) usando el freno del mismo;

caracterizado por el hecho de que el método también comprende los pasos siguientes:

detener el rotor en una posición transversal de sus palas (7, 8) en una posición prácticamente transversal a la dirección de vuelo;

replegar las palas de rotor hacia la popa de la aeronave, hasta que su eje longitudinal quede alineado con la dirección del movimiento de la aeronave;

girar hasta aproximadamente 180° sobre su eje de paso la pala que tenía un flujo de aire inverso cuando las palas estaban detenidas transversalmente a la dirección de vuelo;

desplegar las palas independientemente entre sí hasta una posición acimutal determinada por una determinada gama de ángulos; y

ajustar el ángulo de ataque de las palas desplegadas hasta que las palas queden desplegadas en una posición paralela a las alas fijas;

y comprendiendo la transición inversa los pasos anteriormente indicados ejecutados en secuencia inversa y con las acciones contrarias.

2. Método según la reivindicación 1, **caracterizado** por el hecho de que la transición directa comprende el paso preliminar de replegar el tren de aterrizaje (9).

3. Método según cualquiera de las reivindicaciones precedentes, **caracterizado** por el hecho de que el mismo comprende el paso de poner en funcionamiento los sistemas de presurización y calefacción de la aeronave (1).

4. Método según cualquiera de las reivindicaciones precedentes, **caracterizado** por el hecho de que el mismo comprende el paso de ascender hasta una óptima altura de vuelo predeterminada sobre la base de las condiciones atmosféricas y del control del tráfico aéreo.

5. Método según la reivindicación 1, **caracterizado** por el hecho de que dicha gama predeterminada de ángulos es preferiblemente de entre 30 y 90°.

6. Método según la reivindicación 1, **caracterizado** por el hecho de que dicho paso de ajustar el ángulo de ataque de las palas (7, 8) desplegadas para que así las mismas queden situadas sobre las alas fijas estándar (3) de la aeronave comprende el paso de disponer las palas en forma de un biplano con respecto a las alas estándar.

7. Aeronave convertible (1) del tipo que comprende un fuselaje (2), unas alas fijas (3) con alerones, un grupo de cola (4) con timones (20), motores de propulsión (5), un rotor (6) con palas (7, 8), una transmisión entre los motores y el rotor, equipada con medios de frenado y embrague del rotor, tren de aterrizaje y medios de transición de modo helicóptero a modo autogiro y viceversa, estando el rotor equipado con medios de accionamiento para la transición directa e inversa (17, 18) de modo autogiro-helicóptero a modo avión que comprenden un motor (18) para la regulación de los pasos colectivo y cíclico de las palas (7, 8) del rotor (6) a prácticamente cero grados, para que así las mismas dejen de sustentar y controlar la aeronave (1) y ésta última sea sustentada por las alas fijas estándar y controlada por los alerones y los timones (20);

ES 2 332 921 T3

caracterizada por el hecho de que el rotor también comprende:

medios para detener el rotor en una posición transversal de las palas (7, 8) en una posición prácticamente transversal a la dirección de vuelo;

un motor (17) para replegar y desplegar las palas del rotor hacia y desde la popa de la aeronave, el cual permite replegar las palas hasta quedar su eje longitudinal alineado con la dirección del movimiento de la aeronave y desplegarlas hasta una posición acimutal determinada por una predeterminada gama de ángulos;

y
un motor (18) para girar hasta aproximadamente 180° sobre su eje de paso la pala que tenía un flujo de aire inverso cuando las palas estaban detenidas transversalmente a la dirección de vuelo.

8. Aeronave convertible (1) según la reivindicación 7, **caracterizada** por el hecho de que la misma comprende un sistema de control para las distintas etapas de las distintas transiciones, estando el sistema de control de la aeronave exento de elementos mecánicos manipulables entre las palancas de mando y los elementos de control de la aeronave.

9. Aeronave convertible (1) según la reivindicación 8, **caracterizada** por el hecho de que la misma comprende medios de programación y automatización para las distintas etapas de las distintas transiciones, para que así las mismas sean programables y ejecutadas automáticamente.

10. Aeronave convertible (1) según la reivindicación 9, **caracterizada** por el hecho de que el sistema de control comprende elementos de seguridad redundantes.

11. Aeronave convertible (1) según la reivindicación 10, **caracterizada** por el hecho de que dichos elementos de seguridad redundantes son ordenadores, sensores y actuadores redundantes.

12. Aeronave convertible (1) según cualquiera de las reivindicaciones 8 a 11, **caracterizada** por el hecho de que dicho sistema de control automático es un sistema del tipo "Fly-by-wire" o "x-by-wire".

13. Aeronave convertible (1) según cualquiera de las reivindicaciones 7 a 12, **caracterizada** por el hecho de que las palas (7, 8) del rotor (6) tienen un perfil aerodinámico simétrico con respecto a la cuerda del perfil aerodinámico de la pala.

14. Aeronave convertible (1) según la reivindicación 13, **caracterizada** por el hecho de que la relación entre el espesor y la cuerda del perfil aerodinámico de las palas (7, 8) es de entre 0,1 y 0,2.

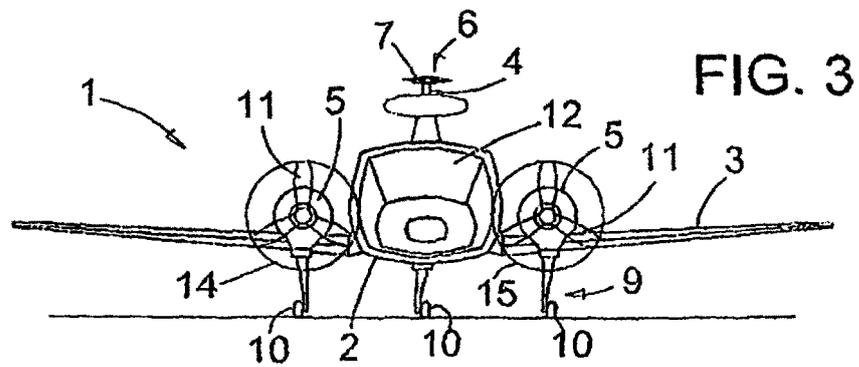
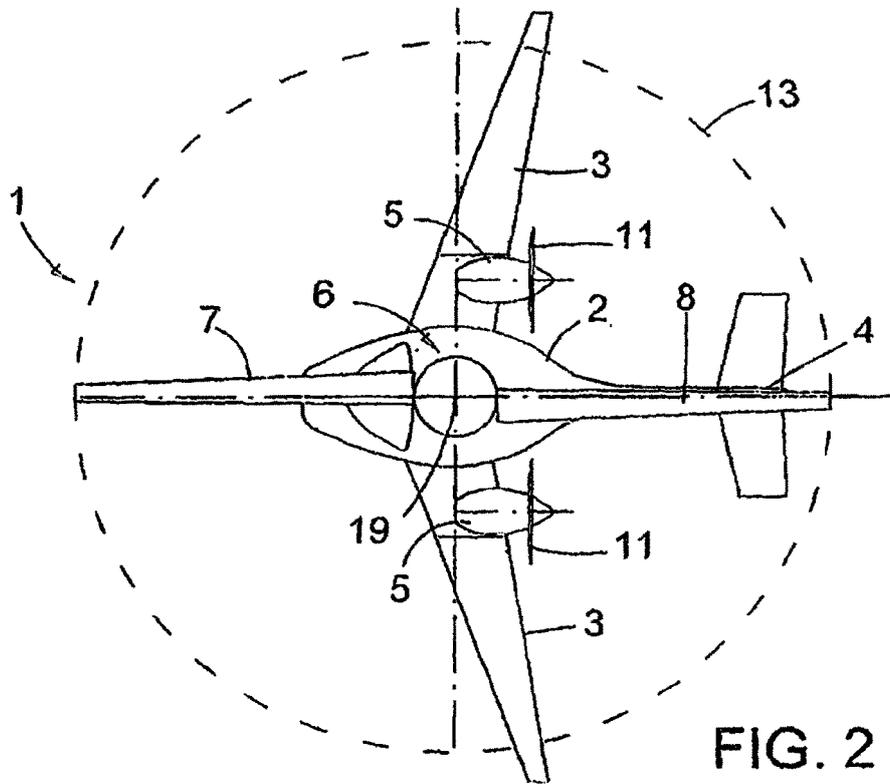
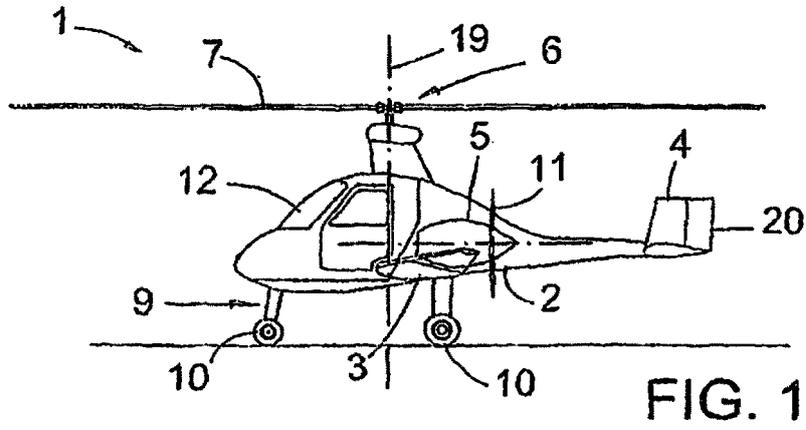
15. Aeronave convertible (1) según cualquiera de las reivindicaciones 7 a 14, **caracterizada** por el hecho de que las palas (7, 8) del rotor (6) están diseñadas de forma tal que la cuerda en la raíz es mayor que la cuerda en las puntas.

16. Aeronave convertible (1) según cualquiera de las reivindicaciones 7 a 15, **caracterizada** por el hecho de que dichos motores de propulsión (5) son motores con hélices (11).

17. Aeronave convertible (1) según la reivindicación 16, **caracterizada** por el hecho de que las hélices (11) están situadas a popa con respecto a las alas fijas estándar (3).

18. Aeronave convertible (1) según las reivindicaciones 16 o 17, **caracterizada** por el hecho de que dichas hélices (11) tienen un paso variable.

19. Aeronave convertible (1) según cualquiera de las reivindicaciones 7 a 18, **caracterizada** por el hecho de que dichos motores de propulsión (5) son motores de pistón, de turbina de gas o de reacción.



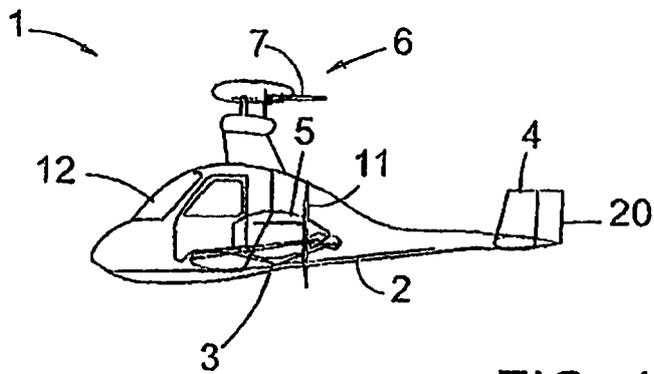


FIG. 4

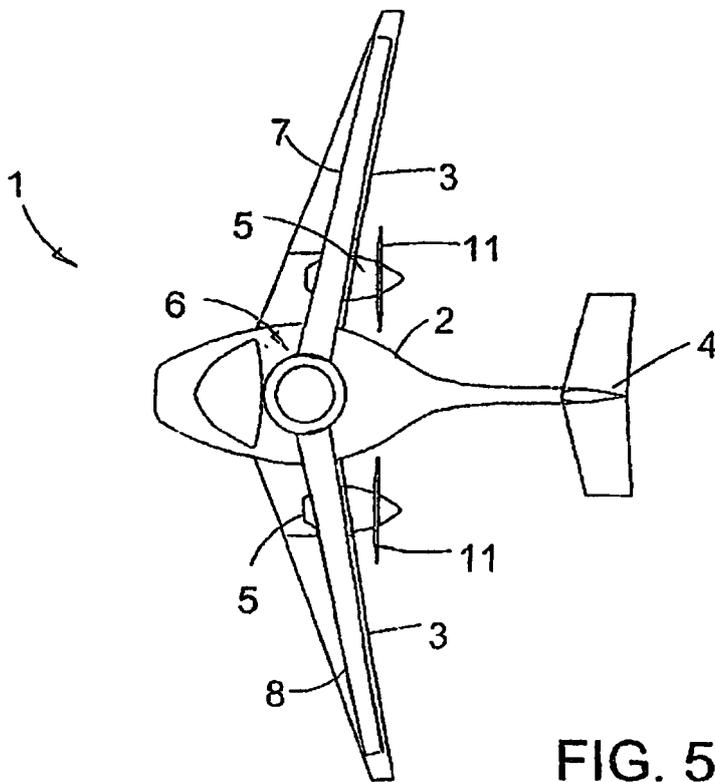


FIG. 5

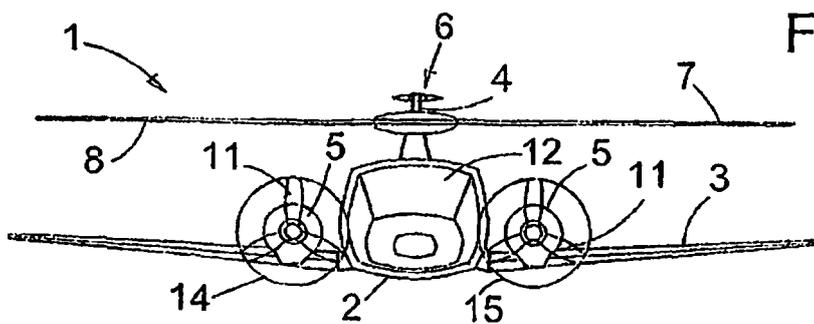


FIG. 6

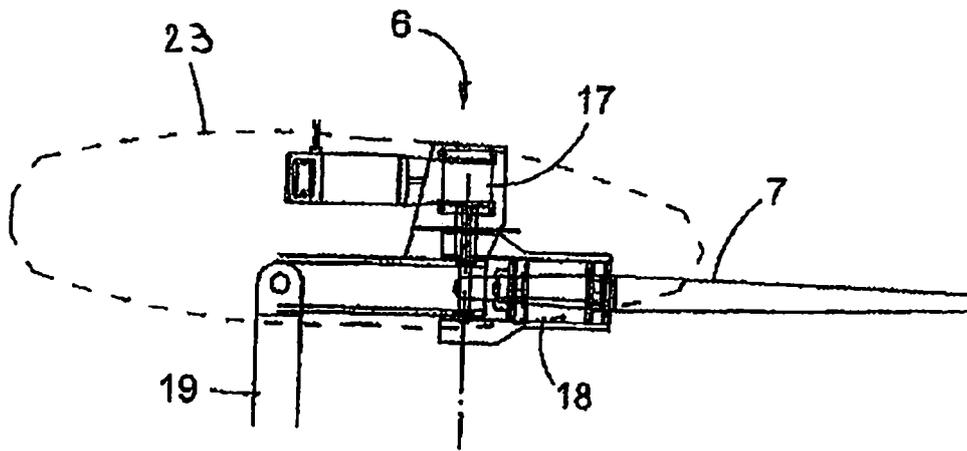


FIG. 7