

OFICINA ESPAÑOLA DE PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA

① Número de publicación: **2 277 476**

② Número de solicitud: 200400539

⑤ Int. Cl.:
B64C 27/24 (2006.01)
B64C 27/52 (2006.01)
B64C 27/54 (2006.01)
B64C 27/02 (2006.01)

⑫

PATENTE DE INVENCION

B1

⑫ Fecha de presentación: **05.03.2004**

⑬ Fecha de publicación de la solicitud: **01.07.2007**

Fecha de la concesión: **09.06.2008**

⑭ Fecha de anuncio de la concesión: **01.07.2008**

⑮ Fecha de publicación del folleto de la patente: **01.07.2008**

⑰ Titular/es:
INDUSTRIA HELICAT Y ALAS GIRATORIAS, S.L.
c/ Balmes, 412 – 3º 2ª
08022 Barcelona, ES

⑱ Inventor/es: **Cierva Hoces, Juan de la**

⑳ Agente: **No consta**

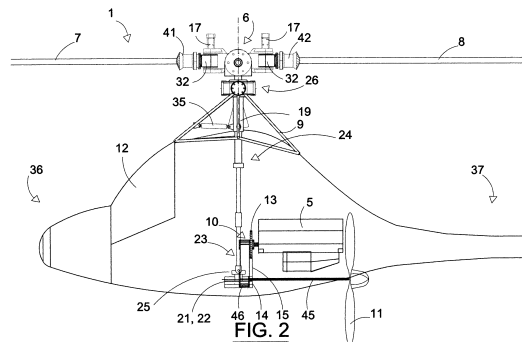
⑳ Título: **Sistema de sustentación para una aeronave convertible y aeronave convertible que lo incorpora.**

㉑ Resumen:

Sistema de sustentación para una aeronave convertible y aeronave convertible que lo incorpora.

Es accionado por motores propulsores (5) a través de una transmisión de par (23) provista de medios de embrague (22) y freno (21) del rotor, y con medios de control del cabeceo y alabeo del árbol de rotación (24) del rotor. Dicha transmisión comprende una junta cardan inferior (25), para la transmisión del par desde los motores propulsores (5) al rotor, y una junta cardan superior (26), cuya caja (27) gira soportada sobre un cojinete circular (28) solidario de la estructura de la aeronave (1), para la transmisión del par desde los motores propulsores al rotor y para la transmisión de la fuerza de sustentación desde el rotor al fuselaje.

En al menos una de sus palas (7, 8) tiene un primer motor (17), solidario del extremo del árbol de rotación del rotor, para el realizar repliegue de la pala sobre un eje (30) paralelo al del árbol del rotor, y un segundo motor (18), para producir la variación del paso colectivo o individual de las palas del rotor según un eje de rotación (34) perpendicular al del árbol (24) del rotor (6).



ES 2 277 476 B1

Aviso: Se puede realizar consulta prevista por el art. 37.3.8 LP.

DESCRIPCIÓN

Sistema de sustentación para una aeronave convertible y aeronave convertible que lo incorpora.

5 **Sector técnico de la invención**

La invención se refiere de forma genérica a aeronaves convertibles. En concreto, la presente invención se refiere a un sistema de sustentación para una aeronave convertible entre modo alas giratorias a modo avión, que es accionado por motores propulsores de la propia aeronave a través de una transmisión de par provista de medios de embrague y freno del rotor, y con medios de control del cabeceo y alabeo del árbol de rotación del rotor. La presente invención tiene asimismo por objeto una aeronave convertible que incorpora tal rotor.

En cuanto sigue en la presente memoria, por “modo alas giratorias” se entenderá tanto un modo helicóptero como autogiro de funcionamiento.

15 **Antecedentes de la invención**

En las patentes US 1.590.497 y US 1.947.901, de Juan de la Cierva y Codornú, entre otras, está definido y protegido el autogiro, el cual es un aparato de alas giratorias cuya principal sustentación en vuelo proviene de la reacción del aire sobre un sistema de planos o rotores que pueden girar libremente. Así, el autogiro puede decirse que es un avión provisto de alas en forma de hélice, articuladas en un eje vertical, que giran por efecto de la resistencia del aire durante el avance del aparato y le sirven de sustentación.

Desde el momento de la invención del autogiro en Madrid por Juan de la Cierva y Codornú en 1923 y hasta el presente, todos los diseñadores de aparatos de alas giratorias, fundamentalmente autogiros y helicópteros, han intentado extender el rango de velocidades de esos aparatos para equipararlas con las de los aviones de alas fijas. Ya desde los primeros modelos de autogiros, sobre todo los diseñados en los Estados Unidos, fueron diseños híbridos en los que coexistían alas convencionales para vuelo a alta velocidad junto con el rotor, elemento básico para proveer sustentación a bajas velocidades.

Los esfuerzos para lograr altas velocidades de vuelo en aparatos de alas giratorias se han visto frustrados por el hecho fundamental de que un rotor en vuelo a velocidades relativamente altas exhibe un perfil muy asimétrico en la sustentación generada por la pala del rotor cuando “avanza” en el viento provocado por el vuelo hacia delante de la aeronave y cuando “retrocede” en ese mismo viento, el lado opuesto del disco del rotor.

Ese perfil de vuelo asimétrico es muy visible si se analiza la velocidad (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 su velocidad es la suma de las velocidades de rotación y de traslación de la aeronave. En cambio, cuando la pala está en el lado opuesto, su velocidad es la diferencia entre ambas velocidades.

Por ello, cuando una aeronave de alas giratorias intenta navegar a velocidades altas, es posible que la punta de la pala llegue a exceder la velocidad del sonido en la pala que avanza y/o entre en pérdida en la pala que retrocede, lo cual causa 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 una velocidad de más de 1.000 Km/h alcanzada rutinariamente por aviones de alas fijas, incluyendo aerotransportes civiles. Esa velocidad es ligeramente inferior a la velocidad del sonido en el aire, que, al nivel del mar, es del orden de 330 m/segundo equivalente a unos 1.200 Km/h.

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

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

La limitación de velocidad máxima de una aeronave de alas giratorias presenta serias restricciones a su utilización. Es evidente que el incentivo principal -la razón de ser- de esas 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 su rotor. Pero muchas de las misiones civiles o militares de los helicópteros consisten en el transporte de personas y/o carga entre dos puntos, uno de los cuales o ambos pueden no estar equipados con infraestructuras de despegue o aterrizaje. En estos casos, la baja velocidad máxima y de crucero de autogiros y helicópteros hace que el tiempo de transporte sea alto, lo que limita en gran medida su utilización práctica para muchas misiones.

ES 2 277 476 B1

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, todas ellas se han basado en diseños híbridos con alas y rotor, con la intención de transferir la sustentación desde el rotor a bajas velocidades a las alas a velocidades más altas. El conjunto de esas aeronaves se conoce como aeronaves convertibles, híbridas o “convertiplanos”.

Así, son conocidas actualmente un buen número de realizaciones de aeronaves convertibles, compuestas de un modo en sí conocido por un fuselaje, unas alas fijas convencionales dotada de alerones, una cola con timones, motores, un rotor de palas, una transmisión entre los motores y el rotor, equipada con medios de freno y embrague del rotor, y un tren de aterrizaje.

A continuación se enumera y describe una parte substancial de estas realizaciones que, en su conjunto, definen el estado de la técnica más cercano.

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 la misma según planos esencialmente horizontales a modo de hélice sustentadora accionada por el aire en movimiento y con movimientos de pivotamiento con respecto al eje de rotación. Tiene esta aeronave asimismo unos medios de retención para retener el ala en una posición fija sin posibilidad de rotación, unos medios de retención para soportar la misma en posición con respecto al pivotamiento, y unos medios de liberación de ambos medios de retención a voluntad del piloto, así como unos medios para la conducción de la aeronave por el aire.

Así, esta aeronave de la 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 ambos modos. El *HV2A* es, evidentemente, un intento de superar las limitaciones de velocidad de un autogiro. Su velocidad máxima fue de 160 Km/h.

El “*Fairey Gyrodyne*” es una aeronave convertible, diseñada en Gran Bretaña en 1946 por Fairey Aviation Ltd. 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 la potencia al rotor. En modo autogiro para vuelo rápido, la misma hélice sirve para proporcionar empuje a la aeronave. La nave alcanzó una velocidad máxima de 200 Km/h., un récord mundial para aeronaves de alas giratorias entonces, el 28 de Junio de 1948.

El Gyrodyne original fue extensamente modificado para ser convertido en el Jet Gyrodyne (1953) con el fin de estudiar el principio de impulsión a reacción de las palas pensado para el Rotodyne, descrito más adelante. Aunque el Jet Gyrodyne modificado mantenía la configuración general del Gyrodyne, montaba un rotor de dos palas con postquemadores en sus extremos 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 los extremos del rotor, que giraban libremente, limitándose un motor Leonides a mover las dos hélices Fairey impulsoras y de paso variable montadas en los extremos de las alas. No se han encontrado datos sobre la velocidad máxima alcanzada por éste diseño.

Ante el resultado positivo del Jet Gyrodine, 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 prometedora. En diciembre de 1951 la British European Airways solicitó un aparato de 30-40 plazas para rutas cortas y medias, y Fairey presentó una propuesta que correspondía mas o menos con sus ideas. 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 rotor principal, las dos turbinas, alas, etc., y se instalaron los controles en un compartimiento situado en la posición aproximada del morro. Se realizaron pruebas exhaustivas mientras se construía el prototipo. El Rotodyne realizó 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. Una doble deriva, luego completada con otra central, estaba montada en los extremos del plano de cola, de planta rectangular implantado en posición alta. El despegue en vertical se lograba gracias a un gran rotor “cuatri-pala”, con impulsores de reacción en sus puntas, que eran alimentadas con aire comprimido purgado de las turbinas y mezclado con combustible. Posiblemente eran estatorreactores. Cada turbina alimentaba dos palas opuestas con el fin de evitar asimetrías en caso de falla de un motor.

El 5 de enero de 1959 el Rotodyne batía el récord mundial de velocidad de aparatos de alas giratorias para convertiplanos sobre circuito cerrado de 100 Km, dejándolo en 307,2 Km/h.

La patente US 2.702.168, solicitada en 1950, describe una aeronave convertible que puede volar en modo helicóptero y en modo avión, dotado de unas alas que se extienden a ambos lados de un fuselaje, de rotores montado las alas con posibilidad de bascular sobre un eje horizontal, con posibilidad de variar el ángulo de ataque y los vectores de empuje de dichos rotores diferencialmente entre sí. La realización práctica de la aeronave de esta patente es el El V-22 Osprey de BellBoeing, que resuelve los problemas de asimetría de sustentación de su rotor (o rotores) a alta velocidad de vuelo haciendo que los mismos rotores se conviertan en vuelo hasta actuar como hélices tractoras a alta velocidad.

ES 2 277 476 B1

Esta aeronave convertible tiene una velocidad de crucero es de 432 Km/h y las distintas armas de los ejércitos de los Estados Unidos han ordenado varios cientos de unidades. La velocidad máxima alcanzada por el V-22 Osprey es de 510 Km/h.

5 La patente US 5.727.754, de Carter Copter, describe una aeronave convertible o híbrida entre autogiro y avión, equipada con un rotor de autogiro, hélice impulsora de paso variable para propulsión y alas con una superficie relativamente pequeña. El CarterCopter es un convertiplano que se encuentra en desarrollo en los Estados Unidos en la fecha de presentación de ésta patente.

10 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 mayores que 1, correspondientes a velocidades altas del aparato, la sustentación proviene solamente de las alas del CarterCopter y la resistencia al avance del rotor, auto girando a muy baja velocidad de rotación, es también muy baja, lo que permitirá a la aeronave alcanzar altas
15 velocidades de avance a la vez que el rotor permanecerá en auto rotación a velocidad de giro lenta y permanecerá estable ayudado por masas instaladas en el interior de las palas cerca de su punta.

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

20 Como se verá, todos estos intentos descritos, basados en diseños híbridos con alas y rotor, con la intención de transferir la sustentación desde el rotor a bajas velocidades a las alas a velocidades más altas, se reducen a híbridos duales o combinaciones autogiro-avión, helicóptero-avión, y autogiro-helicóptero.

25 Parece evidente que una aeronave que pueda operar a baja o nula velocidad como un helicóptero, pero que pueda alcanzar velocidades de máximas mucho más altas que las de los actuales helicópteros, a la par que la seguridad en vuelo propia del autogiro, encontraría un nicho substancial tanto en los mercados civiles como en los militares, llenando este vacío constatable en el actual estado de la técnica.

30 La presente invención tiene como finalidad aportar un nuevo desarrollo de aeronave convertible, así como un método de operación de esta aeronave, que dé solución al problema planteado y que llene este vacío reseñado.

Explicación de la invención

35 A tal finalidad, en un primer aspecto, el objeto de la invención es un rotor para aeronave convertible entre modos alas giratorias a modo avión, de nuevo concepto y funcionalidad, del tipo citado al inicio, que en su esencia se caracteriza porque la transmisión comprende

una junta cardan inferior, adaptada para la transmisión del par desde los motores propulsores al rotor, y

40 una junta cardan superior, situada adyacente al rotor, o cardan de control, cuya caja gira soportada sobre un cojinete circular solidario de la estructura o fuselaje de la aeronave, adaptada para la transmisión del par desde los motores propulsores al rotor y para la transmisión de la fuerza de sustentación desde el rotor al fuselaje,

45 y porque el rotor comprende además, en al menos una de sus palas:

un primer motor, montado solidario del extremo del árbol de rotación del rotor, adaptado para el realizar repliegue de la pala sobre un eje paralelo al del árbol de rotación del rotor,

50 un segundo motor, solidario de un bloque que monta el soporte del eje de rotación de la pala sobre sí misma, para producir la variación del paso colectivo o individual de las palas del rotor según un eje de rotación perpendicular al del árbol de rotación del rotor.

En las reivindicaciones dependientes 2 a 11 se definen formas de realización preferidas del rotor según la invención.

55 Según un segundo aspecto de la invención, se da a conocer una aeronave convertible, provista del nuevo rotor antes explicado.

60 Aprenderán los expertos en la técnica que las nuevas e inventivas características del método de la presente invención permiten proporcionar una aeronave híbrida con triple funcionalidad helicóptero-autogiro-avión. En efecto, la sustentación para un rango de velocidades bajas se produce por medio del rotor, en modo alas giratorias, y la sustentación para un rango de velocidades altas se produce a través de las alas fijas, pudiéndose alcanzar velocidades máximas y de crucero muy superiores a las permitidas hoy en día en las aeronaves de alas giratorias. Además, para un rango de velocidades intermedias, la sustentación también puede producirse mediante las alas y el rotor en modo autogiro,
65 simultáneamente.

El despegue y aterrizaje pueden realizarse en modo alas giratorias, es decir tanto en modo autogiro como en modo helicóptero, con los motores embragados al rotor.

ES 2 277 476 B1

En definitiva, la aeronave resulta ser una aeronave híbrida helicóptero-autogiro-avión, triple funcionalidad desconocida hasta el presente, pudiendo realizar la transición directa o inversa a modo avión tanto desde un modo helicóptero como desde un modo autogiro de funcionamiento.

5 Breve descripción de los dibujos

A continuación se hace una descripción detallada de una forma de realización preferida, aunque no exclusiva, del rotor y la aeronave convertible objeto de la invención, para cuya mejor comprensión se acompaña de unos dibujos ilustrativos, dados meramente a título de ejemplo no limitativo. En dichos dibujos:

10

la Fig. 1, es una vista esquemática en perspectiva de un rotor según la presente invención, con las palas del rotor desplegadas para funcionamiento en modo alas giratorias;

15

la Fig. 2 es una vista en alzado lateral de una aeronave convertible según la presente invención, que incorpora un rotor según la Fig. 1, cuyas palas están desplegadas para funcionamiento en modo alas giratorias, y con el tren de aterrizaje desplegado;

20

la Fig. 3 es una vista en perspectiva de la aeronave convertible de la Fig. 4, en una fase de vuelo en modo alas giratorias;

25

la Fig. 4 es otra vista en perspectiva de la aeronave de la Fig. 2, en que el rotor se muestra en una primera etapa de la transición a modo avión.

30

la Fig. 5 es otra vista en perspectiva de la aeronave de la Fig. 2, en que el rotor se muestra en una etapa posterior de la transición a modo avión;

35

la Fig. 6 es otra vista en perspectiva de la aeronave de la Fig. 2, en su modo avión de funcionamiento, una vez rotada 180° una de las palas del rotor;

40

la Fig. 7 es una vista esquemática en alzado frontal del rotor de la invención, correspondiente a la posición de las palas de la Fig. 5; y

45

la Fig. 8 es una vista análoga a la de la Fig. 7, en que una de las palas se ha rotado sobre un eje horizontal previamente a la adopción de la posición en modo avión.

50

Descripción detallada de los dibujos

En dichos dibujos puede apreciarse la constitución y el modo operativo del rotor de la presente invención y de la aeronave convertible 1 que lo incorpora.

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, unas alas fijas 3 convencionales dotada de alerones, una cola 4 convencional con timones, motores propulsores 5, un rotor 6 de palas 7, 8, una transmisión entre los motores propulsores 5 y el rotor 6, equipada con medios de freno y embrague 22 del rotor 6, un tren de aterrizaje, unos medios de transición de modo helicóptero a modo autogiro y viceversa, unos medios de transición directa e inversa de modo alas giratorias (autogiro o helicóptero) a modo avión, que se describen más adelante, y medios de presurización y calefacción de la cabina 12.

60

En el ejemplo de aeronave convertible 1 que se ilustra, la misma comprende un tren de aterrizaje, que no se muestra, consistente en ruedas retráctiles, esquí fijos o de tipo "semi-retráctil".

65

En una forma de realización, la aeronave convertible 1 ilustrada en los dibujos es un aparato con dos motores propulsores 5 que operan siempre a velocidad constante y que mueven dos hélices 11 de paso variable. El paso de las hélices 11 puede llegar a ser negativo.

70

En la Fig. 2 puede apreciarse que los motores propulsores 5 están conectados al rotor 6 por medio de una transmisión 10, que transmite también el movimiento de rotación a la hélice 11 a través de un sistema de transmisión de par⁰⁰.

75

En el ejemplo particular de realización, no limitativo, que se muestra en la Fig. 2, dicha transmisión 10 está formada por una primera polea motriz 13, vinculada al eje de rotación del motor 5, una polea conducida 14, vinculada al eje de rotación 45 de la hélice 11 por un lado y al sistema de transmisión de par 23 por el otro lado. Una cadena 15 transmite el movimiento de la polea motriz 13 a la polea conducida 14.

El sistema de transmisión de par 23 comprende un acoplamiento 46 para transmitir la rotación y el par desde la polea 15 hasta el árbol 24 del rotor 6 (el árbol 24 está situado centralmente en la aeronave 1), un conjunto de freno 21 y embrague 22 y dos juntas cardan 25 y 26, que se describen más adelante.

ES 2 277 476 B1

El árbol 24 del rotor 6 es hueco, para alojar en su interior los tubos de presión y retorno hidráulicos y el cableado de potencia y de señal para el gobierno y control de la aeronave 1.

5 La aeronave 1 de la invención cuenta además con medios de control del cabeceo y alabeo del árbol de rotación 24 del rotor 6.

La junta cardan inferior 25 (Fig. 2) sirve para la transmisión del par desde los motores propulsores 5 al rotor 6 y la junta cardan superior 26, situada adyacente al rotor 6, o cardan de control 26, sirve para la transmisión del par desde los motores propulsores 5 al rotor 6 y para la transmisión de la fuerza de sustentación desde el rotor 6 al fuselaje 2.

10 En la Fig. 1 puede verse que la caja 27 del cardan de control 26 gira soportada sobre un cojinete circular 28, solidario de la estructura o fuselaje 2 de la aeronave 1.

15 La Fig. 1 muestra cómo el anillo exterior del cardan de control 26 puede bascular con relación al fuselaje 2 girando sobre cojinetes, cuyo aro exterior es solidario con dicho fuselaje 2 través del pilón 9. A la vez, el aro exterior del cardán permite que bascule sobre él el aro interior alrededor del cojinete 28, de modo que el eje principal del rotor de la aeronave puede rotar con respecto a la vertical en un ángulo en cualquier dirección de alabeo o cabeceo, dentro de un cono de unos 15 grados. En el interior del aro interior del cardán existen cojinetes que permiten la rotación del eje del rotor, y a la vez, transmiten al fuselaje 2 los esfuerzos de sustentación del aparato cuando éste está sustentado por el rotor.

20 En dicha Fig. 1 se muestra que las palas 7, 8 del rotor 6 comprenden además un primer motor hidráulico 17, montado solidario del extremo del árbol de rotación 24 del rotor 6, que se utiliza para el realizar repliegue de la pala 7, 8 sobre un eje 30 paralelo al del árbol de rotación 24 del rotor 6, y un segundo motor hidráulico 18, para producir la variación del paso colectivo o individual de las palas 7, 8 del rotor 6 según un eje de rotación 34 perpendicular al del árbol de rotación 24 del rotor 6.

25 El segundo motor hidráulico 18 está vinculado al eje de rotación de la pala a través de un bloque 32 que monta el soporte 33 del eje de rotación de la pala 7, 8 sobre sí misma.

30 El eje de rotación de la pala 7, 8 es solidario de una mordaza 41 de sujeción de la raíz 42 de la correspondiente pala 7 y 8 que, para producir la variación del paso colectivo o individual de las palas 7 y 8, es accionado por dicho segundo motor neumático 18 a través de una transmisión reductora 43 del giro del eje 30, constituida, en una realización preferida, por una “*timing belt*” o correa dentada 44 (Fig. 1).

35 El rotor 6 está dotado de un primer y un segundo actuadores, constituidos por sendos y respectivos cilindros hidráulicos 35 y 38, que, según los expertos apreciarán de la descripción que sigue, permite prescindir del convencional sistema de plato distribuidor, conocido en la técnica aeronáutica como “*swash plate*”

40 El primer cilindro hidráulico 35 acciona el cabeceo del árbol 24 del rotor 6, es decir la inclinación hacia proa 36 o hacia popa 37 del árbol 24, según un plano longitudinal vertical. El primer cilindro hidráulico 35 es solidario por un primer extremo de una parte fija del fuselaje 2 y, por su extremo contrario, actúa sobre el cardan superior de control 26, para variar su inclinación “hacia delante” o “hacia atrás”.

45 El segundo cilindro hidráulico 38 acciona el alabeo del árbol 24 del rotor 6, es decir su inclinación hacia babor 39 o hacia estribor 40, según un plano lateral vertical. El eje del segundo cilindro hidráulico 38 es perpendicular al del primer actuador 35. El segundo cilindro hidráulico 38 es solidario por un primer extremo de una parte fija del fuselaje 2, y actúa por el extremo contrario sobre el cardan superior de control 26.

50 En particular, la citada parte fija del fuselaje 2 está aquí constituida por una estructura de soporte 9, conocida en la técnica como “pilón”, para el soporte de una superficie de cierre o carenado de los elementos mecánicos y dinámicos del rotor 6.

55 La anterior disposición de elementos permite que la sustentación para un rango de velocidades “negativas” o bajas (típicamente entre 0 y 150 Km/h), se produce por medio del rotor 6, cuyo eje de rotación se ha representado con la referencia numérica 19, y la aeronave convertible 1 opera en modo alas giratorias, es decir en modo helicóptero o modo autogiro, en tanto que para velocidades superiores la sustentación se realiza a través de las alas fijas 3, para un vuelo en modo avión o alas fijas. La sustentación también puede producirse, para un determinado rango de velocidades intermedias, mediante las alas 3 y el rotor 6 en modo autogiro, simultáneamente.

60 La aeronave convertible 1 de la invención puede despegar y aterrizar en modo alas giratorias, es decir tanto en modo autogiro como en modo helicóptero, con los motores propulsores 5 embragados al rotor 6, y la transición directa o inversa a modo avión puede llevarse a cabo tanto a partir de modo helicóptero como a partir de modo autogiro.

65 En las Figs. 2 a 4 se ilustra una aeronave convertible 1 según la presente invención, con las palas 7, 8 del rotor 6 desplegadas para funcionamiento en modo autogiro o helicóptero, y con el tren de aterrizaje desplegado. El rotor 6 y las hélices 11 están girando en alguno de éstos dos modos de vuelo (modos de vuelo en alas giratorias).

ES 2 277 476 B1

En las Figs. 5 y 6 se muestra la aeronave convertible 1 con las palas 7, 8 del rotor 6 rotadas y desplegadas hacia popa, para funcionamiento en modo avión de alas fijas, y con el tren de aterrizaje replegado. En éste modo de vuelo el rotor 6 está detenido. La hélices 11 siguen, obviamente, girando.

5 El rotor 6 de la aeronave convertible 1 que se ilustra a modo de ejemplo no limitativo tiene dos palas 7 y 8 de tipo replegable, tanto en tierra como en vuelo, de perfil aerodinámico simétrico con respecto a la cuerda del perfil aerodinámico de la pala. y de cuerda variable, siendo la cuerda mayor en la raíz que en la punta de las palas, según se aprecia en las 1, 7 y 8. Ventajosamente, la relación entre el grosor y la cuerda del perfil aerodinámico de las palas está comprendida entre 0,1 y 0,2. más en concreto, el perfil de las palas es ventajosamente del tipo NACA 0012 u otro
10 de tipo simétrico. El rotor 6 está articulado en batimiento, al modo convencional, y en el eje longitudinal de las palas, para cambiar su paso tanto cíclica como colectivamente.

Las palas 7 y 8 del rotor 6 pueden girar sobre ejes verticales equipados por los primeros motores hidráulicos 17 (Figs. 1, 7 y 8), controlados por un sistema conocido como "pilotaje por mando eléctrico" ("x-by-wire" en idioma
15 inglés, término aceptado en la técnica aeronáutica), que se describe más adelante y que controla asimismo los segundos motores hidráulicos 18, de ejes horizontales. Este tipo de palas 7, 8 replegables en tierra permite plegar las palas y obtener dimensiones mínimas de la aeronave 1, y, con ello, tener cabida en los elevadores de buques porta aviones o en hangares pequeños.

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

El embrague 22 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 a autorotar, y se acopla para el paso de modo
25 autogiro a helicóptero, en que el rotor 6 es impulsado por los motores propulsores 5.

Los motores hidráulicos 18 constituyen unos medios de transición directa e inversa de modo alas giratorias a modo avión, cuyo control individual o conjunto permite regular el paso cíclico y colectivo, respectivamente, de las palas 7, 8 del rotor 6, permitiendo en concreto ajustar a cero dichos pasos, para con ello eliminar la sustentación del rotor 6 en
30 modo avión.

La regulación del paso colectivo se ejecuta en esta realización mediante los segundos motores hidráulicos 18, substituyendo al convencional plato distribuidor, conocido en la técnica aeronáutica como "*swash plate*", consistente en un conjunto que controla el cabeceo de las palas del rotor, con un elemento inferior fijo controlado por el piloto o
35 el sistema pilotado por mando eléctrico ("x-by-wire"), y un elemento superior, que rota con el rotor unido a los brazos de control del cabeceo de las palas.

Los medios de transición directa e inversa de modo alas giratorias a modo avión comprenden también el freno 21 (Fig. 2) de dicha transmisión, está adaptado para detener completamente la rotación del rotor 6 en modo avión.
40

El mencionado freno 21 puede estar constituido por un freno convencional, por ejemplo de disco, de los normalmente utilizados en automoción.

Un mecanismo adecuado, combinado con el mecanismo de freno, permite detener las palas 7, 8 del rotor 6 en
45 posición transversal a la dirección de vuelo, para la transición directa de modo alas giratorias a modo avión.

La conjunción de los primeros motores hidráulicos 17 y segundos motores hidráulicos permiten la transición directa e inversa de modo alas giratorias a modo avión.

50 Los primeros motores hidráulicos 17 están adaptados para replegar las palas 7 y 8 hacia la popa de la aeronave 1 hasta quedar situadas con 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, según se explica más adelante.

Los segundos motores hidráulicos 18 permiten en particular rotar al menos una de las palas 7 u 8 del rotor 6 hasta
55 aproximadamente 180° sobre su eje de paso y desplegar las palas rotadas y las no rotadas, independientemente las unas de la otras, hasta una posición azimutal determinada por un rango predeterminado de ángulos, durante la transición directa.

Preferiblemente, dicho rango predeterminado de ángulos está comprendido entre 30 y 90°.
60

Los primeros motores hidráulicos 17 están asimismo adaptados para ajustar, mediante una rotación adicional respecto a un eje vertical, el ángulo de flecha de las palas 7, 8 rotadas y desplegadas, de forma que quedan sobre las alas fijas 3 convencionales de la aeronave, paralelamente a las mismas, a modo de biplano, aproximadamente según es de ver en la Fig. 6.
65

Es sabido que el problema de diseño más acuciante en los diseños de aeronaves híbridas es la dificultad de pilotaje, especialmente durante las transiciones de sustentación del rotor a las alas y viceversa. Es obvio que el flujo aerodinámico que da lugar a la generación de sustentación cambia completamente durante las fases de transición de un modo

ES 2 277 476 B1

de vuelo a otro. Esto origina la necesidad de un experto piloto que sea capaz de ejecutar con rapidez, precisión y sin error alguno las sucesivas acciones sobre los mandos de la aeronave que se precisan para cambiar de modo de vuelo. Los comportamientos de la aeronave durante las etapas intermedias de la transición pueden ser contra-intuitivos, lo cual exige una vez más un alto entrenamiento y habilidad por parte del piloto.

5 Para resolver el problema de la facilidad de pilotaje, la aeronave convertible 1 que se da a conocer, hace uso extensivo de una tecnología que ha surgido recientemente y que se conoce como "pilotaje por mando eléctrico (o por la expresión inglesa "fly-by-wire" o, más generalmente, "x-by-wire", en el argot aeronáutico). La tecnología "x-by-wire" consiste en reemplazar los elementos mecánicos del sistema de control de la aeronave (palancas, barras, poleas,
10 engranajes, cables, etc.) por grupos de sensores para los mandos y de actuadores para los elementos de control, todos ellos gestionados por ordenadores digitales redundantes y un programa adecuado. Todos los elementos, computadores, sensores y actuadores, están enlazados por un sistema de transmisión digital de datos, preferentemente basado en cables de fibras ópticas.

15 Las tecnologías de pilotaje por mando eléctrico ("Fly-by-wire" y "x-by-wire") están ampliamente referidos en Internet. Algunas direcciones son:

<http://www.vmars.tuwien.ac.at/projects/xbywire/docs/synthesis.doc>

20 <http://dutera.et.tudelft.nl/~crweb/research/node6.html>

http://42volt.dupont.com/en/Systems/bywire_main.html

25 El sistema de pilotaje por mando eléctrico ("x-by-wire") es pues un sistema de control de las diferentes fases de las distintas transiciones, que se explican más adelante, exento de elementos mecánicos manipulables entre las palancas de mando y los elementos de control de la aeronave, en que las diferentes fases de las distintas transiciones son programables y se ejecutan automáticamente, provisto de elementos de seguridad redundantes, constituidos por ordenadores, sensores y actuadores redundantes.

30 En cuanto a los motores propulsores 5 de la aeronave, en la forma de ejecución preferida, a base de motores propulsores 5 a hélices 11 de paso variable, los mismos están dispuestos a popa con respecto a las alas fijas 3 convencionales, según se aprecia en los dibujos.

35 Alternativamente, los motores propulsores 5 pueden ser motores a pistón, a turbina de gas o reacción.

Según se ha dicho, la aeronave convertible 1 de la invención es una aeronave híbrida helicóptero-autogiro-avión, y puede funcionar en los tres modos. A continuación se describen los diferentes modos de operación y las diferentes transiciones del aeronave convertible 1 según la invención.

40 En primer lugar se describe el modo operativo en modo Helicóptero.

El despegue, el aterrizaje de la aeronave convertible 1 y su vuelo a velocidades muy bajas (0 a 40 Km/h) se realiza en Modo Helicóptero. En ese Modo, los motores propulsores 5 están embragados al rotor 6, y el par de fuerzas necesario para compensar el par fuerzas generado por el la aplicación de potencia motriz al rotor impedir la rotación
45 del fuselaje 2 lo crean las dos hélices 11 que, en éste modo de vuelo, generan un empuje diferencial para originar este par. Así, en vuelo estacionario sin viento relativo, las hélices 11 generan empujes iguales y opuestos, uno hacia delante y el otro hacia atrás, para lo que una de las hélices utiliza paso negativo. En vuelo lento hacia adelante, los desplazamientos longitudinales y laterales se controlan actuando sobre los pasos cíclicos y colectivo del rotor 6 y los pasos de las hélices 11, y los movimientos direccionales se ejecutan cambiando los empujes diferenciales de las hélices
50 11, que siguen generando un par de fuerzas compensador del par aplicado por los motores propulsores 5 al rotor 6. La aeronave convertible 1, en esas condiciones, se comporta como un helicóptero con un alto grado de autoridad en las seis dimensiones de control, las tres longitudinales y las tres angulares.

55 A éstas bajas velocidades, las alas fijas 3 contribuyen poco o nada a la sustentación en el aire de la aeronave 1. Es más, son elementos parásitos que reducen la sustentación del rotor 6, por estar intercaladas en su flujo aerodinámico.

Seguidamente se describe el Modo Autogiro y la transición de modo Helicóptero a modo Autogiro.

60 Cuando la aeronave convertible 1 adquiere una velocidad orientativamente de unos 40 Km/h, el rotor 6 se desembraga del motor propulsor 5 y se ajustan los pasos cíclico y colectivo del rotor 6 para que este último auto-gire. El empuje de ambas hélices 11 se iguala, ya 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 unos 150 Km/h. En estas condiciones, las alas fijas 3 contribuyen levemente a la sustentación de la aeronave 1, pero dejan de ser un elemento parásito como lo eran en Modo Helicóptero, lo cual ayuda a aumentar la
65 eficiencia de vuelo de la aeronave 1.

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

ES 2 277 476 B1

5 Apreciarán los expertos en la técnica que la aeronave convertible 1 puede despegar y aterrizar en Modo Autogiro si el piloto así lo desea, aunque, en ese caso, puede requerir pequeñas carreras de despegue y aterrizaje. Pero el Modo Autogiro permite aterrizajes con los motores propulsores 5 parados sin peligro de pérdida de velocidad (“*stall*”), lo que aumenta de modo importante la seguridad de la aeronave convertible 1 de la presente invención.

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

10 A continuación se describe la transición de modo autogiro o helicóptero a modo avión de la aeronave convertible 1 de la invención, posible merced a las nuevas características del rotor 6 de la invención.

15 Cuando la aeronave convertible 1 alcanza una velocidad de unos 150 Km/h., ya sea con las palas 7, 8 del rotor 6 rotando por efecto de la transmisión (modo helicóptero) o autorrotando (modo autogiro), los efectos de la sustentación asimétrica del rotor 6 empiezan a manifestarse. Pero a ésta velocidad, la sustentación generada por las alas fijas 3 del aparato 1 son ya capaces de mantener en vuelo horizontal a la aeronave 1. Para evitar los efectos indeseables y la alta resistencia al avance del rotor 6 a velocidades superiores a la de transición, la aeronave convertible 1 transiciona a Modo Avión ejecutando la siguiente secuencia de operaciones, propias y características de la presente invención, a partir de la posición del rotor 6 mostrada en las Figs. 1 a 3:

- 20 1.- Replegar convencionalmente el tren de aterrizaje retráctil, si lo hubiere.
- 2.- Ajustar por actuación del segundo motor hidráulico 18, los pasos colectivo y cíclico de las palas 7, 8 del rotor 6 a substancialmente cero grados, de modo que dejen de sustentar y de controlar a la aeronave 1. Los esfuerzos de control necesarios para el vuelo son generados ahora por los alerones de las alas fijas 3 y de los timones 20, como en un avión convencional.
- 25 3.- Disminuir rápidamente la velocidad de rotación del rotor 6 usando el freno 21 del mismo, hasta detenerlo completamente en posición transversal a la dirección de vuelo (Fig. 5). Nótese que, en estas condiciones, el flujo de aire a través de la pala del rotor 6 detenida en posición contraria a la velocidad de marcha es negativo (es decir, 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 modo que resistan sin dificultades los esfuerzos generados por éste flujo negativo. De ahí que su cuerda en la raíz sea mayor que su cuerda en las puntas, según se ve en las Figs 2 y 5.
- 30 4.- Replegar ambas palas 7, 8 hacia la popa de la aeronave 1, por actuación de los primeros motores hidráulicos 17, hasta que se sitúen con su eje longitudinal alineado aproximadamente con la dirección opuesta a la de movimiento de la aeronave convertible 1 (Fig. 5). El flujo aerodinámico está ahora esencialmente alineado con los ejes longitudinales de ambas palas 7 y 8.
- 35 5.- Rotar 180° sobre su eje de paso la pala o palas 7, 8 que tenía flujo de aire invertido cuando estaba desplegada. Esta etapa se efectúa por accionamiento de uno de los dos segundos motores hidráulicos 18. Este paso está mostrado en las Figs. 7 y 8.
- 40 6.- Desplegar con ayuda de los primeros servomotores 17 ambas palas 7, 8 hacia delante hasta que alcancen una posición azimutal de unos 30° a 60°. Nótese que ahora, tras el Paso 5 de ésta maniobra, el flujo de aire en ambas palas 7, 8 está correctamente orientado con respecto al vector velocidad de la aeronave convertible 1.
- 45 7.- Ajustar el ángulo de flecha de una de las palas, en el caso mostrado la pala 7, mediante los segundos motores hidráulicos 18, de suerte que ambas palas quedan simétricamente dispuestas en cuanto a su perfil respecto del plano central de la aeronave 1, y ahora actuando ambas palas 7 y 8 del rotor 6 como las alas altas de un avión biplano, para que generen una pequeña sustentación que resulte en una relación Sustentación/Resistencia al Avance (“*Lift to Drag Ratio*”) óptima para cada velocidad de vuelo, altura etc. Una vista de la aeronave convertible 1 en su configuración de avión tras esta última etapa se muestra en la Fig. 6.

55 En la Fig. 7 se muestra, en una vista esquemática en alzado frontal del rotor 6, la posición de las palas 7 y 8 correspondiente a la posición de la Fig. 5, y en la Fig. 8 se muestra una de las palas 7, rotada se sobre un eje horizontal en una posición intermedia previamente a la adopción de la posición en modo avión, mostrada en la Fig. 6. En las Figs. 7 y 8 la pala 8 queda oculta por el respectivo bloque 32.

60 Durante toda la transición, la aeronave convertible 1 es gobernada usando sus elementos aerodinámicos, es decir, los timones 20 de cola 4, alerones de las alas fijas 3 y paso de las hélices 11.

Naturalmente, se deben accionar asimismo los sistema de presurización y calefacción de la cabina 12 y ascender hasta volar confortablemente la altura óptima para lograr la velocidad de vuelo deseada y compatible con las instrucciones del control de tráfico aéreo.

65 Es evidente que, durante las fases 3 y 4 de ésta transición, el flujo negativo en una de las palas 7 u 8 del rotor 6 producirá vibraciones e inestabilidades indeseables. Lo mismo puede ocurrir al final de la fase 2. Por ello, esas fases

ES 2 277 476 B1

de la transición se deben ejecutar firme y rápidamente, y las palas 7 y 8 del rotor 6 deben estar diseñadas para resistir los esfuerzos que generan esas vibraciones e inestabilidades. Asimismo, la programación del sistema de pilotaje por mano eléctrico (ó “X-by-wire”) que ejecuta esas transiciones debe completarlas de la manera más rápida posible, no existiendo elementos mecánicos entre las palancas de mando y los elementos de control de la aeronave.

La selección, dimensiones, potencia y par de los actuadores necesarios para ejecutar esa maniobra serán seleccionados y verificados experimentalmente con este criterio, tanto en túnel aerodinámico como en vuelo de pruebas.

Una vez ejecutada con éxito la maniobra de transición a avión, la aeronave convertible 1 debe ascender a la altura óptima y optimizar sus características de vuelo como un avión, utilizando para ello la presurización y calefacción de la cabina para mantenerla dentro de un rango de temperatura y presión atmosférica interior confortables. Para ese ascenso y el vuelo de crucero se tendrán también en cuenta los requerimientos del control de tráfico aéreo correspondientes.

Seguidamente se describe el modo avión de funcionamiento de la aeronave convertible 1 de la presente invención.

El aspecto de la aeronave convertible 1 en vuelo en Modo Avión se muestra en las Figs. 4 a 6. El vuelo de la aeronave convertible 1 en Modo Avión se controla con actuadores aerodinámicos convencionales, como timones 20 y alerones, y con el control del paso de las hélices de empuje (“pushers”).

Advertirán los expertos en la técnica que el rotor 6 está ahora detenido con las palas 7 y 8 en posición aproximadamente o totalmente transversal. Ambas palas 7, 8 tienen su borde de ataque en posición correcta en relación con el movimiento de translación de la aeronave 1. El tren de aterrizaje está replegado y el aparato 1 exhibe un perfil limpio en la dirección de su marcha. Ese limpio perfil aerodinámico, sin componentes giratorias, contribuye a alcanzar las altas velocidades de traslación de la aeronave convertible 1 de la presente invención.

En cuanto a las transiciones inversas, es claro que la aeronave convertible 1 deberá ejecutar transiciones en secuencia inversa a la descrita hasta ahora para retornar a su vuelo como Autogiro primero y como Helicóptero después antes de aterrizar. No es necesario describir esas transiciones, ya que son exactamente inversas a las descritas, y ejecutadas en los mismos rangos de velocidades, aunque ahora decrecientes.

Una vez descritos con detalle los Modos de vuelo y las transiciones entre ellos, se revela con claridad la importancia del papel que desempeña el sistema de control de la aeronave convertible 1 de la presente invención con tecnología de pilotaje por mando eléctrico (“Fly-by-Wire”). Debe recordarse que en los Convertiplanos existentes hasta el presente, las transiciones se efectuaban casi sin excepción exentas de esa tecnología. Pero esas transiciones requerían ser ejecutadas por pilotos con enorme experiencia y tras lento aprendizaje, que, en muchos casos, era auto-aprendizaje. Es fácil comprender la enorme habilidad y entrenamiento que necesitaría un piloto para seguir esa compleja secuencia de operaciones con la mayor precisión y velocidad y sin ninguna clase de errores y el gran riesgo que ello comporta.

En el caso de la aeronave convertible 1 de la invención, y gracias a la tecnología “Fly-by-Wire”, las complicadas maniobras de transición serán simplemente programadas en los ordenadores centrales del sistema, en donde, además, se optimizarán para todas las variaciones de los parámetros de cada vuelo, tales como “Carga de Pago”, cantidad de combustible, altitud y temperatura ambientes, velocidad de la transición y otros muchos. Con esos datos el piloto sólo deberá comandar al sistema de control su orden de ejecutar la transición pulsando un mando adecuado, y el programa se encargará de ejecutar con perfección la secuencia de operaciones requerida en cada caso. Es más, la ejecución de la transición podría incluso ser iniciada de forma completamente automática cuando el piloto indique, con sus 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 particular, la aeronave 1 de la invención comprende además unos medios de control, implementados en el sistema de pilotaje por mando eléctrico o “x-by-wire”, adaptados para impedir que el primer motor 17, de repliegue de la pala 7, 8, entre en funcionamiento cuando el rotor 6 no se halla desembragado de los motores propulsores 5.

En definitiva, la aeronave convertible 1 de la presente invención es una aeronave híbrida (o “convertiplano”) entre un helicóptero, un autogiro y un avión de alas fijas, algo totalmente novedoso hasta el momento. Es capaz de aterrizar y despegar verticalmente, volar a velocidades relativamente bajas de forma igual que un helicóptero, incluyendo vuelo estacionario (“hovering”) y, cambiando su modo de vuelo, puede alcanzar velocidades máximas de unos 600 Km/h, comparables a las de los aviones de alas fijas propulsadas por hélices. Además, la aeronave convertible 1 de la presente invención puede volar con gran eficiencia, con consumos específicos comparable a los de un helicóptero en vuelo lento (de cero a unos 150 Km/h) y a los de un avión en vuelo a velocidades altas.

A excepción de lo que se refiere a velocidades de vuelo máximas, todas las velocidades de transición citadas en la presente descripción son aproximadas, ilustrativas y no limitativas. Las velocidades a las que la aeronave convertible 1 de la invención ejecutará sus transiciones serán determinadas durante los ensayos de túnel aerodinámico y de vuelo, y calculados durante el diseño aerodinámico y estructural de la aeronave y su rotor.

Descrita suficientemente la naturaleza de la presente invención, así como la manera de ponerla en práctica, se hace constar que todo cuanto no altere, cambie o modifique su principio fundamental, queda sujeto a variaciones de detalle.

ES 2 277 476 B1

REIVINDICACIONES

1. Sistema de sustentación para una aeronave convertible (1) entre modos alas giratorias a modo avión, que comprende un rotor (6) accionado por motores propulsores (5) de la propia aeronave, a través de una transmisión de par (23) provista de medios de embrague (22) y freno (21) del rotor, y con medios de control del cabeceo y alabeo del árbol de rotación (24) del rotor, **caracterizado** porque dicho sistema comprende además:

una junta cardan inferior (25), adaptada para la transmisión del par desde los motores propulsores (5) al rotor,

y una junta cardan superior (26), situada adyacente al rotor, o cardan de control (26), cuya caja (27) gira soportada sobre un cojinete circular (28) solidario de la estructura o fuselaje (2) de la aeronave (1), adaptada para la transmisión del par desde los motores propulsores al rotor y para la transmisión de la fuerza de sustentación desde el rotor al fuselaje,

y porque el rotor comprende además, en al menos una de sus palas (7, 8):

un primer motor (17), montado solidario del extremo del árbol de rotación del rotor, adaptado para el realizar repliegue de la pala sobre un eje (30) paralelo al del árbol de rotación del rotor,

un segundo motor (18), solidario de un bloque (32) que monta el soporte (33) del eje de rotación de la pala (7, 8) sobre sí misma, para producir la variación del paso colectivo o individual de las palas del rotor según un eje de rotación (34) perpendicular al del árbol de rotación (24) del rotor (6).

2. Sistema de sustentación para una aeronave convertible (1), según la reivindicación 1, **caracterizado** porque dichos medios de control del cabeceo y alabeo del árbol de rotación (24) del rotor comprenden:

un primer actuador (35) de accionamiento del cabeceo del árbol del rotor, es decir de inclinación hacia proa (36) o hacia popa (37), según un plano longitudinal vertical, solidario por un primer extremo de una parte fija del fuselaje (2), y que actúa por el extremo contrario sobre el cardan superior de control (26),

un segundo actuador (38) de accionamiento del alabeo del árbol del rotor, es decir de inclinación hacia babor (39) o hacia estribor (40), según un plano lateral vertical, de eje de actuación perpendicular al del primer actuador (35), solidario por un primer extremo de una parte fija del fuselaje (2), y que actúa por el extremo contrario sobre el cardan superior de control (26).

3. Sistema de sustentación para una aeronave convertible (1), según la reivindicación 1, **caracterizado** porque el eje de rotación de la pala (7, 8) sobre sí misma, para producir la variación del paso colectivo o individual, es solidario de una mordaza (41) de sujeción de la raíz (42) de la correspondiente pala.

4. Sistema de sustentación para una aeronave convertible (1), según la reivindicación 1, **caracterizado** porque dicho primer motor (17) es un motor hidráulico.

5. Sistema de sustentación para una aeronave convertible (1), según la reivindicación 1, **caracterizado** porque dicho segundo motor (18) es un motor hidráulico.

6. Sistema de sustentación para una aeronave convertible (1), según la reivindicación 2, **caracterizado** porque los actuadores (35, 38) son actuadores hidráulicos.

7. Sistema de sustentación para una aeronave convertible (1), según la reivindicación 1 ó 5, **caracterizado** porque comprende una transmisión reductora (43) del giro del eje (30) del segundo motor (18) al eje de rotación de la pala (7, 8).

8. Sistema de sustentación para una aeronave convertible (1), según la reivindicación 7, **caracterizado** porque dicha transmisión está constituida por una "timing belt" o correa dentada (44).

9. Sistema de sustentación para una aeronave convertible (1), según cualquiera de las reivindicaciones anteriores, **caracterizado** porque comprende unos medios de control, adaptados, entre otras cosas, para impedir que el primer motor (17), de repliegue de la pala (7, 8), entre en funcionamiento cuando el rotor (6) no se halla desembragado de los motores propulsores (5).

10. Sistema de sustentación para una aeronave convertible (1), según cualquiera de las reivindicaciones anteriores, **caracterizado** porque el árbol (24) del rotor es hueco, y está adaptado para alojar en su interior los tubos de presión y retorno hidráulicos y el cableado de potencia y de señal para el gobierno y control de la aeronave.

11. Sistema de sustentación para una aeronave convertible (1), según cualquiera de las reivindicaciones anteriores, **caracterizado** porque comprende un sistema de control automático del tipo de "piloteaje por mando eléctrico",

ES 2 277 476 B1

para el control de todos los motores, actuadores, cilindros y demás elementos dinámicos, de forma programable y automática.

5 12. Aeronave convertible (1), provista de un sistema de sustentación según una cualquiera de las reivindicaciones 1 a 11.

10

15

20

25

30

35

40

45

50

55

60

65

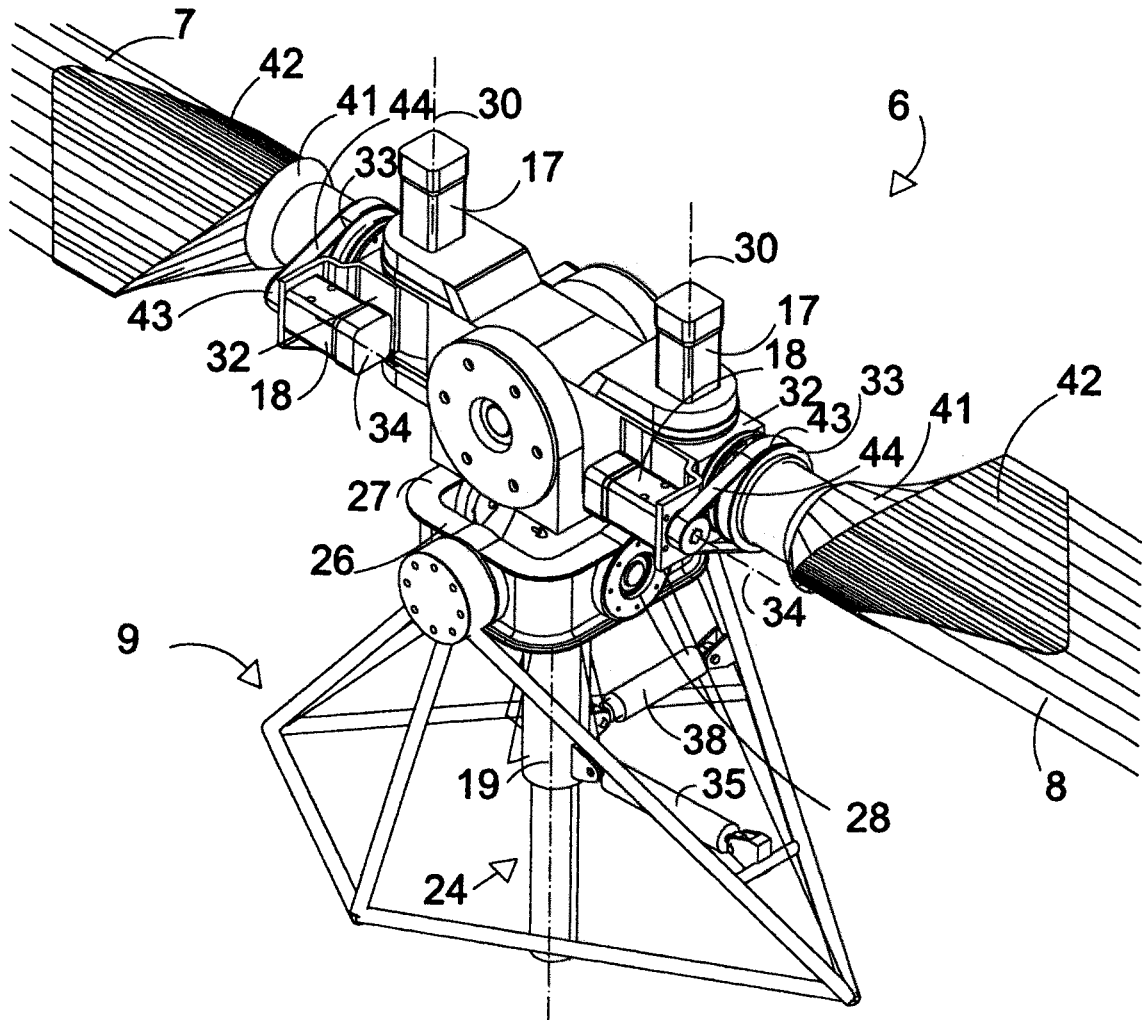


FIG. 1

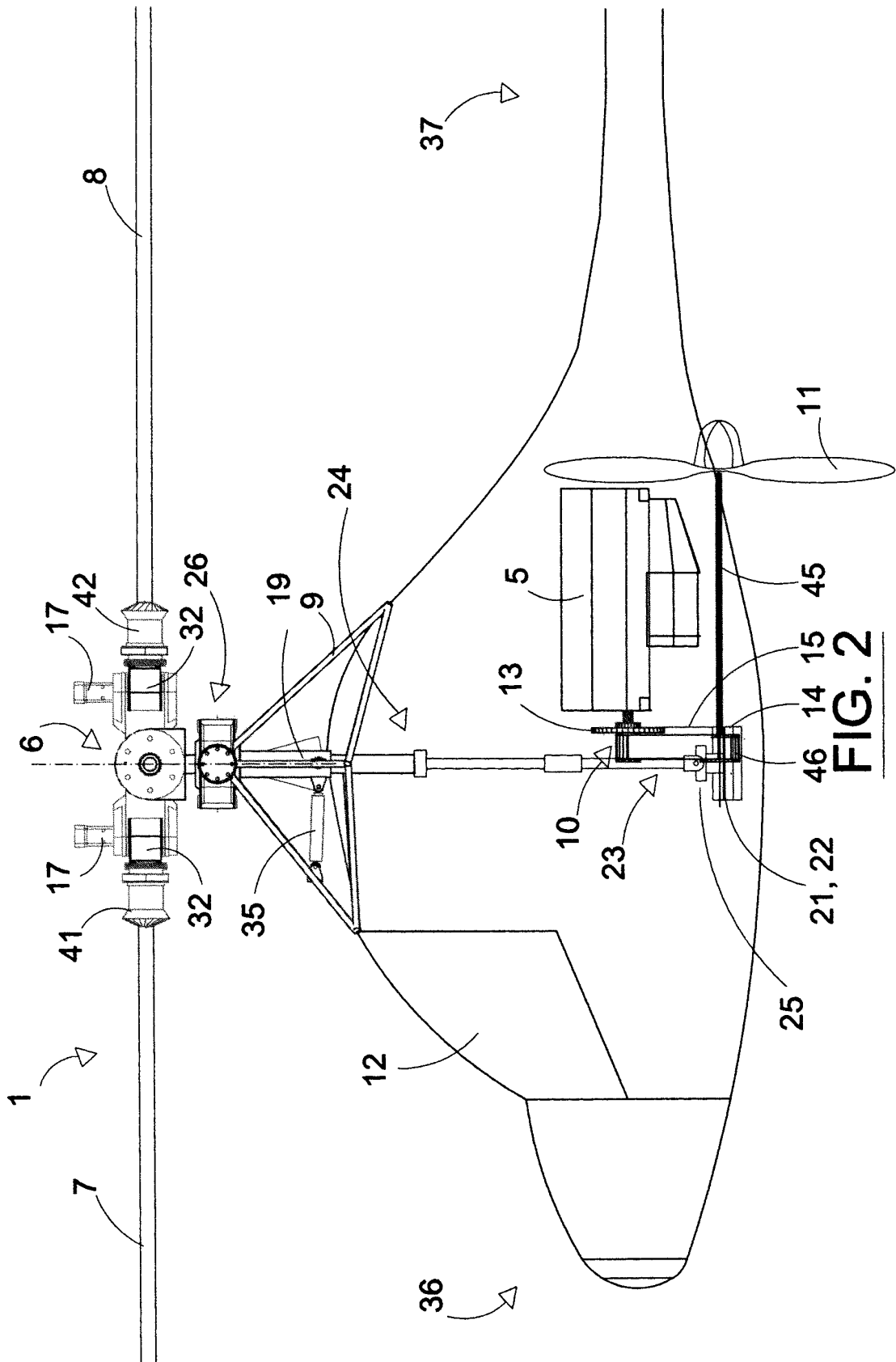


FIG. 2

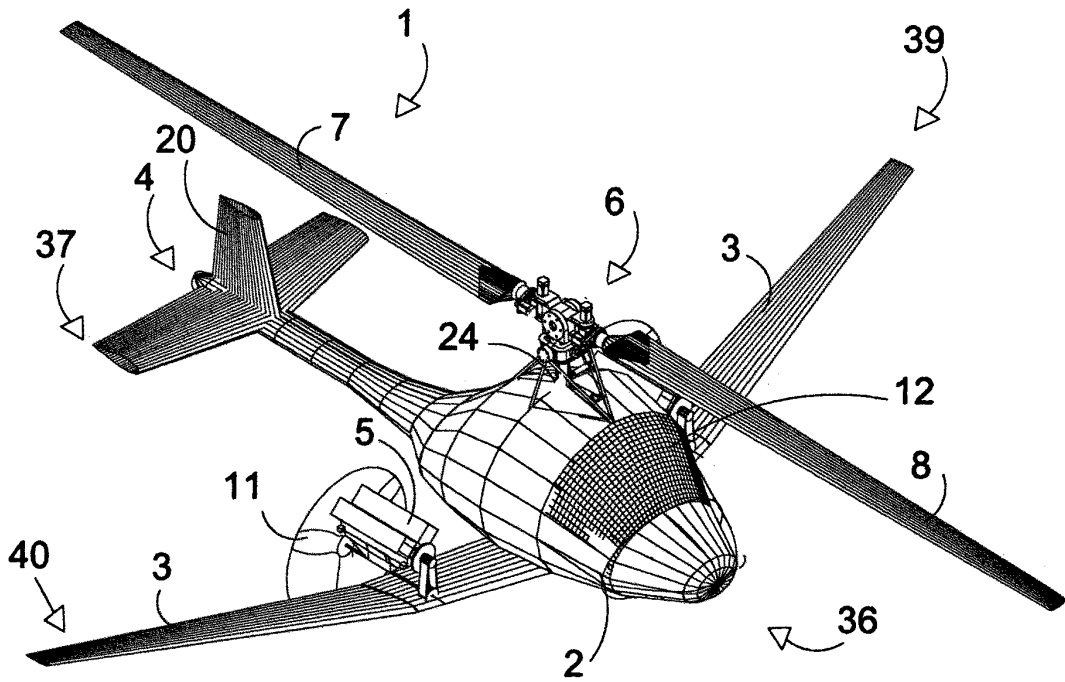


FIG. 3

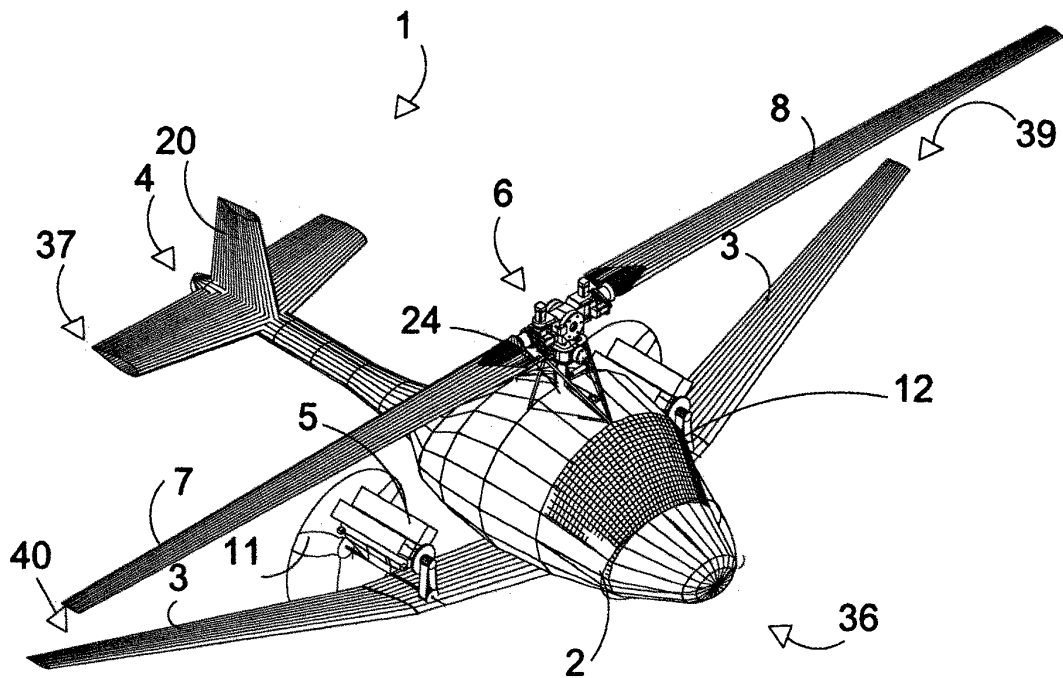


FIG. 4

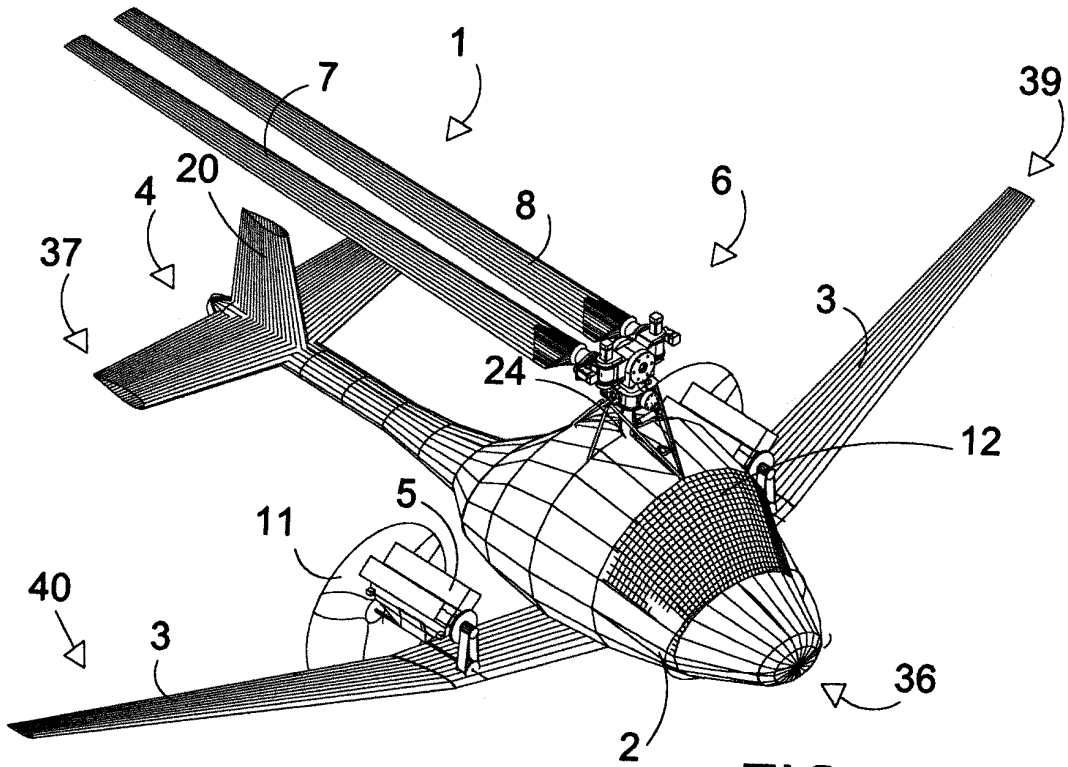


FIG. 5

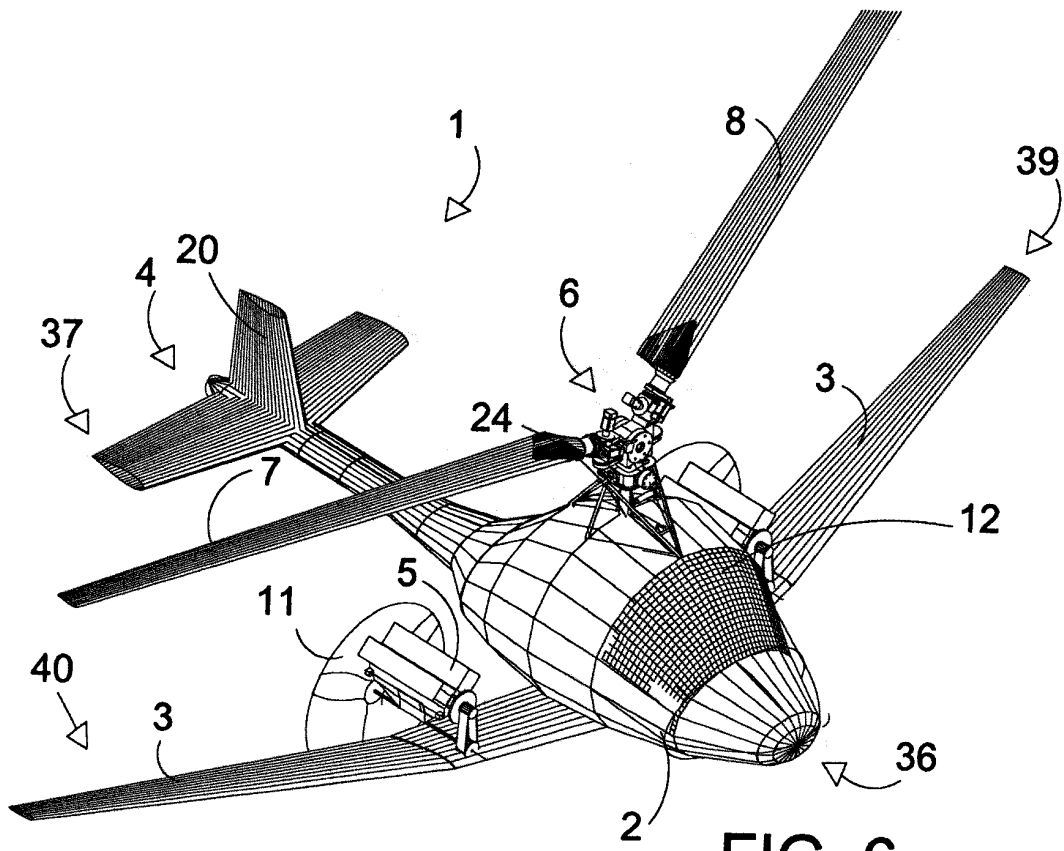
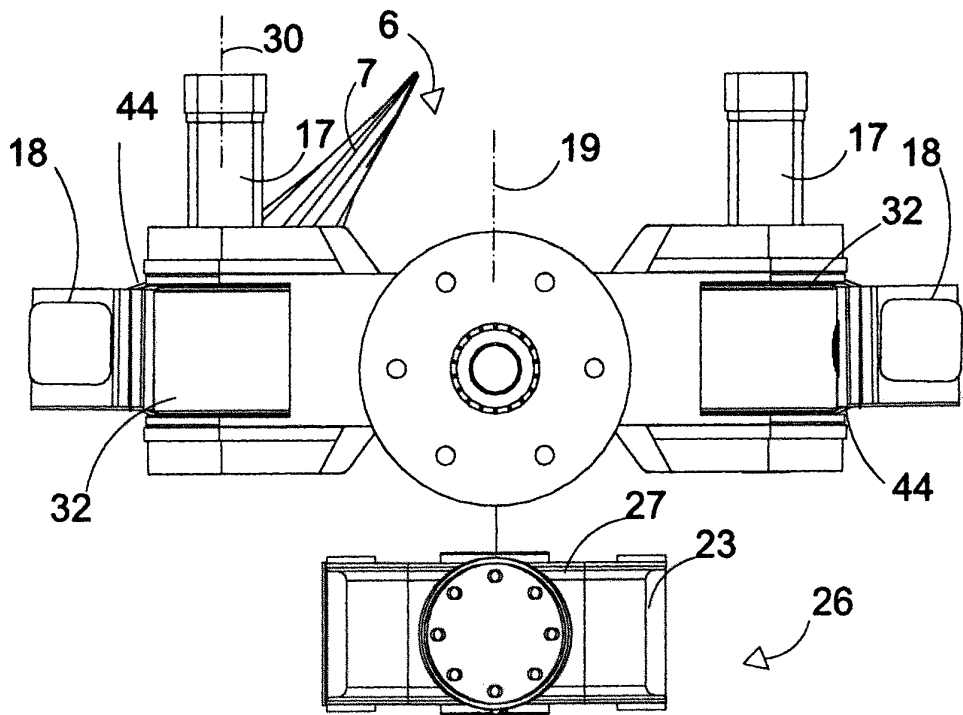
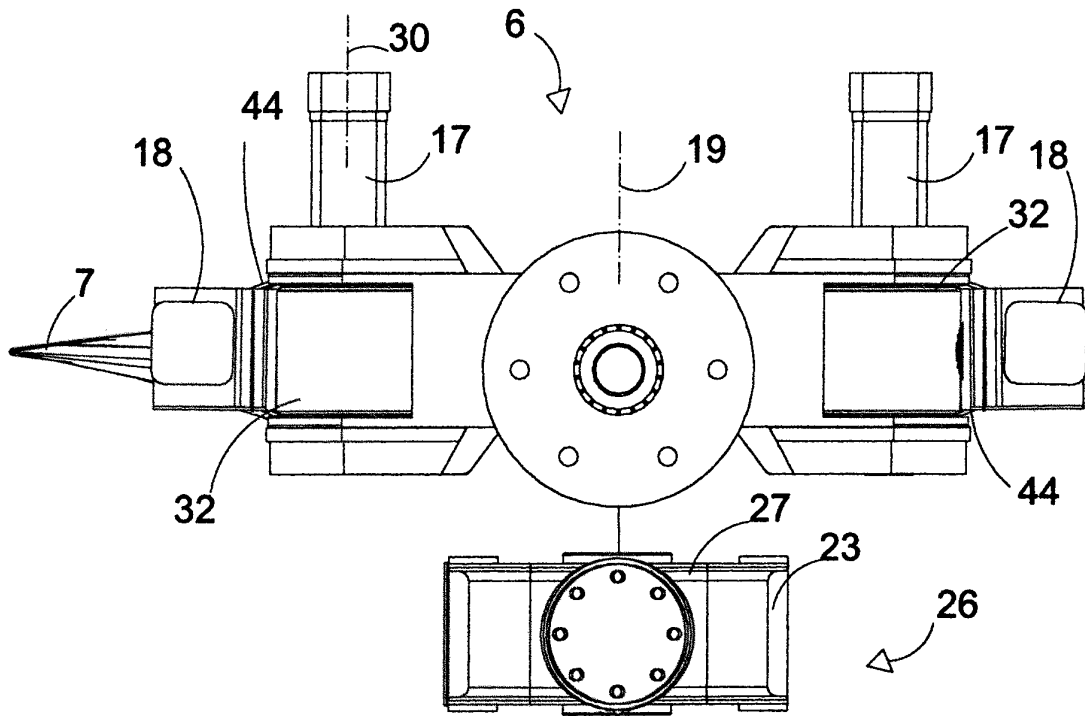


FIG. 6





OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA

① ES 2 277 476

② Nº de solicitud: 200400539

③ Fecha de presentación de la solicitud: 05.03.2004

④ Fecha de prioridad:

INFORME SOBRE EL ESTADO DE LA TÉCNICA

⑤ Int. Cl.: Ver hoja adicional

DOCUMENTOS RELEVANTES

Categoría	Documentos citados	Reivindicaciones afectadas
A	US 2252544 A (BENNETT) 12.08.1941, página 1, columna izquierda, líneas 7-21; columna derecha, líneas 28-36; página 2, columna izquierda, línea 45 - columna derecha, línea 7; página 3, columna izquierda, líneas 4-12; figuras 1-2.	1-2,12
A	US 2247053 A (ELLIS) 24.06.1941, página 2, columna izquierda, línea 21 - columna derecha, línea 22; figuras 1-2.	1-2,12
A	US 4946354 A (AUBRY et al.) 07.08.1990, columna 1, líneas 6-45; columna 7, línea 26 - columna 8, línea 25; columna 16, línea 36 - columna 17, línea 17; figura 1.	1,5,10-12
A	US 4379678 A (CARLOCK et al.) 12.04.1983, columna 1, línea 64 - columna 3, línea 47; figura 1.	1,5,10-12
A	GB 1081331 A (BÖLKOW) 31.08.1967, página 1, línea 10 - página 2, línea 36; página 4, líneas 106-128; figuras 9-10.	1,4
A	US 20030029965 A1 (KUSIC) 13.02.2003, resumen; figura 1.	1-2,6
A	US 2216163 A (RAY) 01.10.1940	

Categoría de los documentos citados

X: de particular relevancia

Y: de particular relevancia combinado con otro/s de la misma categoría

A: refleja el estado de la técnica

O: referido a divulgación no escrita

P: publicado entre la fecha de prioridad y la de presentación de la solicitud

E: documento anterior, pero publicado después de la fecha de presentación de la solicitud

El presente informe ha sido realizado

para todas las reivindicaciones

para las reivindicaciones nº:

Fecha de realización del informe

07.06.2007

Examinador

L. Dueñas Campo

Página

1/2

CLASIFICACIÓN DEL OBJETO DE LA SOLICITUD

B64C 27/24 (2006.01)

B64C 27/52 (2006.01)

B64C 27/54 (2006.01)

B64C 27/02 (2006.01)