



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA

⑪ Número de publicación: **2 289 932**

⑫ Número de solicitud: 200601791

⑬ Int. Cl.:
B64C 27/26 (2006.01)
B64C 3/40 (2006.01)

⑫

SOLICITUD DE PATENTE

A1

⑫ Fecha de presentación: **03.07.2006**

⑬ Fecha de publicación de la solicitud: **01.02.2008**

⑭ Fecha de publicación del folleto de la solicitud:
01.02.2008

⑰ Solicitante/s: **Instituto Nacional de Técnica
Aeroespacial "Esteban Terradas"**
Ctra. de Ajalvir, Km. 4
28850 Torrejón de Ardoz, Madrid, ES

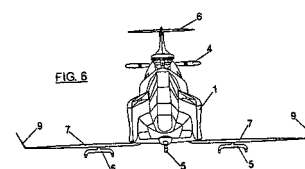
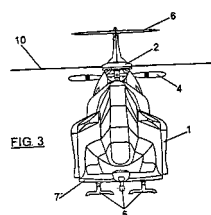
⑱ Inventor/es: **Mulero Valenzuela, Manuel**

⑲ Agente: **Carvajal y Urquijo, Isabel**

⑳ Título: **Aeronave con sistema de vuelo convertible.**

㉑ Resumen:

Aeronave con sistema de vuelo convertible, que puede actuar en forma de helicóptero y de avión y que comprende un fuselaje (1), rotor principal (2) de eje vertical, medios de impulsión y alas (7) móviles situadas en la parte inferior del fuselaje (1), que pueden oscilar entre una posición retraída (7'), en la que quedan ocultas bajo el fuselaje, y una posición extraída, en la que sobresalen de dicho fuselaje, para actuar como alas sustentadoras en vuelo en modo de avión.



ES 2 289 932 A1

DESCRIPCIÓN

Aeronave con sistema de vuelo convertible.

Campo de la invención

La presente invención se refiere a una aeronave con sistema de vuelo convertible, y más concretamente a una aeronave que puede actuar indistintamente en forma de helicóptero o de avión, y que comprende un fuselaje, un rotor principal de eje vertical y otros medios de impulsión.

La aeronave de la invención aúna de este modo las características de vuelo propias de un helicóptero y las de un avión convencional, permitiendo así operaciones de despegue y aterrizaje vertical y vuelo estacionario o punto fijo, propios de un helicóptero, y el vuelo en crucero a alta eficacia, propios de un avión, con fases de transición muy seguras y suaves de un modo de vuelo a otro.

Antecedentes de la invención

Ya son conocidas aeronaves del tipo expuesto, que pueden actuar en forma de helicóptero o de avión.

En este sentido puede señalarse la patente US 3792827, en la cual se describe una aeronave que comprende un rotor de eje vertical, que puede utilizarse como rotor giratorio, en cuyo caso la aeronave funciona a modo de helicóptero, o en posición fija, con dos de las palas del rotor actuado como alas para vuelo en forma de avión tradicional. Este sistema exige que las palas del rotor sean de dimensiones considerables, de modo que en dos de sus palas puedan cumplir la función de alas, en el vuelo en modo de avión.

La PCT WO 2005/086563 describe una aeronave convertible, que comprende un rotor principal de eje vertical, con el que dicha nave puede volar a modo de helicóptero, y dos alas fijas, que permiten el vuelo en modo de avión, quedando en esta modalidad el rotor inmovilizado y las paletas del mismo dirigidas hacia atrás cuando la aeronave opera en modo avión. En esta realización la aeronave dispone de alas fijas, que constituyen un inconveniente durante el funcionamiento de la aeronave en modo de helicóptero.

También se han desarrollado algunos helicópteros compuestos, dotados de ala fija para descargar el rotor en vuelo de crucero y permitir aumentar su velocidad, dotándoles de una propulsión adicional a la suministrada por el propio rotor o no, pero en estos casos el ala es un inconveniente para el despegue o aterrizaje vertical y para el vuelo a punto fijo por la resistencia vertical que origina sometida al sople del rotor.

Descripción de la invención

La presente invención tiene por objeto eliminar los problemas expuestos, mediante una aeronave que puede funcionar en modo de helicóptero o en modo de avión y que en cada uno de estos modos de funcionamiento presenta prácticamente solo los elementos propios de tal modo de funcionamiento. De esta forma se eliminan funcionalmente los elementos que, siendo necesarios para uno de los modos de vuelo, puede representar un inconveniente para el otro modo de vuelo si están permanentemente expuestos.

Es decir que en el caso de vuelo como helicóptero, la nave estará en una configuración carente de alas expuestas al flujo de aire, mientras que en el modo de vuelo como avión el rotor sustentador del helicóptero queda inactivo y en posición de mínima resistencia.

La aeronave de la invención se caracteriza porque dispone, en la parte inferior del fuselaje ó a ambos la-

dos del mismo, de sendas semialas móviles, que pueden oscilar en un plano aproximadamente horizontal entre una posición retraída, en la cual quedan adosadas u ocultas en el fuselaje, y una posición extraída, en la cual sobresalen de dicho fuselaje, para actuar como alas sustentadoras en modo de avión.

Para conseguir esta disposición las alas irán montadas de forma articulada al fuselaje y serán accionadas, para pasar de una a otra posición, mediante mecanismos basados en sistemas hidráulicos, mecánicos o eléctricos elección condicionada por criterios de seguridad de operación y de peso de los mecanismos asociados y que pueden ser diferentes según el tamaño de la aeronave concreta o de que ésta tenga piloto humano a bordo o no.

Además las alas ocuparán la posición retraída cuando los medios de impulsión actúan en modo de helicóptero, mientras que al alcanzar la aeronave en vuelo una velocidad determinada, que denominaremos "velocidad de transición", las alas se despliegan hasta la posición extraída y los medios de impulsión actúan en modo de avión, y viceversa.

Es decir que cuando las alas ocupan una posición determinada, los medios de impulsión actuarán de acuerdo con la modalidad de vuelo de la aeronave. Del mismo modo que las alas pasarán de una a otra posición de forma automática, al superar o reducir la "velocidad de transición", los medios de impulsión cambiarán en su forma de actuación también de forma automática. Los medios de impulsión incrementarán su actuación progresivamente en uno de los modos de vuelo al mismo tiempo que reducen su actuación en el otro modo de vuelo.

La denominada "velocidad de vuelo de transición" será una velocidad que se encuentre próxima a la velocidad de vuelo que maximiza la relación sustentación/resistencia en la configuración de helicóptero.

Como se ha señalado, la aeronave constará de un fuselaje y un rotor principal y además de un rotor de cola antipar, para su actuación en forma de helicóptero, cuando los medios de impulsión están constituidos por ejemplo por un motor alternativo ó turbina que se aloja en el fuselaje. La aeronave puede estar también propulsada por una turbina de gas que eyecta los gases por punta de palas, en cuyo caso no necesitará el rotor antipar.

La aeronave puede disponer de una hélice tractora o propulsora, a la que se aplicará progresivamente la potencia de los cambios de impulsión (motor alternativo o turbina de gas), al alcanzar la "velocidad de transición", al mismo tiempo que se resta potencia al rotor principal y al rotor de cola.

Al pasar del modo de vuelo de helicóptero al de avión, el rotor principal puede dejarse en autorrotación o puede pararse y bloquearse e incluso plegarse para disminuir resistencia al avance de la aeronave. Este proceso se realizará en sentido inverso para pasar de vuelo en modo de avión a vuelo en modo helicóptero.

Como ya se ha indicado, en la versión propulsada por turbina de gas que eyecta los gases por punta de palas, puede prescindirse del rotor de cola, si el rotor principal se acciona eyectando los gases de la turbina por punta de pala de forma que le hagan rotar. La transición de un modo a otro de vuelo se realizará en este caso eyectando gradualmente los gases por una tobera de empuje, restándolos de los que se eyectan por punta de palas. La disposición y proceso de des-

pliegue y repliegue de las alas se llevará a cabo en la forma ya expuesta.

La aeronave de la invención por tanto, dispondrá de alas sumergibles en la parte inferior del fuselaje o adosables a sus costados y dispondrá de un proceso de despliegado de estas alas, combinado con la variación de potencia aplicada al rotor o hélice (o tobera de empuje en la versión con turbina de gas).

La invención permite realizar de forma compacta y eficiente el vuelo de una aeronave como helicóptero y como avión y al plegar las alas en el fuselaje, el vuelo en modo de helicóptero elimina el efecto negativo del soplido del rotor sobre las mismas y la resistencia aerodinámica al avance que presentarían si fuesen alas en posición fija. Además, las fases de transición de un modo de vuelo a otro resultan muy seguras frente a otros sistemas conocidos, dado que en este caso siempre hay un elemento sustentador activo (el rotor o alas). Esto le confiere además a la aeronave de la invención una seguridad intrínseca en caso de fallo del motor, ya que puede descender suavemente en autorrotación, planeando con las alas o con una combinación de ambos.

El problema técnico que resuelve la invención consiste en posibilitar operaciones de vuelo como un helicóptero convencional, con todas sus cualidades de vuelo, así como vuelo en crucero a alta eficiencia de un avión convencional.

Las aplicaciones de la invención pueden ser militares y civiles que requieran capacidad de despegue y aterrizaje vertical y vuelo a punto fijo. Por ejemplo para misiones de observación y rescate, transporte de "punto a punto" de pasajeros o carga de cualquier tipo, no necesitando campos ni pistas preparadas, todo ello aunando la capacidad de vuelo en crucero a eficiencias y velocidades superiores a un helicóptero convencional.

Breve descripción de los dibujos

Con el fin de que puedan comprenderse mejor las características y ventajas de la aeronave de la invención, seguidamente se hace una descripción más detallada de la misma, con ayuda de los dibujos adjuntos, en los que se representa una forma de realización no limitativa.

En los dibujos:

La figura 1 muestra en alzado lateral, una aeronave constituida de acuerdo con la invención, adaptada para su vuelo en modo de helicóptero.

La figura 2 es una planta superior de la aeronave de la figura 1.

La figura 3 es un alzado frontal de la aeronave de las figuras 1 y 2.

La figura 4 es una vista similar a la figura 1, con la aeronave adaptada para su vuelo a modo de avión.

La figura 5 es una planta superior de la aeronave de la figura 3.

La figura 6 es un alzado frontal de la aeronave de las figuras 4 y 5.

La figura 7 es una planta similar a las figuras 2 y 5, mostrando una fase intermedia de plegado o desplegado de las alas, para pasar de uno a otro modo de vuelo.

Descripción detallada de un modo de realización

En las figuras 1, 2 y 3 se muestra una aeronave, configurada a modo de helicóptero, que comprende un fuselaje 1, un rotor principal 2 de eje vertical, un rotor 3 de cola antipar y medios de generación de potencia (impulsión) no mostrados, que van alojados en

el fuselaje y que pueden consistir en un motor de tipo alternativo o en una turbina de gas. La aeronave dispone además de una hélice tractora o propulsora 4, cuyo accionamiento se lleva a cabo a partir de los mismos medios de generación de potencia, no mostrados. La aeronave puede ir además dotada de patines 5 y de estabilizadores de cola 6, en configuración clásica y horizontal ó de configuración en "V".

De acuerdo con la invención la aeronave dispone además, debajo del fuselaje 1 ó a uno y otro lado del mismo, de sendas semialas móviles 7, que pueden oscilar en un plano aproximadamente horizontal entre una posición retraída, mostrada en las figuras 1 y 3, en la que se referencian con el número 7' y en la cual quedan adosadas u ocultas en el fuselaje 1, y una posición extraída, mostrada en las figuras 4 a 6, donde se referencian con el número 7, en la cual sobresalen de dicho fuselaje para actuar como alas sustentadoras en vuelo en modo de avión. Estas alas 7 irán montadas articuladamente y su accionamiento para pasar de la posición plegada a la desplegada y viceversa puede ser de tipo mecánico, por ejemplo compuesto por un conjunto de engranajes, con accionamiento de tipo hidráulico o de tipo eléctrico y control electrónico. Las alas 7 dispondrán de alerones longitudinales 8, figura 5, y de extensiones alares ("winglets") extremos 9.

En la posición de las figuras 1 a 3 la aeronave actúa como helicóptero, con el rotor principal 2 de sustentación y propulsión y el rotor de cola antipar 3. Las alas 7 se encuentran en la posición 7' ocultas en el fuselaje 1, de modo que no constituyen impedimento alguno para la operación de la aeronave a modo de helicóptero.

Cuando la aeronave en modo de vuelo de helicóptero, con la disposición de las figuras 1 a 3 alcanza una velocidad de vuelo determinada, que denominaremos "velocidad de transición" y que se encuentra próxima a la velocidad de vuelo que maximiza la relación sustentación/resistencia, las alas que se encuentran plegadas en la posición 7' comienzan a desplegarse, hasta alcanzar la posición de las figuras 4 a 6, en la que se encuentran totalmente desplegadas para su vuelo en forma de avión. En esta posición las aspas 10 del rotor 2 pueden replegarse, quedando dirigidas longitudinalmente hacia atrás, y opcionalmente quedan cubiertas por su carenado de modo que no constituyan obstáculo alguno para el vuelo en esta forma de avión. Al tiempo que se produce esta transición tendrá lugar una transmisión de potencia a la hélice tractora o propulsora 4, restando potencia de igual forma al rotor principal 2 y al de cola 3.

El proceso descrito se realiza en sentido inverso para pasar de vuelo en modo de avión a vuelo en modo de helicóptero.

En el caso de que la aeronave este propulsada por turbina de gas podría prescindirse del rotor de cola 3, en el caso de que el rotor principal 2 se accione eyectando los gases de la turbina por punta de palas 10, de forma que le hagan rotar. La transición de un modo a otro de vuelo se realizará en este caso eyectando gradualmente los gases por una tobera 1 de empuje, no representada, restándolos de los que se eyectan por punta de palas 10.

La hélice impulsora 4 puede incorporar un mecanismo de variación de paso, de forma que el motor gire a vueltas constantes y la tracción o empuje requerido se consiga variando el paso de las palas de esta hélice. Las extensiones alares ("winglets") extremas 9

de las alas 7 producen el efecto de aumentar el alargamiento efectivo, consiguiéndose así mayor eficiencia en vuelo en modo de avión.

Aunque en el ejemplo representado en el dibujo las alas 7 se abaten hacía atrás para situarlas en posición retraída, de igual forma podrían plegarse hacia delante.

De igual forma las características de la invención son aplicables tanto a una aeronave tripulada como no tripulada.

Con la constitución descrita, y partiendo de una configuración en helicóptero, figuras 1 a 3, la nave puede despegar de manera vertical merced a la tracción proporcionada por el rotor principal 2, elevándose hasta la altitud deseada. En esta situación las alas 7 se encontrarán en la posición plegada o retraída 7', quedando ocultas bajo el fuselaje 1 o a lo largo de los costados del mismo. La hélice impulsora 4 se encontrará parada. A continuación y merced a los mecanismos de variación de paso cíclico del rotor principal, éste proporcionará el empuje necesario para que la aeronave puede adquirir una cierta velocidad horizontal, hasta alcanzar el valor que hemos llamado "velocidad de transición", que es la velocidad a la cual la configuración de helicóptero comienza a no ser eficiente (en términos de sustentación partido por resistencia y potencia necesaria para vuelo horizontal en función de la velocidad de vuelo), en cuyo momento se comienza el despliegue de las alas 7, según se representa en a figura 7, hasta alcanzar el despliegue total representado en las figuras 4 y 6. La aplicación de potencia a la hélice 4 y la disminución de potencia al rotor principal 2 se lleva a cabo durante el despliegue de las alas 7, operación que puede realizarse en cuestión de segundos. En este proceso las alas 7 van desarrollando la sustentación necesaria para mantener la aeronave en vuelo horizontal, controlándose en este modo de vuelo a través de las superficies de mando del ala (alergones 8) y de las superficies de cola 6 timones de profundidad y dirección o combinados. El rotor principal 2 puede quedar parado y plegarse, con las aspas 10 dirigidas hacia atrás, según se representa en las figuras 4 y 5. Puede además añadirse un care-

nado para el rotor plegado, dependiendo de las velocidades máximas que se quieran alcanzar. El rotor de cola 3 se frena ó desembraga al no ser ya necesario para vuelo en modo de avión.

La aeronave puede mantener vuelo estacionario en un punto en cualquier momento que se desee, mediante la ejecución del proceso antes descrito pero en sentido inverso, es decir disminuyendo la velocidad de avance hasta la "velocidad de transición" ó superior siempre que no aparezcan fenómenos de bataneo en palas de rotor, aplicando potencia al rotor principal 2 y al de cola 3 y restándola de la aplicada a la hélice 4, quedando esta parada y plegando las alas 7 bajo el fuselaje, ó a lo largo de los costados del mismo, hasta la posición 7'.

Para el aterrizaje se realiza esta misma operación, quedando la aeronave en modo de helicóptero, con lo cual puede aterrizar verticalmente con todas las capacidades de maniobra de este tipo de aeronave.

En una versión que va propulsada por una turbina de gas y que se utiliza para mover el rotor principal 2 (en este caso el único rotor al no ser necesario compensar ningún par sobre el fuselaje) mediante la eyección de los gases por punta de palas 10, de forma que lo hagan girar, el proceso de operación de la aeronave consiste en despegar como helicóptero merced a la tracción del rotor que se mueve por la acción de los gases eyectados por punta de palas. Al adquirir la velocidad horizontal conveniente "velocidad de transición", parte de los gases son eyectados en caudales progresivamente mayores por una tobera de empuje convencional, no representada, que actúan produciendo empuje e incrementando la velocidad horizontal de la aeronave, desplegándose entonces las alas 7 que van produciendo la sustentación necesaria para mantener el vuelo horizontal de la aeronave. Este proceso continúa hasta que la práctica totalidad de los gases de la turbina son desviados a la tobera de empuje, quedando el rotor 2 en autorrotación, parado o plegado, como en el caso de propulsión por hélice. El proceso descrito se realiza en forma inversa cuando se pasa de modo de vuelo tipo avión a tipo helicóptero, para vuelo estacionario o para aterrizaje vertical.

REIVINDICACIONES

1. Aeronave con sistema de vuelo convertible, que puede actuar en forma de helicóptero y de avión y que comprende un fuselaje (1), un rotor principal (2) de eje vertical y medios de impulsión, **caracterizada** porque dispone, en la parte inferior del fuselaje (1) ó a ambos lados del mismo, de sendas alas (7) móviles, que pueden oscilar en un plano aproximadamente horizontal entre una posición retraída (7'), en la cual quedan adosadas u ocultas a lo largo del fuselaje, y una posición extraída (7), en la cual sobresalen de dicho fuselaje, para actuar como alas sustentadoras en vuelo en modo de avión; ocupando dichas alas la posición retraída cuando los medios de impulsión actúan en modo de helicóptero y el desplazamiento horizontal es inferior a una velocidad de vuelo de transición, mientras que al alcanzar dicha velocidad de vuelo de transición las alas se despliegan hasta la posición extraída y los medios de impulsión actúan en modo de avión.

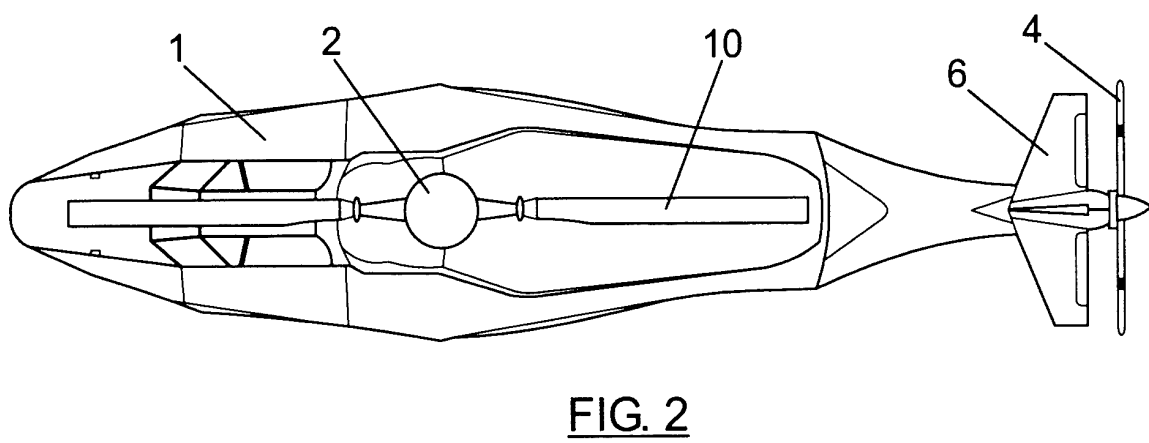
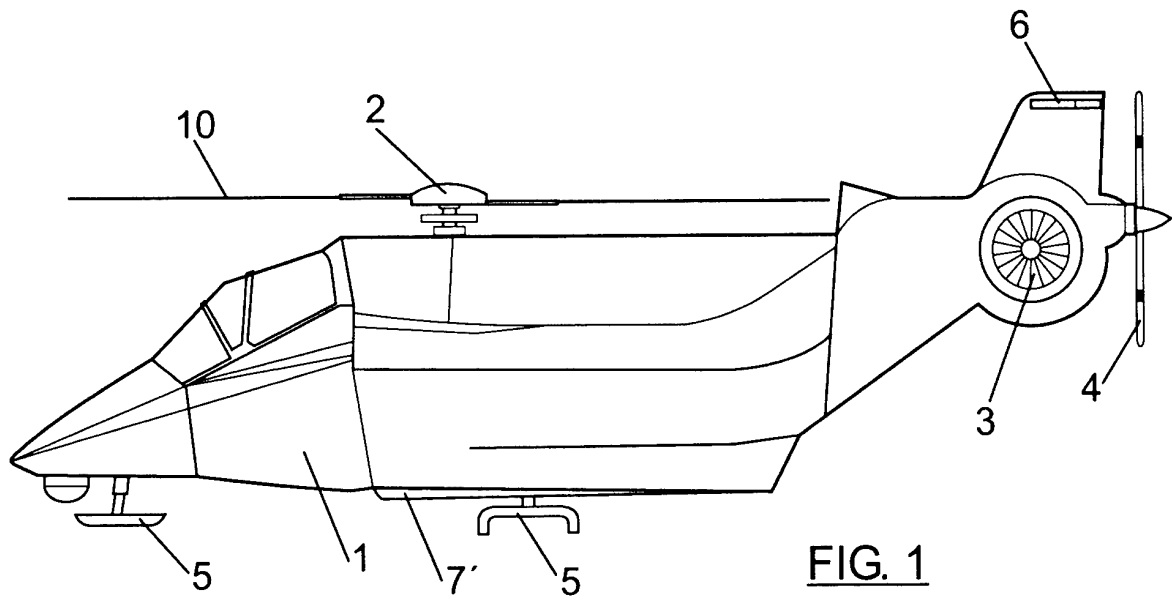
2. Aeronave según la reivindicación 1, **caracterizada** porque la velocidad de vuelo de transición se encuentra próxima a la velocidad de vuelo que maximiza la relación sustentación/resistencia, en modo helicóptero.

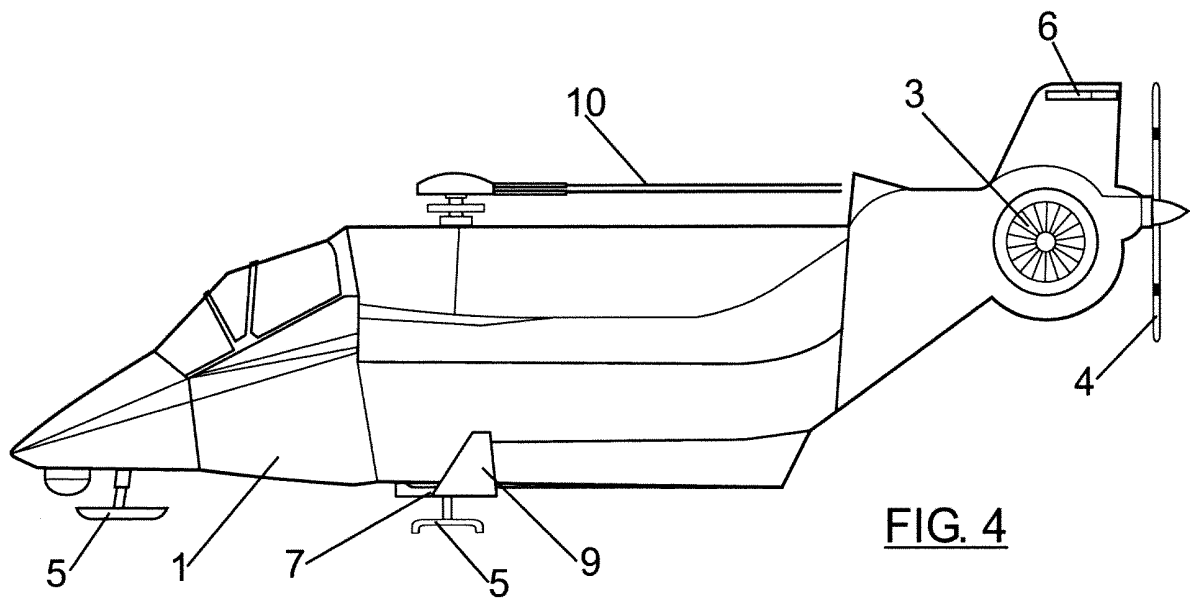
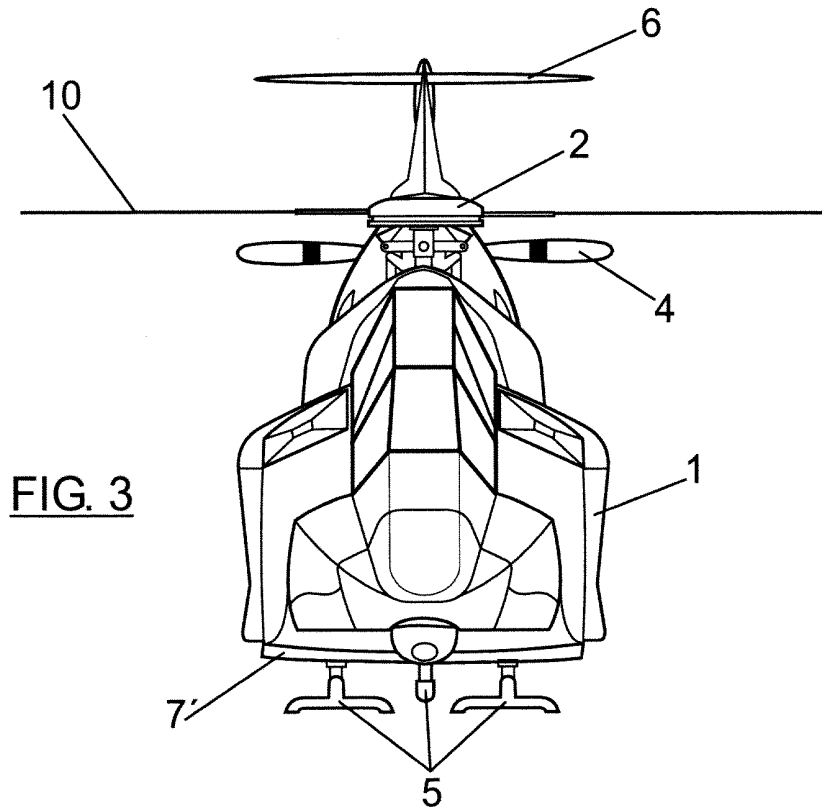
3. Aeronave según la reivindicación 1, **caracterizada** porque los medios de impulsión aumentan su actuación progresivamente en uno de los modos de vuelo, al mismo tiempo que reducen su actuación en el otro modo de vuelo.

4. Aeronave según la reivindicación 1, **caracterizada** porque una vez alcanzada la velocidad de vuelo de transición, y después de que las alas (7) alcanzan la posición extraída, las aspas (10) del rotor principal se sitúan posteriormente en una posición longitudinal de mínima resistencia al avance.

5. Aeronave según la reivindicación 1, **caracterizada** porque comprende una hélice tractora o impulsora (4), accionable por los medios de impulsión a través de una transmisión que discurre a lo largo del fuselaje, cuando durante su navegación alcanza la velocidad de vuelo de transición citada.

6. Aeronave según la reivindicación 1, en la que los medios de impulsión consisten en una turbina de gas, **caracterizada** porque comprende unos medios para la eyección de gases por punta de palas (10) del rotor (2) y una tobera de empuje hacia la que se dirigen progresivamente los gases de dicha turbina al alcanzar en navegación la velocidad de vuelo de transición citada.





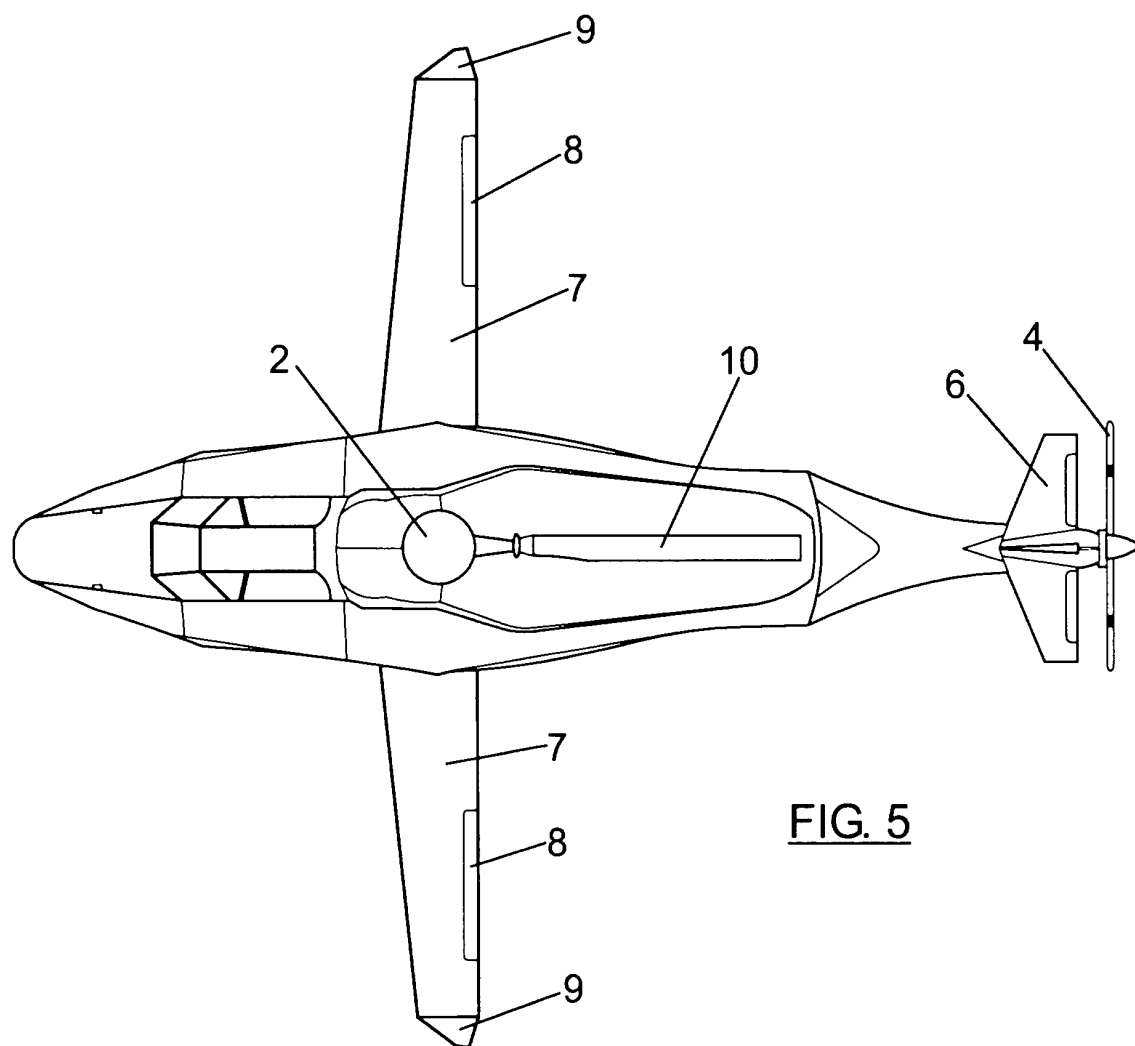


FIG. 5

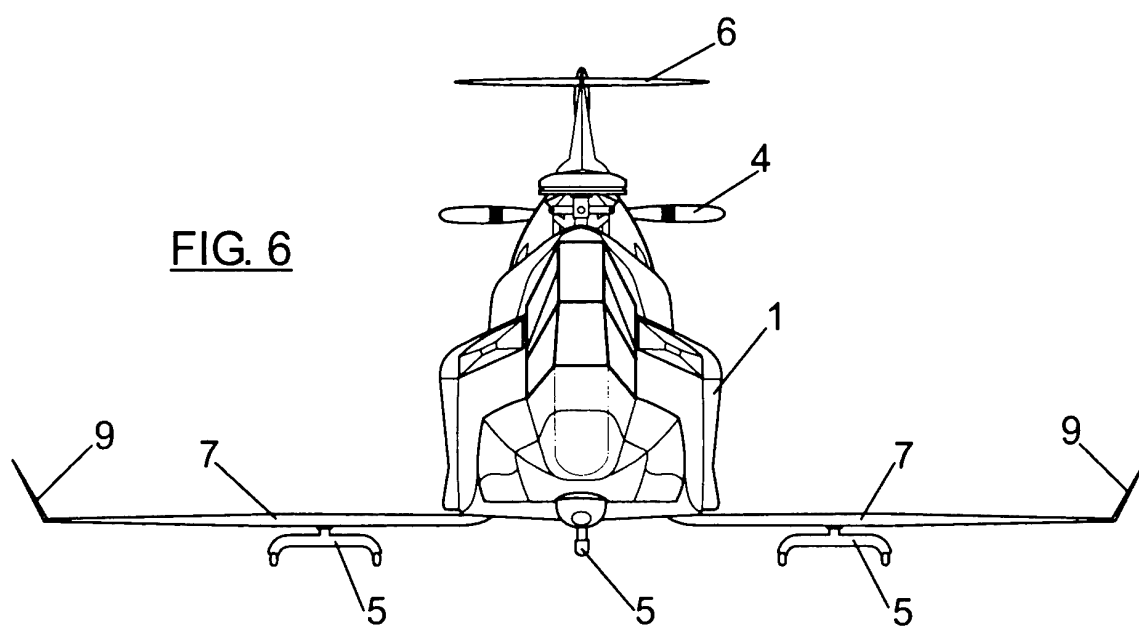
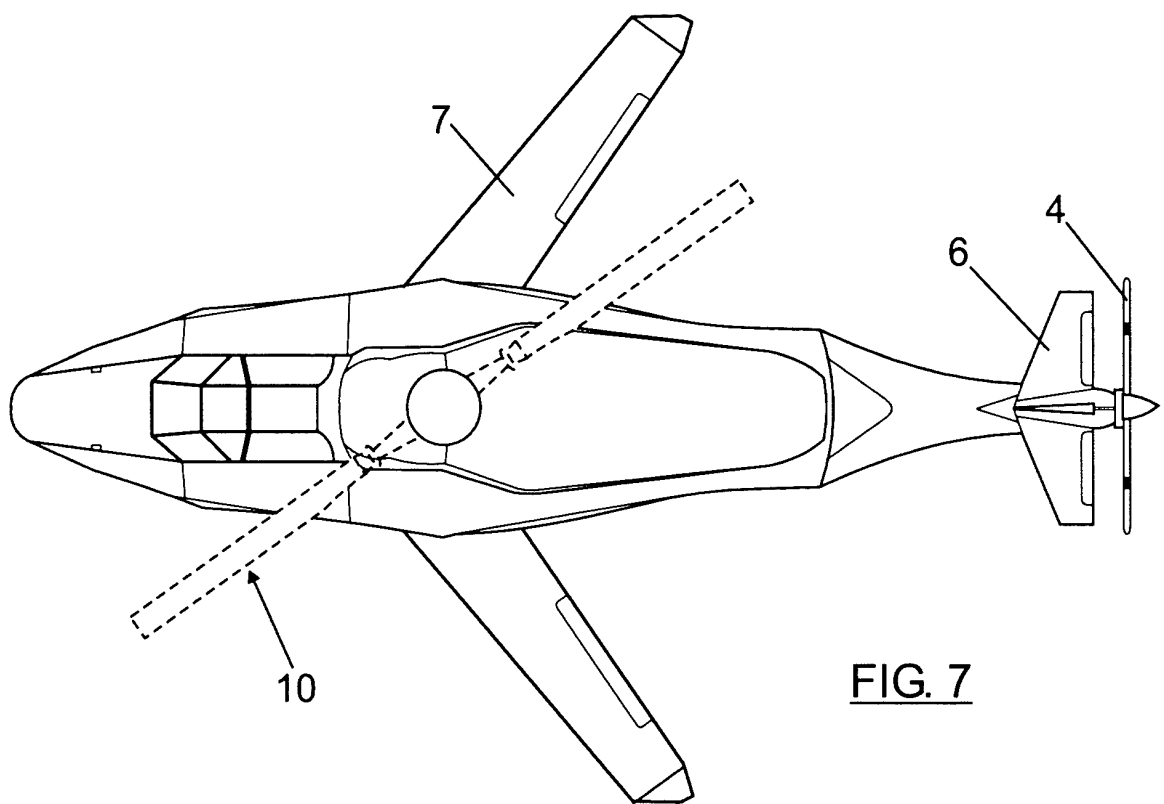


FIG. 6





OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA

⑪ ES 2 289 932

⑫ Nº de solicitud: 200601791

⑬ Fecha de presentación de la solicitud: 03.07.2006

⑭ Fecha de prioridad:

INFORME SOBRE EL ESTADO DE LA TÉCNICA

⑮ Int. Cl.: **B64C 27/26** (2006.01)
B64C 3/40 (2006.01)

DOCUMENTOS RELEVANTES

Categoría	Documentos citados	Reivindicaciones afectadas
X Y	US 2679364 A (SFORZA DEL PESARO) 25.05.1954, todo el documento.	1,5 3-4,6
Y A	US 6669137 B1 (CHEN) 30.12.2003, columna 5, línea 35 - columna 6, línea 24; figuras 1A-3.	3,6 1
Y A	US 2959373 A (ZUCK) 08.11.1960, columna 10, líneas 36-48; figuras 1-5.	4 1,5
X Y	US 2743072 A (EMMI) 24.04.1956, todo el documento.	1,5 3-4,6
Y A	US 5951608 A (OSDER) 14.09.1999, columna 3, línea 60 - columna 5, línea 20; figuras 1-2.	3,6 1
Y A	WO 2004024558 A2 (WHITE) 25.03.2004, párrafos [0037-0038]; figuras 1B-2B.	4 1
A	WO 2005087588 A1 (INDUSTRIA HELICAT Y ALAS GIRATORIAS) 22.09.2005	

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
13.12.2007

Examinador
L. Dueñas Campo

Página
1/1