



GRADO EN INGENIERÍA ELECTROMECAÁNICA (IEM)

TRABAJO FIN DE GRADO ROTOR PIVOTANTE PARA AEROTAXI ELÉCTRICO URBANO

Autor: Pablo Rodríguez Cuadrado
Director: Dr. Antonio García y de Garmendia

Madrid
Junio de 2019

AUTORIZACIÓN PARA LA DIGITALIZACIÓN, DEPÓSITO Y DIVULGACIÓN EN RED DE PROYECTOS FIN DE GRADO, FIN DE MÁSTER, TESINAS O MEMORIAS DE BACHILLERATO

1º. Declaración de la autoría y acreditación de la misma.

El autor D. Pablo Rodríguez Cuadrado DECLARA ser el titular de los derechos de propiedad intelectual de la obra: Rotor pivotante para aerotaxi eléctrico urbano, que ésta es una obra original, y que ostenta la condición de autor en el sentido que otorga la Ley de Propiedad Intelectual.

2º. Objeto y fines de la cesión.

Con el fin de dar la máxima difusión a la obra citada a través del Repositorio institucional de la Universidad, el autor CEDE a la Universidad Pontificia Comillas, de forma gratuita y no exclusiva, por el máximo plazo legal y con ámbito universal, los derechos de digitalización, de archivo, de reproducción, de distribución y de comunicación pública, incluido el derecho de puesta a disposición electrónica, tal y como se describen en la Ley de Propiedad Intelectual. El derecho de transformación se cede a los únicos efectos de lo dispuesto en la letra a) del apartado siguiente.

3º. Condiciones de la cesión y acceso

Sin perjuicio de la titularidad de la obra, que sigue correspondiendo a su autor, la cesión de derechos contemplada en esta licencia habilita para:

- a) Transformarla con el fin de adaptarla a cualquier tecnología que permita incorporarla a internet y hacerla accesible; incorporar metadatos para realizar el registro de la obra e incorporar “marcas de agua” o cualquier otro sistema de seguridad o de protección.
- b) Reproducirla en un soporte digital para su incorporación a una base de datos electrónica, incluyendo el derecho de reproducir y almacenar la obra en servidores, a los efectos de garantizar su seguridad, conservación y preservar el formato.
- c) Comunicarla, por defecto, a través de un archivo institucional abierto, accesible de modo libre y gratuito a través de internet.
- d) Cualquier otra forma de acceso (restringido, embargado, cerrado) deberá solicitarse expresamente y obedecer a causas justificadas.
- e) Asignar por defecto a estos trabajos una licencia Creative Commons.
- f) Asignar por defecto a estos trabajos un HANDLE (URL *persistente*).

4º. Derechos del autor.

El autor, en tanto que titular de una obra tiene derecho a:

- a) Que la Universidad identifique claramente su nombre como autor de la misma
- b) Comunicar y dar publicidad a la obra en la versión que ceda y en otras posteriores a través de cualquier medio.
- c) Solicitar la retirada de la obra del repositorio por causa justificada.
- d) Recibir notificación fehaciente de cualquier reclamación que puedan formular terceras personas en relación con la obra y, en particular, de reclamaciones relativas a los derechos de propiedad intelectual sobre ella.

5º. Deberes del autor.

El autor se compromete a:

- a) Garantizar que el compromiso que adquiere mediante el presente escrito no infringe ningún derecho de terceros, ya sean de propiedad industrial, intelectual o cualquier otro.
- b) Garantizar que el contenido de las obras no atenta contra los derechos al honor, a la intimidad y a la imagen de terceros.
- c) Asumir toda reclamación o responsabilidad, incluyendo las indemnizaciones por daños, que pudieran ejercitarse contra la Universidad por terceros que vieran infringidos sus derechos e intereses a causa de la cesión.
- d) Asumir la responsabilidad en el caso de que las instituciones fueran condenadas por infracción de derechos derivada de las obras objeto de la cesión.

6º. Fines y funcionamiento del Repositorio Institucional.

La obra se pondrá a disposición de los usuarios para que hagan de ella un uso justo y respetuoso con los derechos del autor, según lo permitido por la legislación aplicable, y con fines de estudio, investigación, o cualquier otro fin lícito. Con dicha finalidad, la Universidad asume los siguientes deberes y se reserva las siguientes facultades:

- La Universidad informará a los usuarios del archivo sobre los usos permitidos, y no garantiza ni asume responsabilidad alguna por otras formas en que los usuarios hagan un uso posterior de las obras no conforme con la legislación vigente. El uso posterior, más allá de la copia privada, requerirá que se cite la fuente y se reconozca la autoría, que no se obtenga beneficio comercial, y que no se realicen obras derivadas.
- La Universidad no revisará el contenido de las obras, que en todo caso permanecerá bajo la responsabilidad exclusiva del autor y no estará obligada a ejercitar acciones legales en nombre del autor en el supuesto de infracciones a derechos de propiedad intelectual derivados del depósito y archivo de las obras. El autor renuncia a cualquier reclamación frente a la Universidad por las formas no ajustadas a la legislación vigente en que los usuarios hagan uso de las obras.
- La Universidad adoptará las medidas necesarias para la preservación de la obra en un futuro.
- La Universidad se reserva la facultad de retirar la obra, previa notificación al autor, en supuestos suficientemente justificados, o en caso de reclamaciones de terceros.

Madrid, a 13 de junio de 2019

ACEPTA



Declaro, bajo mi responsabilidad, que el Proyecto presentado con el título Rotor pivotante para aerotaxi eléctrico urbano en la ETS de Ingeniería - ICAI de la Universidad Pontificia Comillas en el curso académico 2018-2019 es de mi autoría, original e inédito y no ha sido presentado con anterioridad a otros efectos. El Proyecto no es plagio de otro, ni total ni parcialmente y la información que ha sido tomada de otros documentos está debidamente referenciada.

Fdo.: Pablo Rodríguez Cuadrado

Fecha: 12/06/2019

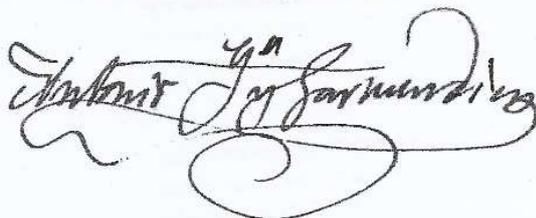


Autorizada la entrega del proyecto

EL DIRECTOR DEL PROYECTO

Fdo.: Dr. Antonio García y de Garmendia

Fecha: 13/06/2019





GRADO EN INGENIERÍA ELECTROMECAÁNICA (IEM)

TRABAJO FIN DE GRADO ROTOR PIVOTANTE PARA AEROTAXI ELÉCTRICO URBANO

Autor: Pablo Rodríguez Cuadrado
Director: Dr. Antonio García y de Garmendia

Madrid
Junio de 2019

Índice

1. **Introducción** (pag 1)
 - 1.1 Objetivos
 - 1.2 Resumen

2. **Propiedad Industrial** (pag 7)
 - 2.1 Introducción
 - 2.2 Métodos de protección
 - 2.3 Patentabilidad
 - 2.4 Propiedad de la patente
 - 2.5 Estructura de la patente
 - 2.6 Derechos y deberes del propietario
 - 2.7 Organismos de la propiedad intelectual
 - 2.8 Conclusión

3. **Estado de la Técnica** (pag 29)
 - 3.1 Introducción
 - 3.2 Análisis de las patentes
 - 3.3 Estudio y clasificación de los problemas
 - 3.4 Problemas de control
 - 3.5 Conclusión

4. **Desarrollo del Invento** (pag 49)
 - 4.1 Proceso de innovación
 - 4.2 Producto final
 - 4.3 Validación del invento
 - 4.4 Conclusión

5. **Solicitud del Modelo de Utilidad** (pag 70)
 - 5.1 Resumen
 - 5.2 Dibujos
 - 5.3 Descripción
 - 5.4 Realización
 - 5.5 Reivindicaciones
 - 5.6 Solicitud del Modelo de Utilidad

6. **Conclusiones** (pag 86)

7. **Bibliografía** (pag 99)

8. **Anexos** (pag 101)

CAPÍTULO 1: INTRODUCCIÓN

1.1 Objetivos del proyecto

Una vez analizados todos estos problemas de control tomo la decisión de plantear este Proyecto Final de Carrera con el objetivo fundamental de plantear mejoras para el control del vuelo de transición y de maniobrabilidad; al tiempo que se consigue un vuelo de crucero eficiente y un incremento de la seguridad de la aeronave. El fin último de esta invención es el transporte de pasajeros desde o hasta el centro de las ciudades, con las evidentes limitaciones de espacio y posible tráfico que este contexto implica. Por ese motivo, a través de la mejora de estos problemas de control se pretende facilitar el uso del aerotaxi en espacios reducidos y con obstáculos. Así pues, los objetivos principales del proyecto son:

- Aprendizaje de la metodología de la solicitud de patentes, los requisitos y condiciones de patentabilidad.
- Estudio del Estado de la Técnica referente a los aviones de despegue y aterrizaje vertical con el fin de encontrar un problema actual y sin resolver.
- Vuelo de transición: para los vehículos capaces de vuelo vertical y horizontal el paso de uno a otro constituye una fase de menor eficiencia, más problemas de estabilidad y mayor dificultad de control. A través del uso combinado de distintos elementos de propulsión y elevación planteo una mejora de este modo de vuelo.
- Maniobrabilidad: el servicio que se desea dar a estos vehículos lleva implícito la necesidad de volar en espacios reducidos, pudiendo aterrizar y despegar entre obstáculos, maniobrar con seguridad ante tráfico aéreo en las inmediaciones de las “estaciones”, y proporcionar comodidad a los pasajeros durante estas maniobras. La solución que hallo para ello es el uso de varios rotores de paso variable con control independiente sobre cada uno de ellos.
- Vuelo de crucero eficiente: es el gran déficit del funcionamiento de los helicópteros, y el principal motivos del desarrollo de los aviones híbridos. La necesidad de una mejora de la elevación, para que esta no recaiga por completo en los rotores encargados también de la propulsión; es el principal aspecto a considerar, y que motiva el uso de ala y cola.
- Incremento de la seguridad: la pérdida de control sobre una aeronave constituye un riesgo enorme. El uso de medidas redundantes de seguridad es una norma obligada para todo medio de transporte, más aún en el caso de los aéreos. En mi invención, el uso de distintos rotores multiplica el número de elementos que deberían fallar simultáneamente para que se produjese una pérdida de control sobre la aeronave.

1.2 Resumen del proyecto

Autor: Rodríguez Cuadrado, Pablo

Director: Dr. García, y de Garmendia, Antonio

Este proyecto surge a partir del trabajo que está llevando a cabo la empresa Liliium para desarrollar un servicio de aerotaxis urbanos. Estos vehículos se definen por su capacidad para despegar y aterrizar en espacios reducidos mediante movimiento vertical, y tener un vuelo de crucero eficiente. Encuadrado en ese contexto surge este proyecto con el que quiere plantear un diseño de aeronave que cumpla con esas condiciones, y suponga una innovación tal que pueda considerarse un invento.

Con este objetivo principal, el proyecto se inició llevando a cabo una investigación de la propiedad industrial, para estudiar los distintos métodos de protección, y así llegar a conocer las características y requisitos principales de cada uno de ellos. Mediante este estudio se ha llegado a la conclusión de que las patentes y los modelos de utilidad constituyen el sistema más adecuado para la protección de la propiedad industrial; pues además de otorgar importantes derechos al titular de la patente permiten el acceso libre a la explicación del invento patentado, lo que favorece el desarrollo de la técnica. En el caso concreto de este proyecto, se presentará una solicitud de modelo de utilidad para proteger la aeronave diseñada.

Una vez completado el estudio de la propiedad industrial se abordó el estudio de la técnica. El primer paso para realizar este estudio fue escoger un ámbito más concreto en que desarrollar el proyecto. Para ello se revisaron los distintos códigos de la Clasificación Internacional de Patentes (CIP) relacionados con la aeronáutica, y se optó por el código B64C 27/28: rotores de propulsión horizontal que pueden proporcionar también sustentación. El estudio se llevó a cabo mediante la lectura de las patentes publicadas en este ámbito; de esta manera, a través del estudio de dichas patentes, se alcanzó un conocimiento más profundo de su estructura y redacción, que sirvió para la solicitud de modelo de utilidad que se presentó al terminar el diseño. No obstante, el objetivo fundamental de la investigación sobre el estado de la técnica fue detectar aquellos problemas que persisten en la actualidad y comprender las soluciones que se han propuesto en los últimos años para resolver problemas similares. Para cumplir ese objetivo se analizaron 130 patentes, con especial atención a las publicadas en los últimos 20 años, pues se requiere un conocimiento del estado actual de la técnica.

A través del estudio de las patentes se identificaron los problemas más habituales y que persisten en la actualidad. De todos ellos se decidió centrar el proyecto en la resolución de los problemas de control, en especial la maniobrabilidad durante el vuelo estacionario y el vuelo de transición; por considerarlos a un tiempo aspectos fundamentales en el funcionamiento de un

aerotaxi urbano, y un campo en el que las posibilidades de diseño e innovación son muy variadas. Habiendo escogido en qué aspectos se quería centrar el diseño, se llevó a cabo un estudio en mayor profundidad de los inventos patentados que se correspondían con este tipo de problemas.

Mediante el estudio de los problemas de control y las soluciones que se han propuesto ante dichos problemas se decide que la aeronave objeto de este proyecto se compondrá de los siguientes elementos principales:

- Un sistema de 3 rotores pivotables de paso variable con control independiente para incrementar la maniobrabilidad y las opciones de control. Sistema que se alojará sobre el fuselaje.
- Alas que tienen la capacidad de inclinarse en vuelo mediante un eje que las une al fuselaje y puede girar respecto a éste. De esta forma mejorar la eficiencia del vuelo de crucero y permiten a la aeronave planear para tener un mayor control del vuelo de transición.
- Cola que tiene la capacidad de inclinarse en vuelo mediante el mismo sistema que las alas y con independencia de éstas. Incrementan las ventajas que otorgan las alas.
- 2 Rotores de cola que proporcionen estabilidad a la aeronave durante las maniobras y puedan plegarse en el interior de la cola durante el vuelo de crucero.

Una vez completado el diseño de la aeronave, el último paso del proyecto ha sido redactar la solicitud de modelo de utilidad ante la OEPM para proteger dicho diseño.

Summary

Author: Rodríguez Cuadrado, Pablo

Director: Dr. García, y de Garmendia, Antonio

This project arises from the work that is being carried out by the company Lilium to develop an urban air taxi service. These vehicles are defined by their ability to take off and land in tight spaces by vertical movement, and by its efficient cruise flight. Framed in this context emerges this project which seeks to raise an aircraft design that meets these conditions, and involves an innovation so it can be considered an invention.

With this main objective, the project began carrying out an investigation of industrial property, to study the different methods of protection, and thus get to know the characteristics and main requirements of each of them. Through this study, it has been concluded that patents are the most appropriate system for the protection of industrial property; In addition to granting important rights to the owner of the patent, they allow free access to the explanation of the invention, which favours the development of the technique. On this project, a patent application will be submitted to protect the designed aircraft.

Once the study of industrial property was completed, the study of the technique was addressed. The first step to carry out this study was to choose a more concrete area to develop the project. For this, the different codes of the International Patent Classification (IPC) related to aeronautics were reviewed, and it was chosen the code B64C 27/28: horizontal propulsion rotors that can also provide lift. The study was carried out by reading the patents published in this field; so through the study of these patents, was reached a deeper knowledge of their structure and writing, which served to request the utility model that was presented at the end of the design. However, the main objective of research on the state of the art was to detect those problems that persist today and understand the solutions that have been proposed in recent years to solve similar problems. To meet this objective, 130 patents were analysed, with special attention to those published in the last 20 years, since it is required a knowledge of the current state of the art.

Through the study of patents, the most common problems that persist today were identified. Of all of them, it was decided to focus the project on the resolution of the control problems, especially the manoeuvrability during the stationary flight and the transition flight; as they are fundamental aspects in the operation of an urban air taxi, and a field in which the possibilities of design and innovation are very varied. Having chosen in what aspects the design was to be focused, a more in-depth study of the patented inventions corresponding to this type of problem was carried out.

Through the study of the control problems and the solutions that have been proposed in front of these problems, it is decided that the aircraft object of this project will be composed of the following main elements:

- A system of 3 rotating variable pitch rotors with independent control to increase manoeuvrability and control options. This system will be housed on the fuselage.
- Wings that have the ability to lean in flight through an axis that joins them to the fuselage and can rotate in relation to it. It improves the efficiency of the cruise flight and allow the aircraft to plan to have greater control of the transition flight.
- Tail that has the ability to lean in flight through the same system as the wings and independently of these. It increases the advantages that the wings provide.
- 2 tail rotors that provide stability to the aircraft during manoeuvres and can be folded into the tail during the cruise flight.

Once the design of the aircraft has been completed, the last step of the project has been to draft the utility model request before the OEPM to protect said design.

CAPÍTULO 2: ESTUDIO DE LA PROPIEDAD INDUSTRIAL

En este capítulo se realiza un estudio de la propiedad industrial empezando por el interés que tiene para fomentar la actividad inventiva y la innovación, ya que supone un acicate y una compensación para los inventores. Si no fuese por las protecciones de la propiedad industrial los inventores quedarían sometidos a ver como el fruto de su esfuerzo es aprovechado por otras personas o empresas. Lo que conllevaría un menor interés en la actividad inventiva y que, por tanto, se dedicasen una cantidad inferior de recursos a la innovación, la investigación y todas las actividades relacionadas.

En el capítulo se lleva a cabo un estudio de los diferentes modelos de protección de la propiedad industrial que existen actualmente, analizando las diferencias entre ellos e indicando cuál resulta más útil en función del tipo de producto que se quiera proteger y de los derechos que se quieran adquirir sobre el mismo. Además, se explicará la importancia que tiene hoy en día proteger los productos antes de lanzarlos al mercado.

Se explicarán los motivos que llevan a elegir a las patentes en lugar de otros métodos existentes como mejor sistema de protección de la propiedad industrial, así como las condiciones necesarias para la concesión de una patente, relacionadas fundamentalmente con la actividad inventiva y la aplicación industrial, la estructura que éstas deben tener, y cómo debe realizarse la solicitud de una patente.

2.1 Introducción a la Propiedad Industrial

Se entiende por propiedad industrial el conjunto de derechos que protegen la actividad innovadora que desarrolle nuevos productos, nuevos procedimientos, y nuevos diseños; y la actividad mercantil mediante la identificación en exclusiva de los productos y servicios ofrecidos en el mercado.

Estos derechos proporcionan protección al inventor durante un periodo de tiempo limitado para que pueda explotar en exclusiva el producto que ha diseñado. A cambio, el inventor debe hacer pública su invención, de manera que sus avances e innovaciones queden disponibles para todo aquel que desee conocerlos; lo que permite incentivar el desarrollo de la técnica mediante la transferencia de conocimiento a otros investigadores.

El grado de defensa de la protección jurídica de la invención depende del grado de progreso. Los países más desarrollados son los que más invenciones realizan y los que más protegen su conocimiento mediante los elementos de propiedad industrial. En los países menos desarrollados la propiedad intelectual es reducida, por lo que no tiene tanta importancia y su regulación es mucho menos eficaz que en los países más desarrollados.

2.2 Métodos de protección de la propiedad industrial

Existen diversos procedimientos que proporcionan protección para la innovación y la actividad inventiva, y exclusividad al inventor para que solamente él pueda explotar el producto desarrollado. Entre los distintos sistemas de que disponemos para la protección de la propiedad industrial, se encuentran las patentes o modelos de utilidad para las innovaciones técnicas; el diseño industrial para las innovaciones de diseño, es decir, aquellas relacionadas con el aspecto del producto; y las marcas para las identidades y empresas, como son los logotipos, denominaciones, rótulos, etc.

En el caso de objetos especiales en vez de realizar las protecciones mediante patentes, se acude al Secreto Industrial.

- **2.2.1 Patentes**

Una Patente es un título que reconoce el derecho de explotar en exclusiva la invención patentada, impidiendo a otros su fabricación, venta o utilización sin consentimiento del titular. Al mismo tiempo que otorga protección sobre la invención, la publica de manera que se permite la divulgación de sus características principales mediante un documento público disponible para el conocimiento de todo el que tenga interés.

El derecho otorgado por una patente no es tanto el de la fabricación, la comercialización en el mercado y la utilización del producto patentado, que siempre tiene y puede ejercitar el titular, sino, sobre todo, "el derecho de excluir a otros" de la fabricación, utilización o comercialización del producto o procedimiento patentado.

La patente concede el monopolio de explotación en exclusividad durante un periodo de veinte años a contar desde la fecha de presentación de la solicitud.

Para mantenerla en vigor es necesario pagar tasas anuales a partir de su concesión. Una vez pasado este tiempo, cualquier interesado podrá explotar el invento sin autorización del inventor.

Para que una invención sea patentable, ésta debe implicar novedad, actividad inventiva y aplicación industrial. La Ley de Propiedad Industrial determina que son patentables:

- Nuevos productos.
- Nuevos usos de productos conocidos.
- Perfeccionamiento o mejora de productos conocidos.
- Aparatos, herramientas y dispositivos para obtener o fabricar un producto.
- Métodos, procesos y procedimientos de obtención o fabricación.

Debe tenerse en cuenta que la patente de un diseño es un derecho del inventor, nunca una obligación. El hecho de que se patente o no, depende de las preferencias y el interés que tenga el propio investigador. Existe la posibilidad de explotar la invención sin solicitar la patente, pero en este caso, el titular corre el riesgo de que algún competidor lo plagie e incluso lo proteja por medio de una patente; de manera que el inventor original perdería la posibilidad de explotar su diseño.

Para la investigación es muy importante que existan las patentes, pues proporcionan la protección necesaria para que a través de la investigación se pueda obtener una rentabilidad económica. De no haber patentes que garantizaran la explotación de las innovaciones, el interés en desarrollarlas, con todo el esfuerzo que requieren, sería mucho menor; con lo que se perdería la gran mayoría de las inversiones en investigación, ya que los competidores podrían copiar las ideas inmediatamente.

En varios campos técnicos las patentes son la fuente más importante y eficiente de información por su accesibilidad, la explicación clara y comprensible de su contenido, y su actualización. En este momento pueden encontrarse invenciones protegidas mediante patentes en todos los ámbitos de investigación y se pueden encontrar en el campo de la automoción, en biomédica, en el sector eléctrico, etc.

- 2.2.2 Modelo de utilidad

Los modelos de utilidad nacen con el Real Decreto- Ley de 26 de julio de 1929, y constituyen una nueva forma de protección de los perfeccionamientos de orden práctico industrial, “que sin alcanzar la extensión científica que puede tener una patente, es justo reconocerles una garantía, un premio a la mejora que supone su aplicación”.

Los modelos de utilidad protegen diseños referidos a herramientas, instrumentos, dispositivos u objetos que ya son conocidos. Estos diseños deben suponer una mejora, evolución o beneficio para la función que desempeñan dichos productos ya conocidos. La mejora que aporten, puede ser un beneficio o efecto nuevo; una economía de tiempo, energía, y/o mano de obra; o una mejora de las condiciones higiénicas o psicológicas del trabajo.

Por lo tanto, un modelo de utilidad es una invención que, sin alcanzar el grado de patente sí puede ser protegida mediante un título, el de modelo de utilidad, que constituye una particularidad en la legislación española ya que no existe en otros países como tal.

Atendiendo al Real Decreto 2245/1986, del 10 de octubre, la regulación legal de los modelos de utilidad, también conocidos como “patentes de innovación”, coincide, en general, con el régimen de las patentes, con las siguientes modificaciones:

• Los requisitos para obtener un modelo de utilidad son menos estrictos que para las patentes. Siempre debe satisfacerse el requisito de la "novedad", pero los requisitos de la "actividad inventiva" son mucho más laxos o incluso no existen. En la práctica, la protección mediante modelos de utilidad se utiliza para innovaciones menores que probablemente no lleguen a satisfacer los criterios de patentabilidad.

- El plazo de duración de la protección por modelos de utilidad es más corto que el de las patentes y varía en función del país (por lo general, son plazos entre siete y diez años, sin posibilidad de ampliación o renovación).
- Es mucho más económico obtener y mantener modelos de utilidad.
- En algunos países la protección mediante modelos de utilidad puede obtenerse únicamente para ciertos campos de la tecnología y se aplica únicamente a productos y no a procesos.
- El proceso de registro de un modelo de utilidad suele ser considerablemente más sencillo y rápido y de una duración promedio de seis meses.

En la siguiente imagen, figura 2.1, se muestra la instancia de solicitud que debe rellenarse para pedir la concesión de una patente o modelo de utilidad en la Oficina Española de Patentes y Marcas.



Nº SOLICITUD:
FECHA Y HORA DE ENTRADA EN OEPM:
FECHA Y HORA DE ENTRADA EN LUGAR DISTINTO A LA OEPM:
LUGAR DE PRESENTACIÓN CÓDIGO:

INSTANCIA DE SOLICITUD

1. IDENTIFICACIÓN DE LA SOLICITUD (ÚNICAMENTE PARA SOLICITUDES CON EXPEDIENTE DE ORIGEN CON FECHA DE PRESENTACIÓN ANTERIOR AL 1 DE ABRIL DE 2017)

(1) MODALIDAD: <input type="checkbox"/> PATENTE DE INVENCION <input type="checkbox"/> MODELO DE UTILIDAD	
(2) TIPO DE SOLICITUD: (OBLIGATORIO MARCAR UN TIPO)	(3) EXPEDIENTE PRINCIPAL O DE ORIGEN:
<input type="checkbox"/> SOLICITUD DIVISIONAL <input type="checkbox"/> CAMBIO DE MODALIDAD <input type="checkbox"/> TRANSFORMACIÓN SOLICITUD PATENTE EUROPEA <input type="checkbox"/> ENTRADA EN FASE NACIONAL DE SOLICITUD INTERNACIONAL PCT	MODALIDAD: Nº SOLICITUD: FECHA PRESENTACIÓN:
El solicitante declara, por medio de esta instancia, tener derecho a presentar la solicitud arriba indicada	

2. TÍTULO DE LA INVENCION (4)

--

3. IDENTIFICACIÓN DEL SOLICITANTE

(5) APELLIDOS Y NOMBRE /DENOMINACIÓN SOCIAL	NIF/PASAPORTE

Figura 2.1: Instancia de Solicitud de patentes y/o modelos de utilidad. Fuente: OEPM

- 2.2.3 Secreto Industrial

El secreto industrial ofrece una protección más débil que las patentes o los modelos de utilidad; pues de acuerdo con la Oficina Española de Patentes y Marcas, este derecho se limita a exigir una compensación económica a cualquier persona que esté obligada a respetar ese secreto, y lo divulgue o lo utilice en beneficio propio o ajeno. Por lo tanto, se puede decir que el secreto industrial es una medida de protección contra el espionaje industrial.

La información que es de dominio público en un determinado campo de la industria no puede considerarse como secreto industrial. El secreto industrial debe, necesariamente, ser conocido exclusivamente por la empresa en que es aplicable o que la posee. De esta manera se convierte en uno de los principales activos intangibles de las corporaciones.

El secreto industrial protege información de carácter comercial o industrial con valor potencial dentro del mercado, de manera que permite a la empresa dueña del mismo obtener o mantener una ventaja competitiva dentro del sector. Además, este conocimiento debe no resultar evidente para el personal especializado en el campo y ser de difícil acceso para preservar la confidencialidad y el acceso restringido.

La diferencia entre una patente o el secreto industrial, consiste en que las patentes ofrecen siempre una mayor protección, ya que cualquier persona que utilice esta invención sin estar autorizada podrá ser demandada, conociera o no la existencia de esta patente.

2.3 Patentabilidad

Para enunciar los requisitos de patentabilidad se tomará como referencia la Ley 10/2002, de 29 de abril (en adelante LP), por la que se modifica la Ley 11/1986 del 20 de marzo de Patentes de Invención y Modelos de Utilidad. La modificación de la ley 11/1986 del 20 de marzo se realiza para incorporar al derecho español la directiva 98/44/CE, del Parlamento Europeo, del 6 de Julio, relativa a la protección judicial de las invenciones biotecnológicas.

• 2.3.1 Condiciones de patentabilidad

Según el artículo 4.1 de LP, son patentables las invenciones nuevas que impliquen actividad inventiva y sean susceptibles de aplicación industrial, aun cuando tengan por objeto un producto que esté compuesto o que contenga materia biológica, o un procedimiento mediante el cual se produzca, transforme o utilice materia biológica.

Según LP, los conceptos de invención, novedad, actividad inventiva y aplicación industrial, se refieren a lo siguiente:

○ **Invención:**

La invención puede consistir en:

- Un producto nuevo
- Una sustancia nueva (los productos farmacéuticos fueron patentables a partir de 1992).
- Un nuevo proceso productivo.
- La aplicación de un proceso ya existente para obtener nuevos resultados.
- La materia biológica modificada o no, aislada de su medio natural, o producido por medio de un procedimiento técnico.

○ **Novedad:**

Según el artículo 6.1 de LP, se considera que una invención es nueva cuando no está comprendida en el Estado de la Técnica; término jurídico que hace referencia a todo lo que se ha hecho accesible al público, por una descripción escrita u oral, en España o en el extranjero antes de la fecha de presentación de la solicitud de la patente. En el Estado de la Técnica, también se incluye lo que se encuentra en trámite para ser acogido con uno de los mecanismos de protección industrial anteriormente citados.

○ **Actividad Inventiva:**

Según el artículo 8.1 de la LP, se considera que una invención implica actividad inventiva si no resulta del estado de la técnica de una manera evidente para un experto en la materia.

○ **Aplicación Industrial:**

Según el artículo 9 de la LP, se considera que una invención es susceptible de aplicación industrial cuando su objeto puede ser fabricado en cualquier tipo de industria, incluida la agrícola.

● 2.3.2 Restricciones a la patentabilidad

A continuación, según los artículos 4.4, 4.6 y 5 de la LP, se citan los casos que no son patentables:

- Los descubrimientos, las teorías científicas y los métodos matemáticos.
- Las obras literarias, artísticas o cualquier otra creación estética, así como las obras científicas.
- Los planes, reglas y métodos para el ejercicio de actividades intelectuales, para juegos o para actividades económico-comerciales, así como los programas de ordenadores.
- Las formas de presentar informaciones.
- Los métodos de tratamiento quirúrgico o terapéutico del cuerpo humano o animal ni los métodos de diagnóstico aplicados al cuerpo humano o animal. Esta disposición no será aplicable a los productos, especialmente a las sustancias o composiciones, ni a las invenciones de aparatos o instrumentos para la puesta en práctica de tales métodos.

- Las invenciones cuya explotación comercial sea contraria al orden público o a las buenas costumbres, sin poderse considerar como tal a la explotación de una invención por el mero hecho de que esté prohibida por una disposición legal o reglamentaria.
- Los procedimientos de clonación de seres humanos.
- Los procedimientos de modificación de la identidad genética germinal del ser humano.
- Las utilizaciones de embriones humanos con fines industriales o comerciales.
- Los procedimientos de modificación de la identidad genética de los animales que supongan, para ellos, sufrimientos sin utilidad médica o veterinaria sustancial para el hombre o el animal, y los animales resultantes de tales procedimientos.
- Las variedades vegetales y las razas animales. Serán, sin embargo, patentables las invenciones que tengan por objeto vegetales o animales si la viabilidad técnica de la invención no se limita a una variedad vegetal o a una raza animal determinada.
- Los procedimientos esencialmente biológicos de obtención de vegetales o de animales. A estos efectos se considerarán esencialmente biológicos aquellos procedimientos que consistan íntegramente en fenómenos naturales como el cruce o la selección.
- El cuerpo humano, en los diferentes estadios de su constitución y desarrollo, así como el simple descubrimiento de uno de sus elementos, incluida la secuencia o la secuencia parcial de un gen. Sin embargo, un elemento aislado del cuerpo humano u obtenido de otro modo mediante un procedimiento técnico, incluida la secuencia total o parcial de un gen, podrá considerarse como una invención patentable, aun en el caso de que la estructura de dicho elemento sea idéntica a la de un elemento natural.

La aplicación industrial de una secuencia total o parcial de un gen deberá figurar explícitamente en la solicitud de patente.

Las obras artísticas, literarias y otras de carácter intelectual, no serán patentables, pudiendo quedar protegidas mediante la inscripción en el Registro de la Propiedad Intelectual.

2.4 Propiedad de la patente

En este apartado se explicarán en detalle las figuras de inventor y solicitante de la patente, entre las que existen varias diferencias. Ya que, aunque en algunas ocasiones coincida, no siempre es así. En los casos en los que el inventor y el solicitante son la misma persona, se trata de patentes que se tramitan a título personal; mientras que puede darse el caso de que la patente sea solicitada por una empresa, en este caso ésta última es la que solicita la patente mientras que el inventor es un trabajador de la empresa.

- **2.4.1 Inventor**

Según el artículo 10 de la LP, el derecho de la patente pertenece al inventor del diseño que ésta protege. En el caso que la invención hubiese sido realizada por varias personas conjuntamente, el derecho a obtener la patente pertenecerá en común a todas ellas. En el procedimiento ante el Registro de la Propiedad Industrial, se presume que el solicitante está legitimado para ejercer el derecho a la patente. En los casos en los que una invención haya sido realizada de forma independiente por varias personas, el derecho a obtener la patente pertenecerá a aquel cuya solicitud tenga una fecha anterior de presentación en España.

De acuerdo con los artículos 11 y 12 de la LP, si una persona no legitimada para adquirir la patente quiere obtener el derecho sobre ella, el inventor tendrá tres posibilidades durante tres meses, siempre que la patente no hubiera llegado a ser concedida todavía:

- Continuar el procedimiento relativo a la solicitud, subrogándose en el lugar del solicitante.
- Presentar una nueva solicitud de patente para la misma invención, que gozará de la misma prioridad.
- Pedir que la solicitud sea rechazada.

- **2.4.2 Solicitante**

Como se mencionó anteriormente, puede coincidir o no con el inventor. El solicitante, es la persona jurídica que presenta la solicitud de patente en las oficinas y se hace cargo de los costes del proceso, habiendo sido autorizado previamente por el inventor. A todos los efectos, es considerado el propietario de la patente, por lo que es quien tiene todos los derechos y deberes derivados de la propiedad de la misma. En el caso que inventor y solicitante no sean la misma persona, al primero solo se le concede el derecho de figurar como tal en la patente y obtener reconocimiento por ello.

2.5 Estructura de la patente

Con el objeto de analizar y describir las partes por las que está formado un documento de patente, se tomará como modelo una patente española. Para la redacción de las normas técnicas que ha de cumplir cada uno de los apartados que componen una patente, se hará referencia al Real Decreto 2245/1986, del 10 de octubre, por el que se aprueba el Reglamento para la Ejecución de la Ley 11/1986, del 20 de marzo de patentes (en adelante RE). Como modelo de patente española se ha seleccionado la ES2604711 (en adelante Patente Referencia); a continuación explicamos los distintos elementos que componen un documento de patente apoyándonos en capturas realizadas de dicha patente.

- **2.5.1 Resumen**

En la figura 2.2, se muestra el resumen de Patente Referencia. En el encabezado figuran un código de barras y el logotipo de la oficina, que dependerán del país en el que se registre la patente. Después, se muestran los datos más relevantes de la solicitud, como son la fecha de presentación, la de publicación, el inventor, el solicitante y el agente encargado de aceptar o no la solicitud de la patente. A continuación aparecen el título de la invención y el resumen.

Tal y como se recoge en el artículo 10 del RE, el resumen de la patente tendrá una extensión máxima de ciento cincuenta palabras, deberá indicar el título de la invención y contener una exposición concisa del contenido de la descripción, reivindicaciones y, en su caso, dibujo o dibujos más característicos que deberán situarse separadamente del texto del resumen. Asimismo, se podrá indicar la fórmula química que, entre las que figuran en la solicitud de patente, caracterice mejor la invención. El resumen debe proporcionar una comprensión sencilla e inmediata del problema técnico planteado, la solución aportada y el uso o usos principales de la invención.

De acuerdo con el Artículo 27 de la LP, el resumen de la invención servirá exclusivamente para una finalidad de información técnica. No podrá ser tomado en consideración para ningún otro fin, y en particular no podrá ser utilizado ni para la determinación del ámbito de la protección solicitada, ni para delimitar el estado de la técnica. Además, este apartado podría verse modificado por el Registro de la Propiedad Industrial cuando éste lo estime necesario para la mejor información a terceros. En caso de producirse dicha modificación, se le notificaría al solicitante.

Capítulo 2: Propiedad Industrial


OFICINA ESPAÑOLA DE PATENTES Y MARCAS
ESPAÑA



① Número de publicación: **2 604 711**
 ② Número de solicitud: 201730123
 ⑤ Int. Cl.:
B64C 27/26 (2006.01)
B64C 27/28 (2006.01)
B64C 29/00 (2006.01)
B64C 3/54 (2006.01)

⑫	SOLICITUD DE PATENTE	A1
⑳ Fecha de presentación: 02.02.2017	㉑ Fecha de publicación de la solicitud: 08.03.2017	㉒ Solicitantes: DEFENSYA INGENIERÍA INTERNACIONAL, S.L. (100.0%) CALLE RÍO SELLA, 31B 28023 MADRID ES
		㉓ Inventores: ADARVE LOZANO, Alberto
		㉔ Agente/Representante: MONZON DE LA FLOR, Luis Miguel

④ Título: **AERONAVE**

⑥ Resumen:

Aeronave que comprende un cuerpo (1) de la aeronave, una hélice superior (2) montada encima del cuerpo (1) de la aeronave y tres rotores; un rotor de cola o principal (5) y dos rotores laterales (4) montados en los extremos de unos soportes (6) donde los rotores laterales (4) y el rotor de cola (5) giran respecto de un eje horizontal, hasta incluso llegar a ponerse en posición vertical. Las alas (3) pueden ser retráctiles o plegables, que se plegarán o recogerán según las condiciones de vuelo o similares, la hélice superior (2) puede contar con un sistema de inclinación de la misma con objeto de evitar un giro excesivo y la propulsión de la aeronave puede ser mediante un motor de combustión o mediante un motor híbrido provisto de un embrague. Siendo los motores eléctricos alimentados por baterías o similares recargables por el giro de las hélices o por otros medios.

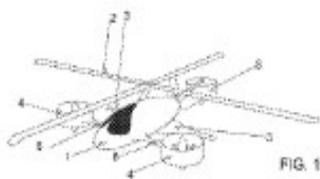


Figura 2.2: Resumen de patente ES2604711. Fuente: Alberto Adarve Lozano, 2017

- 2.5.2 Descripción

En la figura 2.3 se muestra la descripción de Patente Referencia. Según el artículo 5 del RE:

- La descripción estará redactada de la forma más concisa y clara posible, sin repeticiones inútiles, y en congruencia con las reivindicaciones.
- En la misma se indicarán los siguientes datos:
 - El título de la invención tal y como fue redactado en la instancia.
 - La indicación del sector de la técnica al que se refiera la invención.
 - La indicación del estado de la técnica anterior a la fecha de prioridad, conocido por el solicitante y que pueda ser útil para la comprensión de la invención y para la elaboración del informe sobre el estado de la técnica, citando, en la medida de lo posible, los documentos que sirvan para reflejar el estado de la técnica anterior.
 - Una explicación de la invención, tal y como es caracterizada en las reivindicaciones que permita la comprensión del problema técnico planteado, así como la solución al mismo, indicándose, en su caso, las ventajas de la invención en relación con el estado de la técnica anterior.
 - Una breve descripción del contenido de los dibujos, si los hubiera.
 - Una exposición detallada de, al menos, un modo de realización de la invención, que podrá ilustrarse con ejemplos y referencias, en su caso, a los dibujos, si los hubiera.
 - La indicación de la manera en que la invención es susceptible de aplicación industrial, a no ser que ello resulte de una manera evidente de la descripción o de la naturaleza de la invención.
- La descripción deberá ser presentada de la manera y en el orden indicado en el párrafo 2, a menos que, por causa debida a la naturaleza de la invención, una manera o un orden diferente permitan una mejor comprensión y una presentación más concisa.
- Cuando la invención se refiera a un procedimiento microbiológico, el solicitante deberá indicar en la descripción, cuál es el nombre de la Institución autorizada donde haya depositado una muestra del cultivo del microorganismo y consignar el número o clave de identificación de dicho microorganismo por la Institución autorizada.

ES 2 604 711 A1

AERONAVE

DESCRIPCIÓN

5 **OBJETO DE LA INVENCION**

Es objeto de la presente invención, tal y como el título de la misma establece, una aeronave que consiste en un autogiro con rotores adicionales que le proporcionan las capacidades de despegue y aterrizaje verticales. Así mismo,
10 de manera complementaria y opcional, la aeronave cuenta con un par de alas retractiles que confieren al sistema una capacidad de planeo adicional y por ende una mayor autonomía de vuelo.

Caracteriza a la presente invención el hecho de combinar en una aeronave las
15 capacidades de un autogiro junto con dos rotores adicionales, cuyos ejes tienen la capacidad de girar no solamente con respecto a un eje horizontal sino que este además puede hacerlo respecto a un eje vertical. Además al tercer rotor, que sí está presente en un autogiro convencional, se le ha dotado de la capacidad de girar respecto de un eje horizontal.

20

Por lo tanto, la presente invención se circunscribe dentro del ámbito general de las aeronaves y de manera más particular dentro del ámbito de los autogiros.

ANTECEDENTES DE LA INVENCION

25 En el estado de la técnica se conocen los autogiros o girocópteros que son unas aeronaves de ala giratoria, es decir, vuelan como los aviones pero su ala es un rotor que gira por la acción del viento relativo que lo atraviesa de abajo hacia arriba.

Figura 2.3: Descripción de patente ES2604711. Fuente: Alberto Adarve Lozano, 2017

- 2.5.3 Reivindicaciones

En la figura 2.4 se muestran, a modo de ejemplo, las reivindicaciones de Patente Referencia.

De acuerdo con el artículo 7 del RE, relativo a la forma y contenido de las reivindicaciones, éstas deben cumplir con lo siguiente:

- Las reivindicaciones, numeradas correlativamente, deberán contener:
 - Un preámbulo indicando la designación del objeto de la invención y las características técnicas necesarias para la definición de los elementos reivindicados pero que, combinadas entre ellas, forman parte del estado de la técnica.
 - Una parte caracterizadora que exponga las características técnicas que en combinación con las mencionadas en el apartado anterior se desea proteger.
- Si la claridad y comprensión de la invención lo exigiera, la reivindicación esencial puede ir seguida de una o varias reivindicaciones dependientes, haciendo éstas referencia a la reivindicación de la que dependen y precisando las características adicionales que pretenden proteger. Debe procederse de igual modo cuando la reivindicación esencial va seguida de una o varias reivindicaciones relativas a modos particulares o de realización de la invención.

ES 2 604 711 A1

REIVINDICACIONES

- 1.- Aeronave caracterizada por que comprende un cuerpo (1) de la aeronave, una hélice superior (2) montada encima del cuerpo (1) de la aeronave y tres
5 rotores: un rotor principal o de cola (5) y dos rotores laterales (4) montados en los extremos de unos soportes (6) que emergen del cuerpo de la aeronave ,donde los rotores laterales (4) y el rotor de cola (5) giran respecto de un eje horizontal, hasta incluso llegar a ponerse en posición vertical.
- 10 2.- Aeronave, según la reivindicación 1 caracterizada por que posee un par de alas (3) retráctiles o plegables, que se plegarán o recogerán según las condiciones de vuelo o factores similares.
- 3.- Aeronave según la reivindicación 1 ó 2 caracterizada porque la hélice
15 superior cuenta con un sistema de inclinación de la misma con objeto de evitar un giro excesivo cuando la aeronave es impulsada por los rotores.
- 4.- Aeronave según cualquiera de las reivindicaciones anteriores caracterizada porque la propulsión de la aeronave es mediante un motor de combustión o
20 mediante un motor híbrido eléctrico y de combustión provisto de un embrague para permitir lograr el par de arranque necesario en el rotor trasero y en la hélice superior (2).
- 5.- Aeronave, según la reivindicación 4 caracterizada por que los motores
25 eléctricos son accionado desde unas baterías recargables por el giro de las hélices.

Figura 2.4: Reivindicaciones de patente ES2604711. Fuente: Alberto Adarve Lozano, 2017

- 2.5.4 Dibujos

En la Figura 2.5 se muestran, a modo de ejemplo, dibujos que se incluyen en Patente Referencia. Según el artículo 9.3 del RE, los esquemas de etapas de un proceso y los diagramas se consideran como dibujos.

En el artículo 9.2 se incluyen las características de cómo deben realizarse los dibujos, las cuales se detallan a continuación:

- Los dibujos deben ser ejecutados en líneas y trazos duraderos, negros, suficientemente densos y entintados, uniformemente espesos y bien delimitados, sin colores.
- Los cortes se indicarán mediante líneas oblicuas que no impidan una lectura fácil de los signos de referencia y de las líneas directrices.
- La escala de los dibujos y la claridad de su ejecución gráfica deberán ser tales que una reproducción fotográfica efectuada con reducción lineal a dos tercios permita distinguir sin dificultad todos los detalles. Cuando, en casos excepcionales, figure la escala de un dibujo deberá presentarse gráficamente.
- Todas las cifras, letras y signos de referencia que figuren en los dibujos deben ser sencillos y claros. No se podrán utilizar paréntesis, círculos o comillas, en combinación con cifras y letras.
- Todas las líneas de los dibujos deberán ser, en principio, trazadas con ayuda de instrumentos de dibujo técnico.
- Los elementos de una misma figura deben guardar la adecuada proporción entre ellos, a menos que una diferencia de proporción sea indispensable para la claridad de la figura.
- La altura de las cifras y letras no debe ser inferior a 0,32 centímetros. El alfabeto latino y, cuando sea práctica usual, el alfabeto griego deberán ser utilizados cuando figuren letras en los dibujos.
- Una misma hoja de los dibujos puede contener varias figuras. Cuando unas figuras dibujadas sobre varias hojas estén destinadas a constituir una sola figura del conjunto de ellas, deberán estar dispuestas de forma que la figura del conjunto pueda componerse sin que quede oculta ninguna parte de las figuras situadas en las distintas hojas.
- Las distintas figuras deben estar dispuestas, con preferencia verticalmente, sobre una o varias hojas, claramente separadas unas de otras pero sin espacios perdidos; cuando las figuras no estén dispuestas verticalmente, deberán presentarse horizontalmente, situándose la parte superior de las figuras en el lado izquierdo de la hoja.

- Las figuras deberán estar numeradas consecutivamente en cifras árabes, independientemente de la numeración de las hojas.
- Los signos de referencia pueden ser utilizados para los dibujos sólo si figuran en la descripción y en las reivindicaciones y viceversa. Los signos de referencia de los mismos elementos deben ser idénticos en toda la solicitud.
- Los dibujos no deben contener texto alguno, con excepción de breves indicaciones y palabras claves e indispensables para su comprensión, en el caso de esquemas de circuitos eléctricos, de diagramas esquemáticos de instalación y de diagramas esquematizando las etapas de un proceso. Estas palabras deben ser colocadas de tal manera que puedan ser sustituidas por su eventual traducción sin que se tape ninguna línea de los dibujos.

ES 2 604 711 A1

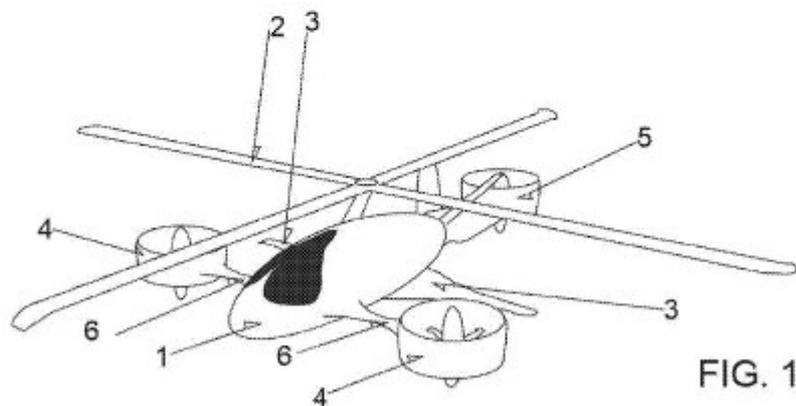


Figura 2.5: Dibujo de patente ES2604711. Fuente: Alberto Adarve Lozano, 2017

2.6 Derechos y deberes del propietario

En este apartado se enunciarán los factores que el solicitante de la patente debe tener en cuenta a la hora de decidir si quiere o no patentar la invención. Para ello, se hará referencia a la LP, en la que vienen descritos los derechos y las obligaciones del solicitante.

- **2.6.1 Concesiones de la patente**

- Derecho de exclusividad: según el artículo 50 de la LP, la patente concede al propietario un derecho en exclusiva durante 20 años desde la presentación de la solicitud en la oficina de patentes. La finalidad es impedir a terceros utilizar, fabricar o comercializar la innovación. Este derecho presenta las siguientes excepciones:

- Según el artículo 52 de la LP, cualquier persona puede utilizar una patente para su proceso inventivo propio a modo experimental, facilitando con ellos el progreso tecnológico.
- Agotamiento de la patente: según el artículo 52.2 de la LP, una vez que el producto se pone en el mercado por el propietario o con su consentimiento dentro de la UE, éste no puede evitar que los productos fabricados circulen libremente, sean comprados o vendidos dentro de la UE.

- Derecho de explotación: según el artículo 54 de la LP, este derecho está íntimamente ligado a la empresa y está relacionado con aquel que esperando una concesión de patente, ya la estaba explotando o se encontraba en proceso de explotarla.

- Acciones: el propietario de la patente puede disponer de las medias o acciones penales y/o civiles para defender sus derechos de propiedad.

- **2.6.2 Obligaciones del propietario**

Según el artículo 83 de la LP, el titular de la patente está obligado a explotar la invención, bien por sí mismo o por persona autorizada por él, mediante la ejecución de la misma en el territorio nacional junto con la comercialización de los resultados obtenidos y de forma suficiente para satisfacer la demanda del mercado nacional.

La explotación deberá realizarse dentro del plazo de cuatro años desde la fecha de presentación de la solicitud de patente, o de tres años desde la fecha en que se publique la concesión de ésta en el Boletín Oficial de la Propiedad Industrial, aplicándose automáticamente el plazo que expire más tarde. El titular de la patente podrá justificar la explotación de la misma ante el Registro de la Propiedad Industrial por medio de un certificado oficial, que se expedirá por el

Organismo que en cada caso corresponda y deberá ajustarse a los criterios y normas generales que se establezcan reglamentariamente (artículo 84.1 de la LP).

Si una vez cumplido dicho plazo no se ha iniciado la explotación, cualquier interesado puede pedir una licencia obligatoria. Éstas, no proporcionan exclusividad, ya que pueden ser concedidas varias licencias obligatorias de una misma patente e implican el pago de un canon fijado por la OEPM.

2.7 Organismos de la Propiedad Intelectual

En este capítulo se describen los organismos oficiales reguladores de protección de la propiedad intelectual con el objetivo de adquirir una visión completa de los medios existentes. A estos organismos se dirigen las solicitudes de patentes, dependiendo si el solicitante busca realizar la protección a nivel nacional, europeo o internacional se dirigirá a uno u otro organismo. El motivo de esto, es que existe una jerarquía establecida y cada organismo ocupa una situación diferente.

- **2.7.1 Oficina Española de Patentes y Marcas (OEPM)**

Los primeros antecedentes históricos de la OEPM se remontan a la década de 1820, con la creación del Real Conservatorio de Artes y Oficios y con la promulgación de las primeras legislaciones que aseguran los derechos de propiedad y que serían el precedente del actual Organismo. En 1887, el Real Conservatorio fue sustituido por la Dirección Especial de Patentes y Marcas e Industria, dependiente de la Dirección General de Agricultura, Industria y Comercio, pasando posteriormente a depender del Ministerio de Fomento. En 1903, se crea el Registro de la Propiedad Industrial, organismo dependiente del Ministerio de Agricultura, Industria, Comercio y Obras Públicas, con competencias cada vez mayores sobre gestión de propiedad industrial y relaciones internacionales.

El 17 de mayo de 1975 se crea el organismo autónomo, Registro de la Propiedad Industrial, dependiente del Ministerio de Industria, lo que le permitió administrar sus propios recursos económicos, humanos y técnicos.

En 1992, el Registro cambia de nombre y pasa a llamarse Oficina Española de Patentes y Marcas, su actual denominación.

Es un Organismo Autónomo del Ministerio de Industria, Turismo y Comercio que impulsa y apoya el desarrollo tecnológico y económico otorgando protección jurídica a las distintas modalidades de propiedad industrial mediante la concesión de patentes y modelos de utilidad (invenciones); diseños industriales (creaciones de forma); marcas y nombres comerciales (signos distintivos) y títulos de protección de las topografías de productos semiconductores. Asimismo, difunde la información relativa a las diferentes formas de protección de la propiedad industrial.

- 2.7.2 Oficina Europea de patentes

La Oficina Europea de Patentes es una organización intergubernamental encargada de la aplicación administrativa del Convenio sobre la Patente Europea, también llamado Convenio de Múnich, firmado en 1973. Esta organización fue fundada por Johannes Bob van Benthem el 7 de octubre de 1977 y permite obtener protección mediante una solicitud de patente europea directa con designación en aquellos estados europeos en que se quiere obtener protección y sean parte del Convenio Europeo de Patentes.

Actualmente se puede obtener protección en hasta 38 países del ámbito europeo. La sede de la EPO se encuentra en Múnich y tiene oficina en La Haya, Berlín y Viena

Existen dos órganos fundamentales en la OEP:

- Consejo de administración: es el encargado de modificar el Convenio sobre la Patente Europea, definir el reglamento financiero y el régimen de personal. A este consejo pertenece un representante de cada país miembro.
- La Oficina Europea de Patentes: encargada de realizar las funciones de recepción de solicitudes, búsqueda del estado del arte relevante, y examen de la novedad, actividad inventiva, aplicabilidad industrial y suficiencia descriptiva previos a la concesión de patentes. Igualmente realiza el examen de las oposiciones a la concesión de la patente y resuelve los recursos interpuestos contra sus actuaciones.

En caso de querer adquirir una protección en varios países de la Unión Europea (UE), se debe acudir a la EPO, mientras que si se desea obtener una protección que abarque países no pertenecientes a la UE, el trámite deberá realizarse en la organización Mundial de la Propiedad Intelectual (OMPI). Este procedimiento aparece representado en la figura 2.8, donde se reflejan las diferencias que existen entre realizar la solicitud de una patente por vía nacional o por vía europea.

2.8 Conclusiones del capítulo

Todo el estudio que se ha realizado sobre la Propiedad Industrial, recogido en este capítulo, ha permitido adquirir un extenso conocimiento sobre las patentes, familiarizándose con sus requisitos y condiciones, su estructura y componentes, y los derechos y deberes que implican para el solicitante de una patente.

Además de las patentes se han estudiado otros métodos de protección, con lo que se ha podido concluir que las patentes constituyen el mejor sistema de protección de la propiedad industrial.

Todo este conocimiento referente a las patentes sirve como base para dos pasos posteriores del proyecto.

En primer lugar, el estudio del estado de la técnica, que se llevará a cabo revisando las patentes publicadas en el ámbito en que se quiera plantear el diseño del proyecto, con el objetivo de entender la situación actual de ese campo y hallar las novedades que pueden proponerse en el diseño del proyecto.

Por otra parte se quiere realizar una solicitud de modelo de utilidad, cuya estructura es la misma que la de las patentes; para lo que es necesario el análisis que se ha realizado sobre la estructura, requisitos y redacción de las mismas.

CAPÍTULO 3: ESTADO DE LA TÉCNICA

El análisis del estado de la técnica es el primer paso a seguir para encontrar una innovación en cualquier ámbito en el que se esté investigando. Resulta fundamental, ya que la información obtenida permite comprender los principales problemas que se están afrontando en ese ámbito y las soluciones más importantes e innovadoras que se han propuesto ante dichos problemas.

Para afrontar dicho estudio se opta por analizar las patentes publicadas referentes al tema que se quiere tratar: aeronaves de despegue y aterrizaje vertical. Se decide utilizar las patentes como medio para estudiar el estado del arte por varios factores que las distinguen de otros métodos:

- En cada patente no sólo se describe la propia invención sino que se recoge un resumen del estado de la técnica en el momento de publicación de la patente, lo que ayuda a una comprensión más global del mismo.
- Las patentes proporcionan información sobre el diseño patentado con un gran nivel de detalle y con dibujos y esquemas que ayudan al completo entendimiento del mismo.
- La estructura de las patentes, que se ha definido minuciosamente en el capítulo de la propiedad industrial, permite distinguir con claridad los avances fundamentales del diseño; gracias al apartado de reivindicaciones, en el que se citan de manera individual cada avance de la patente.
- En el capítulo anterior se ha visto como las patentes y los modelos de utilidad constituyen el mejor sistema de protección para los inventos. Por lo que se ha decidido patentar el diseño que se desarrolle en este proyecto. De esta forma, el análisis de las patentes ya publicadas no sólo proporciona información del estado del arte sino que sirve como referencia para la posterior redacción de la patente del diseño.

El estudio abarcará patentes publicadas durante todo el periodo de tiempo en que se han desarrollado inventos relacionados con el tema a tratar, que al ser de aviación corresponde con todo el siglo XX. No obstante, debe centrarse especialmente en las patentes publicadas durante los últimos años, de esa forma se puede alcanzar un entendimiento completo de la situación actual del ámbito en que se desea innovar.

Para realizar un correcto análisis sobre el estado de la técnica se creará una base de datos con las patentes relativas al tema a tratar: aeronaves de despegue y aterrizaje vertical. En dicha base de datos se incluirá información fundamental sobre las patentes: fecha, lugar y número de publicación, problema principal que aborda y solución que propone; y con esa información se clasificarán las patentes estudiadas en función de los problemas principales que tratan de resolver.

Una vez identificadas las cuestiones fundamentales que definen el estado de la técnica actual, y escogido el conjunto de problemas que se quiere abordar, se realiza un estudio en mayor profundidad de las patentes que tratan dichos problemas. Se buscan las dificultades más acuciantes y habituales que deben abordarse en este ámbito; y las soluciones que se han propuesto ante dichas dificultades. Con esta información se planteará un diseño innovador que implique una mejora en el ámbito que se considere más interesante.

3.1 Introducción al estado de la técnica

- **3.1.1 Helicópteros, aspectos fundamentales**

Previamente al análisis de las patentes que se ha indicado en la introducción del capítulo, se ha realizado un estudio de los aspectos fundamentales que definen el funcionamiento de los helicópteros, pues se desea desarrollar una aeronave de despegue y aterrizaje vertical. El motivo para llevar a cabo dicho estudio es familiarizarse con los términos que se encontrarán en las patentes e identificar aquellos componentes y cuestiones de mayor peso en el correcto funcionamiento de los helicópteros; de manera que el posterior análisis de las patentes pueda realizarse de forma más eficiente y con menor dificultad.

El helicóptero se define por estar sustentada y propulsada por uno o más rotores horizontales formados palas. Los helicópteros están clasificados como aeronaves de alas giratorias, para distinguirlos de las aeronaves de ala fija; pues los helicópteros crean sustentación con las palas que rotan alrededor de un eje vertical. La principal ventaja de los helicópteros frente a las aeronaves de ala fija viene dada por el rotor, que proporciona sustentación sin que la aeronave se esté desplazando. Esta característica es la que permite el despegue y aterrizaje vertical.

Cuando el helicóptero se eleva o desciende en vertical, existe la misma sustentación en todas las palas del rotor, porque todas se mueven a la misma velocidad. Pero cuando el aparato se desplaza en horizontal, la sustentación en algunas palas es mayor que en otras. En cada ciclo varía la velocidad de las palas, dependiendo de si el sentido de rotación es el mismo o contrario al del movimiento del helicóptero. Si las palas estuvieran fijas en posición horizontal, el grado de sustentación que proporcionaría cada pala variaría durante el ciclo porque la sustentación aumenta al hacerlo la velocidad del aire, y el helicóptero se inclinaría hacia un lado. Para evitar esta forma de inestabilidad, casi todos los helicópteros de rotor único tienen palas de batimiento.

Las palas están articuladas cerca del buje de forma que cada pala sube cuando se mueve a más velocidad para reducir la sustentación y baja cuando la velocidad es menor para aumentar la sustentación. Así se anula el efecto de la variación de la velocidad.

Además del despegue y aterrizaje vertical, la otra característica que define al helicóptero es la posibilidad de combinar el vuelo estacionario, y el vuelo de traslación.

- El vuelo estacionario o estático es la parte más compleja de controlar a la hora de volar un helicóptero, y es lo que los distingue de las demás aeronaves. El vuelo estático requiere más energía de los motores para poder mantenerlo, ya que no existe ningún otro tipo de fuerza de sustentación, que sí hay cuando se traslada. El piloto debe realizar muchas correcciones para mantener el aparato estable en los distintos controles del helicóptero: cíclico, colectivo y pedales, y dichas correcciones se afectan mutuamente, lo que obliga a un alto grado de destreza por su parte.
- Vuelo de traslación: a medida que el helicóptero empieza a moverse horizontalmente, en un principio requiere más potencia y control colectivo para no perder altura. Sin embargo, a cierta velocidad que varía con el diseño de cada aeronave, se va requiriendo cada vez menos potencia y colectivo, debido al efecto aerodinámico de la "sustentación traslacional". El propio fuselaje puede proporcionar cierta fuerza sustentadora al desplazarse por el fluido, aunque se considera marginal. La mayor parte de esta fuerza la causa el flujo del aire que va atravesando el propio rotor principal, que proporcionará sustentación extra sin necesidad de más potencia.
- 3.1.2 Códigos de patentes.
 - 3.1.2.1 Clasificación Internacional de Patentes (CIP)

La Clasificación Internacional de Patentes (en adelante CIP) establecida por el Arreglo de Estrasburgo de 1971, prevé un sistema jerárquico de símbolos independientes del idioma para clasificar las patentes y los modelos de utilidad con arreglo a los distintos sectores de la tecnología a los que pertenecen.

La CIP divide el ámbito de la tecnología en secciones, clases, grupos y subgrupos, cada una de las cuales cuenta con un símbolo que consiste en números arábigos y letras del alfabeto latino. Esta clasificación es indispensable para la recuperación de los documentos de patente durante la búsqueda en el estado de la técnica, así como para establecer la novedad de una invención.

El funcionamiento del sistema es el siguiente: los especialistas de la oficina de propiedad industrial le asignan el símbolo o símbolos de clasificación al documento de la patente en función del sector o sectores tecnológicos a los que pertenezca. Esta clasificación debe realizarse antes de la publicación.

Una vez se decide el apartado en el que se va a llevar a cabo la investigación, se puede tener acceso a las patentes publicadas en esa categoría.

Este sistema clasifica las patentes en 8 secciones principales, y se puede revisar en la web de la cooperative patent classification (CPC). Dichas secciones son:

- A: Necesidades humanas.
- B: Realizar operaciones; transporte.
- C: Química; metalurgia.
- D: Textiles, papel
- E: Construcciones fijas.
- F: Ingeniería mecánica; iluminación, calefacción, armas, voladura
- G: Física.
- H: Electricidad
- Y: Seguimiento general de nuevos desarrollos tecnológicos.

Dentro de dichos grupos hay códigos más concretos que definen temas más específicos. Para centrar el tema en qué desarrollar el proyecto y por tanto estudiar las patentes que correspondan se han visto los siguientes códigos:

- B: Realizar operaciones; transporte.
 - B64: Aeronaves; aviación.
 - B64C: Aeroplanos; helicópteros.
- E: Construcciones fijas.
 - E01: Construcción de caminos, vías o puentes.
 - E01F: Plataformas de aterrizaje.
- F: Ingeniería mecánica; iluminación, calefacción, armas, voladura.
 - F16: Medidas generales para producción y mantenimiento de máquinas e instalaciones.
 - F24: Calefacción; ventilación.

De entre todos estos códigos se realizó una primera selección de los tres que resultaban más interesantes por las posibilidades que planteaban de innovación. En la figura 3.1 se muestra un extracto de dichos códigos.

Se decide escoger el código B64C 27/28: rotores de propulsión horizontal que pueden proporcionar también sustentación. Una vez elegido dicho código se procede a estudiar las patentes correspondientes, a las que se tiene acceso a través de la página web www.worldwide.espacenet.com.

B64C 27/28	Aeroplanes: helicopters; with forward-propulsion propellers pivotable to act as lifting rotors.
B64C 27/57	Aeroplanes: helicopters; automatic or condition responsive, e.g. responsive to rotor speed, torque or thrust
E01F 7/00	Helicopters landing stages; devices affording protection against snow, sand drifts, side-wind effects, snowslides, avalanches or falling rocks

Figura 3.1: códigos CPC. Elaboración propia

3.2 Análisis de las patentes

- 3.2.1 Estudio preliminar. Primeras conclusiones

El estudio del estado del arte se ha llevado a cabo mediante el análisis de las patentes publicadas con el código B64C 27/28. Dicho análisis se ha planteado con el fin de entender los principales problemas y dificultades que se han encontrado en este ámbito, y las soluciones y mejoras propuestas que han supuesto un mayor grado de innovación y evolución a lo largo de los años. Para ello, deben leerse, clasificarse y resumirse las patentes existentes relativas a los sistemas de propulsión de aeronaves. De esta forma se alcanzará un importante nivel de conocimiento sobre los aspectos clave de las aeronaves de despegue y aterrizaje vertical, y se podrán encontrar problemas aún persistentes en la actualidad ante los que se pueda plantear una solución innovadora.

Se han encontrado 369 patentes publicadas con el código B64C 27/28, como cabía esperar todas ellas habían sido publicadas durante el siglo XX. A partir de estas patentes se ha creado una base de datos formada por 130 de ellas que se han leído y estudiado con mayor grado de detalle. En dicha base de datos se incluye la información fundamental de cada una de las patentes: número de publicación, fecha de solicitud, país del solicitante, problemas y dificultades que abordan y soluciones y mejoras que proponen.

El número inicial de 369 patentes se vio reducido a 130 debido a varios factores; la duplicidad de publicaciones (algunas aparecían primero publicadas en un país y luego en una oficina internacional como la Europea o la Mundial); el grado de innovación de la patentes, pues algunas publicaciones eran modelos de utilidad que se limitaban a aspectos muy concretos; y la fecha de publicación, ya que las más antiguas proporcionan menos información sobre el estado de la técnica actual y se ha decidido centrar el estudio fundamentalmente en las patentes publicadas durante los últimos veinte años.

En la figura 3.2 se muestra un extracto de dicha base de datos, que queda recogida en su totalidad en el anexo.

Código	País	Fecha publicaci	Problema tratan	Solución propuesta
FR328197	Francia	01/03/1904	Mantener equilibrio con los propulsores	Los propulsores tienen una inclinación de cuarenta y La invención se basa en el sistema de cualquier peso
FR389974	Francia	23/09/1908	Tener movimiento vertical y horizontal	La fuerza impulsora hacia arriba se obtiene por medio El movimiento de traslación se obtiene por un desplaz que luego se dirige oblicuamente hacia arriba, y el pe
GB190910467	Gran Bretaña	18/11/1909	Mejora máquinas voladoras	Los pares de alas, cuya posición puede alterarse, es Tras obtener una velocidad suficiente las alas opuest
GB190900205	Gran Bretaña	22/07/1909	Podervariar las fuerzas horizontales y de lift a voluntad	Un montaje mejorado del bastidor de soporte de la hél un dispositivo de protección en combinación con el mi
US2015274288	Estados Unidos	01/10/2015	Control de la inclinación de las alas	Cuando el plano de la punta del rotor cambia respecto
EP3252560	Oficina Europea	06/12/2017	Pilotaje asistido para aviones con hélices propulsoras (avión híbrido)	Para controlar la aceleración longitudinal de la aerona Del mismo modo, para controlar la aceleración vertica
CA2982110	Canada	18/05/2018	Sistema de rotores rotables	Sistemas de rotor operables para uso en helicópteros Cada conjunto de propulsión puede incluir un motor y Al menos una porción de cada conjunto de propulsión y un plano generalmente vertical de rotación que prop
RU2649842	Rusia	04/04/2018	Sistema de control para la propulsión de un helicóptero híbrido	El helicóptero consta de un fuselaje y un rotor princip Los tornillos de empuje son accionados en rotación pi
BR112015013009	Brasil	11/07/2017	Mejora para aeronaves convertibles con rotores aerodinámicos basculantes	Estos aviones están provistos de dos rotores aerodin Tienen la ventaja de ofrecer una solución de propulsit La aeronave comprende un fuselaje, al menos un rot Las góndolas, montadas inclinadas alrededor de un e
US2018065743	Estados Unidos	08/03/2018	Aeronave con propulsores basculantes y accionados por energía eléctrica	El avión incluye una serie de propulsores delanteros y verticales es diferente de la segunda relación de pote
AU2016210641	Australia	18/08/2016	Avión de despegue y aterrizaje vertical	Proporciona una aeronave de despegue y aterrizaje v mecanismo de propulsión; una unidad de acoplamiento El mecanismo de propulsión tiene un ventilador para g coaxialmente con un eje giratorio del bastidor auxiliar.

Figura 3.2: Extracto de base de datos. Elaboración propia

Para crear esta base de datos se ha realizado un estudio de cada una de las patentes; actividad que además de proporcionar conocimiento sobre las cuestiones técnicas que trataban ha llevado a entender la estructura y redacción de las patentes, y los documentos que deben incluir. Aspecto este último fundamental para la redacción de la solicitud del modelo de utilidad (tienen la misma estructura que las patentes), con el que se pretende proteger el diseño que se propondrá en el proyecto.

De entre todas las patentes que se han leído, se ha decidido llevar a cabo un estudio más minucioso de aquellas que se han publicado en los últimos veinte años, pues proporcionan una imagen más adecuada de los problemas que se están afrontando en los últimos años, y permiten analizar y comprender las soluciones y mejoras que se han propuesto recientemente. De esta forma, a la hora de afrontar el diseño se tiene una mayor seguridad respecto a las soluciones que supondrían una auténtica innovación y las que ya se han planteado con anterioridad.

Además, como puede verse en la figura 3.3, a lo largo de las últimas dos décadas se concentra más del 60% del número total de patentes publicadas, fruto de la evidente evolución que ha habido en todos los aspectos tecnológicos. Por lo que la mayor parte de los avances que se han experimentado en este ámbito se recogen en estas últimas décadas.

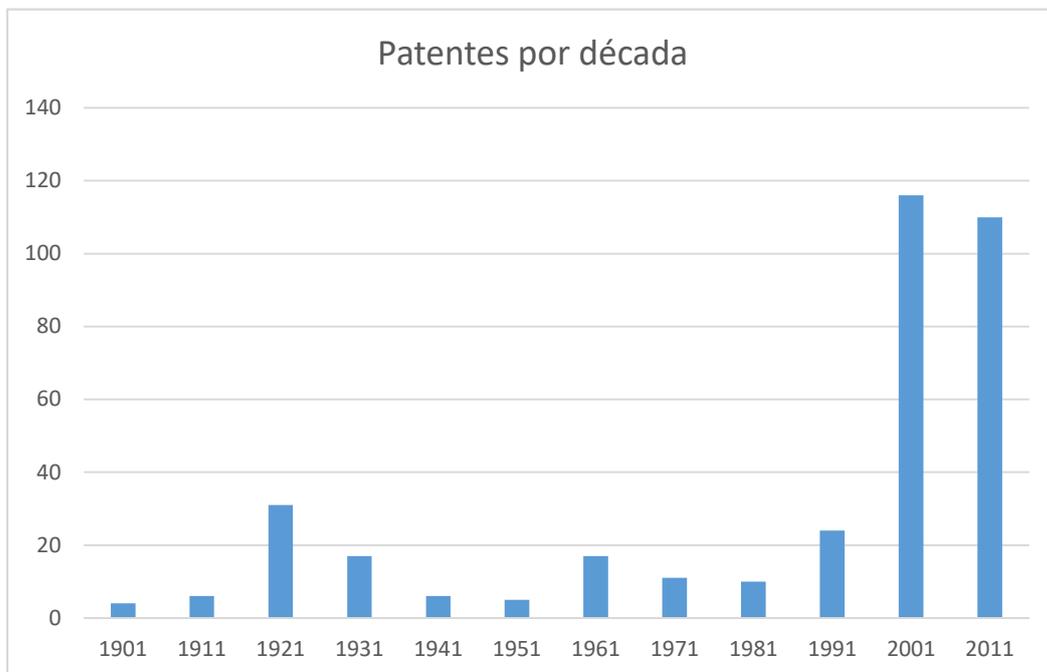


Figura 3.3: Número de patentes por década. Elaboración propia

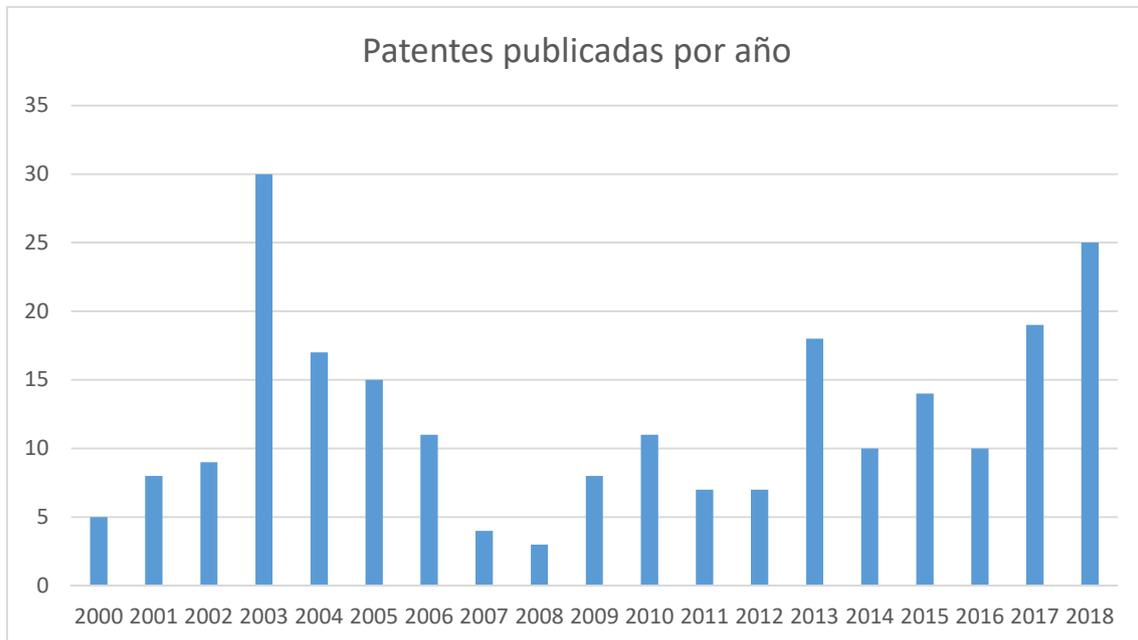


Figura 3.4: Número de patentes por año (2000-2018). Elaboración propia

En este gráfico puede verse como el número de patentes publicadas a lo largo de los veinte últimos años ha ido variando sin una tendencia clara, si bien, hay un buen número de años con más de diez publicaciones. Para hacerse una idea del incremento en el número de publicaciones basta con ver la figura 3.3, en la que se muestra que a lo largo del siglo XX la mayor parte de las décadas no llegan a concentrar ni siquiera veinte publicaciones.

Además de la clasificación según sus fechas de publicación, en la que se puede observar con absoluta claridad el gran incremento en la publicación de patentes en el s. XXI; se ha llevado a cabo otra clasificación en función del país en que se publicaban las patentes, como puede verse en la figura 3.5.

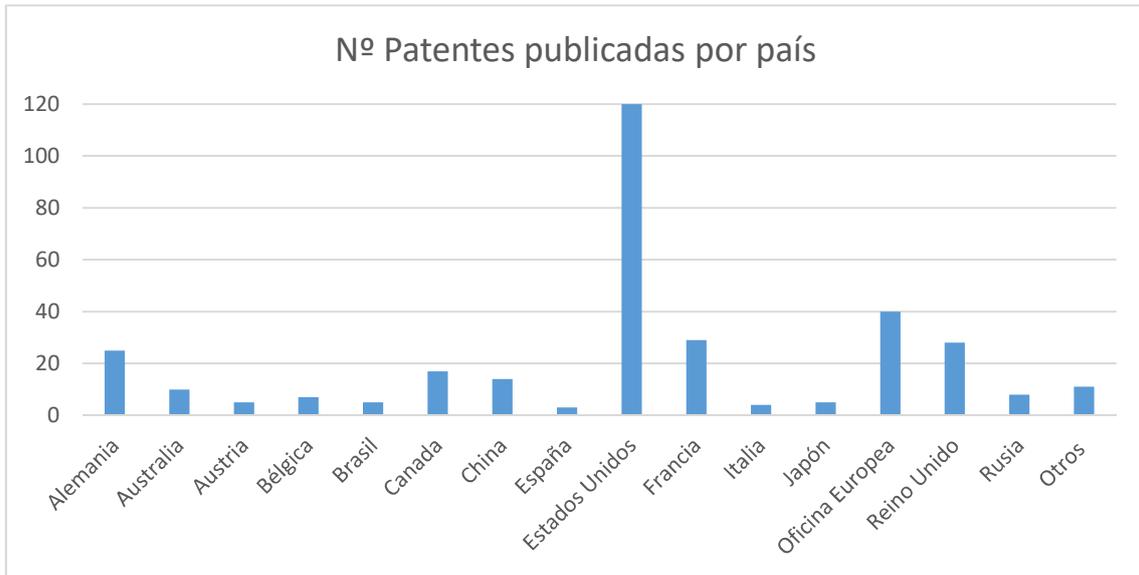


Figura 3.5: Número de patentes por país. Elaboración propia

Antes de realizar este estudio parecía evidente que la aeronáutica es una industria con un alto grado de complejidad y requisitos tecnológicos, por lo que era de esperar una cierta concentración de patentes en los países tecnológica y económicamente líderes. No obstante, es muy llamativo el enorme volumen de patentes publicadas en Estados Unidos, país que aglutina más del 36% de las patentes estudiadas. Del resto de los países cabe destacar que la Oficina Europea sea la segunda con un mayor número de patentes; o la escasez de patentes en Japón, país que en muchos ámbitos está a la vanguardia tecnológica.

3.3 Estudio y clasificación de los problemas

El diseño que se va a desarrollar en este proyecto se planteará como una mejora para un determinado tipo de problema de las aeronaves de despegue y aterrizaje vertical. Para poder cumplir este propósito es necesario llevar a cabo un análisis de los problemas persistentes en el estado del arte actual, de esta forma se podrá acotar el aspecto concreto en que se quiere centrar el diseño para plantear una innovación.

A partir de la base de datos mencionada en el anterior apartado, en la que entre otras cosas se ha recogido información de los problemas tratados en todas las patentes estudiadas; se ha llevado a cabo una clasificación de los principales problemas que se abordaban en el ámbito de los sistemas de propulsión que permitan desplazamiento en horizontal y vertical. En dicha clasificación, que puede verse en la figura 3.7, se distinguen cuatro grandes conjuntos: problemas de control, de peso, de eficiencia del sistema de propulsión, y de velocidad máxima.

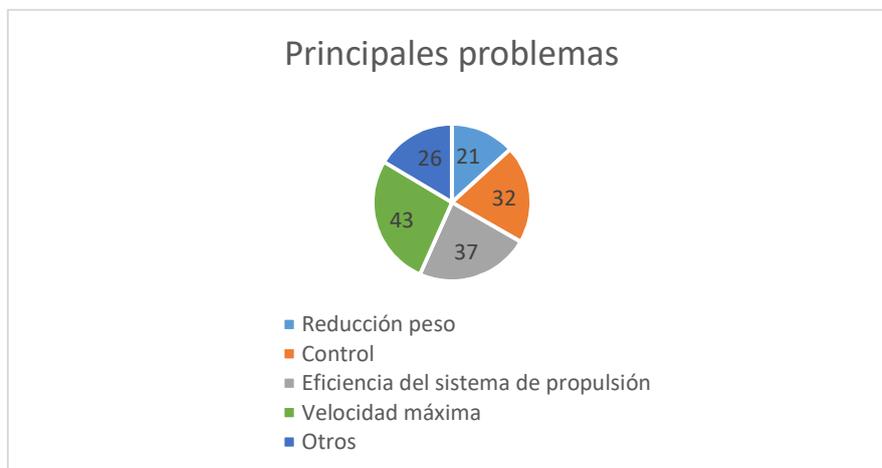


Figura 3.6: Clasificación de las patentes por problemas. Elaboración propia

Dentro de estos problemas principales se identifican aspectos concretos en que se subdividen para su mejor comprensión. Con ese objetivo se ha diseñado el árbol de problemas que puede verse en la figura 3.7.

De entre todos los problemas que se muestran en el árbol de problemas se decide centrar el estudio y la actividad inventiva en el ámbito de los problemas de control; por considerarlo un tema de gran importancia para el funcionamiento de los aerotaxis, ya que deben desplazarse por ciudades y ser maniobrables en espacios reducidos, y porque presenta una gran variedad de opciones para desarrollar mejoras y soluciones alternativas.

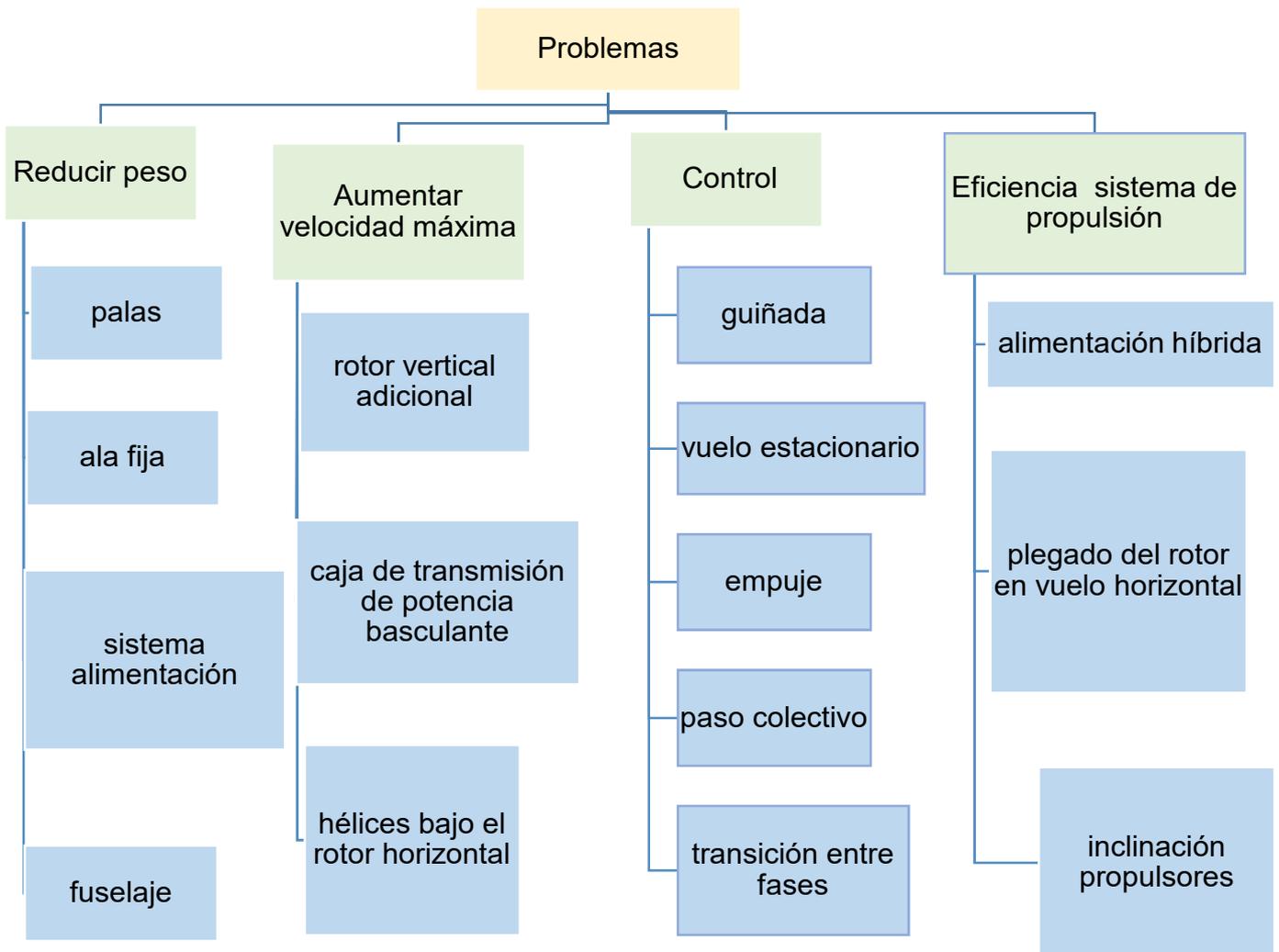


Figura 3.7: Árbol de problemas. Elaboración propia

El proyecto se va a desarrollar, por tanto, enfocado a la mejora de las cuestiones más importantes del control de la aeronave. Por ese motivo se presentan a continuación las definiciones y nociones básicas que proporcionen una comprensión suficiente de dichos problemas de control:

- Guiñada: movimiento que realiza la aeronave alrededor del eje vertical imaginario que pasa por el centro de gravedad del avión. La pérdida de control de guiñada, que resulta en un desvío del rumbo, suele producirse por ráfagas de viento lateral.
- Vuelo estacionario: permite mantener la aeronave en vuelo sobre un punto fijo, sin avanzar en ninguna dirección. Supone la parte más compleja del control de una aeronave, pero al mismo tiempo proporciona mucha más maniobrabilidad y posibilidades. Requiere de un gran gasto de energía de los motores, ya que las alas no pueden proporcionar sustentación como pasa durante el vuelo en desplazamiento.
- Empuje: fuerza que genera la aeronave mediante el giro de las hélices, que expulsan la masa de aire hacia atrás. Es proporcional a la masa de aire multiplicada por la velocidad de su flujo. El empuje vectorial es clave para conseguir el despegue y aterrizaje vertical pues permite que la fuerza de empuje se dirija en sentido vertical.
- Paso colectivo: permite regular el ángulo de ataque de cada cuchilla de las hélices subiendo o bajando el plato cíclico. De esta forma la altura de la aeronave se controla modificando el paso.
- Transición entre fases: fase en la que se pasa del vuelo vertical al horizontal. Se define por el cambio en el funcionamiento de los rotores y la forma de proporcionar sustentación, que en el vuelo horizontal dependerá también de las alas. Resulta determinante para la capacidad de maniobra en espacios reducidos y velocidades bajas.

3.4 Problemas de control

Una vez escogido el ámbito de los problemas de control para centrar el diseño se realiza, a través de sus patentes, un estudio más minucioso de los inventos que abordan esta clase de problemas. Se identifican los aspectos fundamentales que definen los problemas de control en este tipo de aeronaves, y se investigan las soluciones que se han propuesto para solventarlos. Con esa finalidad se crea una nueva base de datos para estas patentes que recoge información más detallada y específica respecto a los distintos problemas de control y las mejoras y soluciones propuestas. En la figura 3.8 se muestra un extracto de dicha base de datos, que queda recogida en su totalidad en el anexo.

Capítulo 3: Estado de la Técnica

	A	B	C		
1	Problema	Patentes	Soluciones propuestas		
2	Control del empuje con configuración simple	EP2826710	El mecanismo de propulsión dispone de un bastidor auxiliar configurado para que pueda girar hacia atrás y hacia adelante respecto al bastidor principal del motor para poder cambiar la orientación del mecanismo de propulsión sin mover el motor, que es un componente pesado. Así se puede reducir la fuerza de operación y suprimir la variación del centro de gravedad durante el control de empuje, dando como resultado una dirección estable. Estos ajustes aumentan la maniobrabilidad.		
3			Control mediante el giro de las alas	US2015274288	Cada ala lleva fijado un rotor, teniendo el rotor un plano de trayectoria de la punta del rotor definido por la rotación del rotor. Al cambiar el plano de la trayectoria el ala se tuerce en la dirección de la inclinación del rotor para reducir el ángulo de ataque del ala con respecto a la estela del rotor. Se puede controlar el giro con respecto a la estela del rotor.
4			Control de vuelo estacionario	DE102016002231	El avión propuesto tiene una estructura con rotores giratorios / basculantes operados activamente y un rotor principal accionado pasivamente. Esta configuración de rotores genera la propulsión durante la fase de vuelo, mientras el rotor principal accionado pasivamente proporciona el lift.
5	Mejoras del control de paso y la estabilidad	US2016311528	Sistema de triple rotor, número mínimo de rotores requerido para lograr la maniobrabilidad mediante el paso variable. Las 3 cabezas de rotor pequeñas, en lugar de una sola cabeza de rotor grande, crea la misma elevación pero reduce tamaño y masa, mejorando así estabilidad y eficiencia. La orientación triangular equilateral de los rotores mantiene fijas las palas proporcionando así máxima estabilidad. El giro de las palas del rotor más pequeñas en comparación con un solo rotor con la misma área de superficie permite una mayor elevación relativa por unidad de área de superficie de la pala del rotor y una mayor estabilidad sin aumentar el par, lo que minimiza los requisitos de potencia.		
6			Control de vuelo estacionario	FR3024431	El diseño comprende un fuselaje, al menos un rotor fijo horizontal ("ventilador horizontal"), ubicado en el extremo trasero del fuselaje, un sistema estabilizador y dos cápsulas dispuestas en sus extremos. Estas góndolas, inclinadas alrededor de un eje transversal al fuselaje, comprenden cada una un rotor conducido por un eje. Las ventajas de tal configuración son múltiples: permite tener tres puntos de soporte durante la elevación estacionaria gracias a las dos vainas y al ventilador horizontal. Además el ventilador horizontal permite variar en un amplio rango el centro de gravedad de la aeronave, lo que facilita mucho la distribución longitudinal de las masas.
7			Cambio de modo de vuelo	US2016272312	El diseño consta de 4 brazos pivotantes y conjuntos de rotor. Los brazos pivotantes van acoplados al fuselaje, y en el extremo opuesto se alojan los correos de cable. El avión dispone de una unidad de procesador, acoplada a la fuente de alimentación, que regula el voltaje proporcionado a cada conjunto de rotor de forma independiente. El diseño incluye alas fijas que se extienden desde la línea central longitudinal del fuselaje y proporcionan una mayor sustentación durante el vuelo de crucero.
8	Control del sistema de propulsión	EP2105378	El helicóptero híbrido está provisto de un ala que consta de dos medias alas de flecha nula dispuestas a ambos lados del fuselaje; ambas alojan sendas hélices. El empenaje horizontal y los estabilizadores verticales forman una U invertida hacia el fuselaje; y el helicóptero está equipado con una cadena cinemática interconectada que transmite el movimiento de los rotores a los estabilizadores. Gracias a esta configuración las velocidades de rotación de salida de los motores de turbina, las hélices, el rotor y el sistema de interconexión mecánica son independientes. En consecuencia, el rotor permanece siempre girando y proporciona la elevación tanto en vuelo horizontal como vertical o estacionario.		
9			Control del sistema de propulsión	EP2105378	El helicóptero híbrido está provisto de un ala que consta de dos medias alas de flecha nula dispuestas a ambos lados del fuselaje; ambas alojan sendas hélices. El empenaje horizontal y los estabilizadores verticales forman una U invertida hacia el fuselaje; y el helicóptero está equipado con una cadena cinemática interconectada que transmite el movimiento de los rotores a los estabilizadores. Gracias a esta configuración las velocidades de rotación de salida de los motores de turbina, las hélices, el rotor y el sistema de interconexión mecánica son independientes. En consecuencia, el rotor permanece siempre girando y proporciona la elevación tanto en vuelo horizontal como vertical o estacionario.

Figura 3.8: Extracto de base de datos de problemas de control. Elaboración propia

Tras realizar el estudio de las patentes relacionadas con problemas de control, se decide que de entre todos ellos se quiere plantear un diseño que suponga una especial mejora para la maniobrabilidad de la aeronave en vuelo vertical y estacionario, y para el vuelo de transición entre fases.

• 3.4.1 Mejoras en control. Estudio en profundidad

De entre los diseños cuyas propuestas se centren en conseguir mejoras en los aspectos de control, se lleva a cabo una investigación en mayor profundidad de aquellas que plantean innovaciones y avances más interesantes.

○ US2016311528:¹

Esta invención se caracteriza, fundamentalmente, por el sistema de tres rotores independientes y de paso variable, y por la estructura de triángulo equilátero de la aeronave, de tal manera que en cada vértice se aloja uno de esos rotores. Los dos rotores de popa son tiltrotores, pueden pivotar entre posición vertical y horizontal.

La autorotación de los tres rotores permite que las hojas funcionen gracias a la presión del aire y la fuerza de gravedad; de tal manera que, ante un fallo en los motores, la aeronave sea capaz de realizar un aterrizaje controlado.

Incluye un rotor de cola que sirve como sistema de control de guiñada, dicho rotor de cola tiene un funcionamiento totalmente independiente de los rotores principales.

Carencias y desventajas:

Esta aeronave está diseñada para tener un gran control en el vuelo estacionario y vertical, pero la ausencia de alas conlleva un comportamiento mucho peor durante el vuelo horizontal y el vuelo de transición entre fases. El vuelo horizontal de esta aeronave es el de un helicóptero, que tiene un consumo mucho mayor porque los motores deben proporcionar toda la sustentación.

Para el vuelo de transición también se pierde maniobrabilidad debido a la ausencia de alas, que podrían proporcionar la capacidad para planear.

¹ Multirotor vehicle with yaw control and autorotation. Publicada por Reza Nemovi y Robert Barlett el 27 de octubre de 2016 en Estados Unidos.

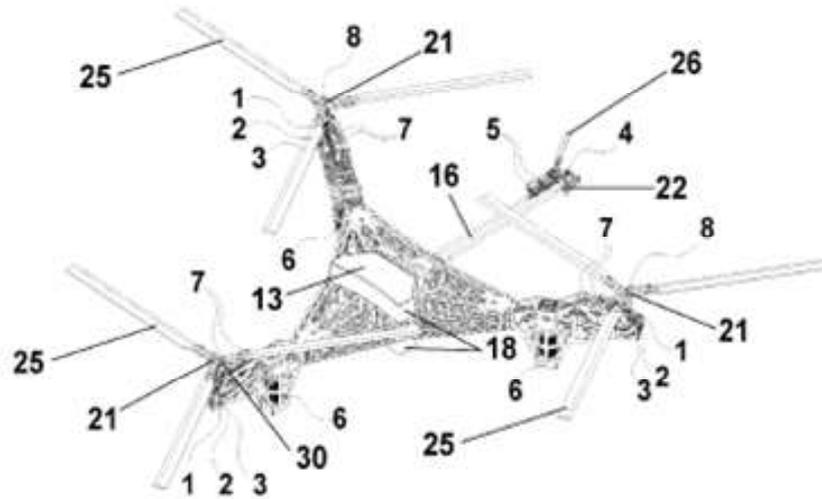


Figura 3.9: Patente US2016311528. Fuente: Reza Nemovi, 2016.

○ US2016244158²

El diseño está definido por la capacidad para inclinar las alas y la cola en pleno vuelo. La aeronave dispone de controles que permiten girar las alas y la cola una cierta cantidad de grados respecto al fuselaje, de manera que se adaptan a las condiciones de vuelo en muy poco tiempo, proporcionando a la aeronave la capacidad para planear. La inclinación de la cola se controla de forma independiente a la de las alas, de manera que se puede girar en sentidos opuestos o coincidentes.

A lo largo de cada ala se acoplan cuatro conjuntos motor-hélice que funcionan de manera independiente, el conjunto del extremo exterior de cada ala es de paso variable. El uso de dichos motores potencia el control de la aeronave durante el vuelo de transición entre fases e incrementan la eficiencia del vuelo horizontal. Además, suponen una clara mejora en la relación elevación-arrastre.

² Vertical take-off and landing vehicle with increased cruise efficiency. Publicada por William J. Fredericks el 25 de agosto de 2016 en Estados Unidos

En la cola se tienen otros dos conjuntos motor-hélice independientes, estos de paso variable. Dotan de mayor estabilidad a la aeronave al compensar el par producido por los motores del ala y permiten un mayor control del cabeceo.

El ala presenta una configuración de semi-tándem, es considerablemente más larga que la cola; de manera que parte de la carga de elevación de la aeronave recae sobre la cola, con lo que los rotores de cola transporten parte del peso de la aeronave durante el vuelo estacionario aligerando así a los motores de las alas.

Carencias y desventajas:

No proporciona un control suficiente durante las maniobras de vuelo vertical y su capacidad de maniobra en vuelo estacionario es igualmente limitada.

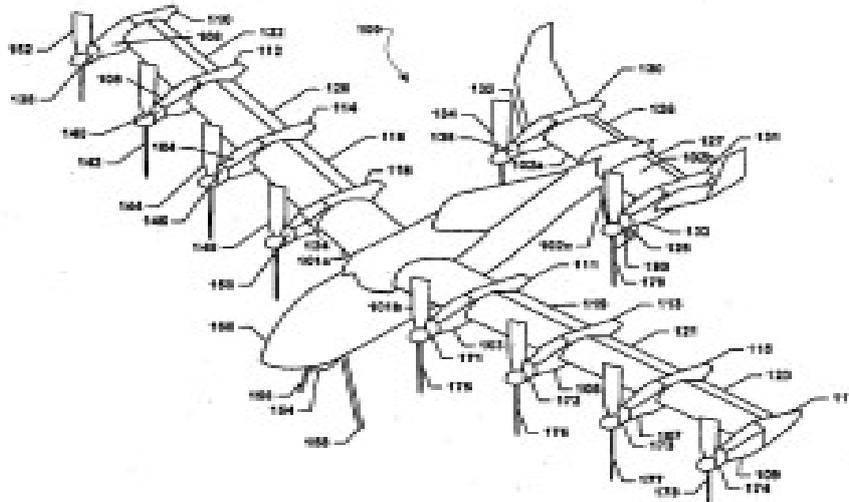


Figura 3.10: Patente US 2016244158. Fuente: William J. Fredericks, 2016

Ha habido otras patentes que también se han estudiado en profundidad y que, no obstante, se ha decidido no tomar elementos de las mismas para el diseño del rotor objeto del proyecto. Dichas patentes, de las que se adjuntan dibujos en el anexo, son las siguientes:

- EP2826710 (Tsunekawa Masayoshi, 2013)

El mecanismo de propulsión dispone de un bastidor auxiliar configurado para que pueda girar hacia atrás y hacia adelante respecto al bastidor principal del motor, para poder cambiar la orientación del mecanismo de propulsión sin mover el motor. Así se reduce la fuerza requerida para el control del empuje.

- US2016272312 (Brad Mallard, 2015)

El diseño consta de 4 brazos pivotantes y conjuntos de rotor. Los brazos pivotantes van acoplados al fuselaje, y en el extremo opuesto se alojan los correspondientes conjuntos de rotor. Cada uno puede pivotar independientemente entre una posición vertical (despegue y aterrizaje) y otra horizontal (vuelo crucero). El avión dispone de una unidad de procesador, acoplada a la fuente de alimentación, que regula el voltaje proporcionado a cada conjunto de rotor de forma independiente.

- FR3024431 (Etienne Vandamme, 2016)

El diseño comprende un fuselaje, un rotor fijo horizontal ("ventilador horizontal") ubicado en el extremo trasero del fuselaje, un sistema estabilizador con dos alas dispuestas a cada lado del fuselaje, y dos cápsulas dispuestas en sus extremos. Estas góndolas, inclinadas alrededor de un eje transversal al fuselaje, comprenden cada una un rotor conducido y una aleta dispuesta en la salida de cada rotor.

- EP2105378 (Jean-Jacques Ferrier, 2008)

Helicóptero híbrido provisto de un ala que consta de dos medias alas de flecha nula dispuestas a ambos lados del fuselaje; ambas alojan sendas hélices propulsoras. Además, está equipado con un boom de cola con estabilización en su extremo y un estabilizador horizontal con dos ascensores móviles con respecto al frente.

- US2006157616 (Tom Kusic, 2005)

El avión tiene un mecanismo de elevación principal en la parte delantera, y otro mecanismo de elevación secundario en la parte trasera. El mecanismo de elevación primario se une al fuselaje mediante una articulación que permite la inclinación, de modo que se puede inclinar hacia adelante, hacia atrás y hacia las direcciones laterales de manera controlada. El mecanismo de elevación secundario está unido al fuselaje por otra articulación que también permite su inclinación en las mismas direcciones.

Para identificar con claridad aquellos elementos de estas patentes que presentan ciertos inconvenientes; los componentes que conllevan un mayor avance en las mejoras buscadas y las posibilidades reales de combinar varios de estos aspectos, se ha creado una tabla que recoge las ventajas y desventajas de estas patentes. Se puede ver un extracto de dicho estudio en la figura 3.11, el estudio completo está recogido en el anexo.

Patente	Reivindicaciones	Mejoras, ventajas
US2016311528	Tiene 3 sistemas rotores	Al tener 3 rotores pequeños en li Tiene mayor seguridad, pues del
	Los 3 funcionan de manera independiente	Al tener 3 "controles" aumentan
	Forman un triángulo equilátero (120° entre ellos)	Esta estructura mantiene el cent
	Los rotores son de paso variable	Mejora el rendimiento y la veloci Tiene la desventaja de necesitar
	Sistema de cola de guiñada (yaw tail)	Mantiene la dirección estable ar
	Cada rotor incluye un sistema de servomotores	Proporciona un control de alta ca
	Cada rotor incluye un engranaje que conecta el motor de velocidad variable y al centro/núcleo (hub) de autorrotación	La autorrotación de los rotores in
US2016244158	Sistema de rotor de desvío (swashless) ubicado entre 2 de los 3 rotores	El rotor de desvío (swashless) re Asimismo, se consigue baja late
	Los 2 rotores de popa son tiltrotores (pueden pivotar entre posición vertical y horizontal)	Así se aumenta el empuje en vue
	Ala capaz de inclinarse	El avión es capaz de planear, lo i
	8 conjuntos motor eléctrico-hélice acoplados a lo largo del ala	Permite trabajar a más rpm que c Aumenta la eficiencia y por tantc
	Todos	
	Los 2 conjuntos ubiacados en los extremos son de paso variable	Mejora el rendimiento y la veloci Tiene la desventaja de necesitar
	Cola capaz de inclinarse	El control independiente de cada
EP2826710	2 conjuntos motor eléctrico-hélice acoplados a la cola	Las alas inclinables ayudan al ca
	Ambos son de paso variable	La configuración de semi-tándem
	Los conjuntos de la cola y los 6 conjuntos de paso fijo de las alas están configurados para plegarse hacia dentro durante el vuelo horizontal	
	La cola y el ala tienen una configuración de semi-tándem	
EP2826710	Bastidor principal que contiene la fuente de energía, el tren de aterrizaje, asiento...	Al mover sólo el bastidor auxilia
	Mecanismo de propulsión que genera elevación y empuje	Se requiere una configuración m
	Dicho mecanismo lo sostiene un bastidor auxiliar separado del resto de elementos	Al mantener fijo el centro de gra
	La conexión entre el bastidor principal y auxiliar permite el movimiento relativo entre ambos	Permite mayor maniobrabilidad
	Así se puede cambiar la orientación del propulsor	

Figura 3.11: Extracto del estudio de ventajas y desventajas de los problemas de control. Elaboración propia

3.5 Conclusión y resumen del capítulo

En este capítulo se ha llevado a cabo un análisis del Estado de la técnica, incluyendo las patentes publicadas acerca de aeronaves de despegue y aterrizaje vertical gracias al cual se ha adquirido un conocimiento completo de este tipo de aeronaves e identificado varios problemas persistentes en la actualidad.

A partir de ese análisis se han detectado los problemas y dificultades más importantes que se afrontan actualmente y se ha tomado la decisión de centrar el proyecto en el diseño de una aeronave que suponga una mejora para los problemas de control. Concretamente las cuestiones de maniobrabilidad en espacios reducidos, control en vuelo estacionario y en vuelo de transición.

Asimismo, con el estudio de las patentes se ha alcanzado un entendimiento de su estructura y su redacción que debe servir como base para la solicitud de patente y del modelo de utilidad, que se redactará como parte del proyecto con el objetivo de proteger el diseño del mismo.

En los siguientes capítulos de la memoria se mostrarán los pasos seguidos en el desarrollo del diseño final así como la redacción de la solicitud de patente.

CAPÍTULO 4: INVENTO PROPUESTO

En este capítulo se va a desarrollar el diseño al que se ha llegado a través del estudio recogido en los capítulos anteriores.

En primer lugar se realizó un estudio de la propiedad industrial con el que se obtuvo conocimiento del funcionamiento y las ventajas y carencias de las distintas figuras que existen para la protección de los inventos. A través de ese estudio se llegó a la conclusión de que la patente y el modelo de utilidad son, dependiendo del grado de innovación del producto desarrollado, la manera más adecuada para proteger dicho producto. Para proteger el invento objeto de este proyecto se ha pensado redactar una solicitud de modelo de utilidad, por lo que se realiza un estudio en profundidad de la estructura y el tipo de redacción que tienen las patentes y los modelos de utilidad, que es muy similar.

Tras haberse familiarizado con los conceptos y figuras de la propiedad industrial, se llevó a cabo una investigación acerca del estado de la técnica en el ámbito de las aeronaves de despegue y aterrizaje vertical. En base al estudio de la propiedad industrial, se decidió que dicha investigación se realizaría a través del análisis de las patentes publicadas. Su análisis consistió, en un primer momento, en la búsqueda de problemas y deficiencias que estuviesen sin resolver, y de entre todos ellos se escogió el conjunto de problemas de control como aspecto en el que se deseaba proporcionar una mejora a través del invento objeto de este proyecto.

Una vez elegido el conjunto de problemas para el que se quiere plantear una mejora, se acomete el estudio de las distintas soluciones y alternativas que se han propuesto para problemas similares. Este estudio forma parte también de la investigación acerca del estado de la técnica, y como tal, de acuerdo con lo aprendido sobre la propiedad industrial, se lleva a cabo mediante el análisis de patentes. En esta fase, en que ya se ha concretado mucho más el ámbito de estudio, se realizará un estudio en mayor profundidad para no sólo comprender qué innovaciones y mejoras plantean las patentes, sino que también se busca identificar en qué aspectos no se logra una gran mejoría o se siguen teniendo carencias.

Como resultado de este capítulo se obtiene un producto innovador que efectivamente plantea una mejora para el estado de la técnica. Dado que se consigue desarrollar dicho producto, el siguiente paso del proyecto consistirá en redactar una solicitud de modelo de utilidad ante la Oficina Española de Patentes y Marcas (OEPM), para obtener la protección que esta figura de la propiedad industrial concede al invento.

• **4.1 Proceso de innovación**

4.1.1 Pasos a seguir

A través del estudio del capítulo 3, que se ha resumido en los párrafos anteriores, se ha llegado a acotar el conjunto de problemas que se quería abordar: control en vuelo estacionario y de transición entre fases, y maniobrabilidad; y a comprender las distintas soluciones que se han propuesto ante dichos problemas, es decir, el estado de la técnica actual. Se ha identificado no sólo qué mejoras suponían dichas soluciones, sino también qué carencias continuaban presentando los inventos resultantes.

A partir del estudio de las mejoras y carencias presentes en los productos ya existentes se ha tratado de obtener un invento innovador a través de tres procesos fundamentales:

- Identificar muy claramente la relación entre las mejoras y carencias que presentan los productos estudiados y los componentes en concreto que son responsables de ellas.
- Estudiar de qué manera pueden combinarse y acoplarse aquellos elementos que resultan más adecuados para que el invento objeto de este proyecto presente los avances que se quieren alcanzar.
- Buscar sistemas alternativos a los ya expuestos o elementos que, con determinadas modificaciones y ajustes, puedan combinarse con los ya elegidos y proporcionar mejoras.

Para completar el primer proceso se lleva a cabo un estudio pormenorizado de aquellas patentes que suponen una mayor evolución en la resolución de los problemas de control. Dicho estudio se realiza mediante una matriz en la que se especifican las consecuencias positivas y negativas del uso de cada componente, así como de haber renunciado a emplear otro elemento en su lugar.

El segundo proceso implica estudiar no sólo como afecta cada elemento al producto en sí, sino la relación que se da entre dichos elementos. Se busca comprender la influencia que tienen unos sobre otros, tanto positiva como negativa, para identificar cuáles de estos elementos presentan más dificultades a la hora de combinarlos y cuáles encajan de forma más adecuada. Este estudio se ha realizado a través de la misma matriz, que el proceso anterior.

En la figura 4.1 se muestra un extracto de la tabla con la que se han llevado a cabo estos procesos, esa tabla queda recogida en su totalidad en el anexo.

Capítulo 4: Invento propuesto

Patente	Reivindicaciones	Mejoras, carencias
US20162311528	Tiene 3 sistemas rotores	Al tener 3 rotores pequeños en lugar Tiene mayor seguridad, pues debería: Sin alas, el vuelo horizontal es mucho Sin alas, se pierde capacidad de maniobra
	Los 3 funcionan de manera independiente	Al tener 3 "controles" aumentan la capacidad
	Forman un triángulo equilátero (120° entre ellos)	Esta estructura mantiene el centro de gravedad
	Los rotores son de paso variable	Mejora el rendimiento y la velocidad Tiene la desventaja de necesitar más potencia
	Sistema de cola de guiñada (yaw tail)	Mantiene la dirección estable ante cambios de viento
	Cada rotor incluye un sistema de servomotores	Proporciona un control de alta calidad
	Cada rotor incluye un engranaje que conecta el motor de velocidad variable y al centro/núcleo (hub) de autorrotación	La autorrotación de los rotores incrementa la velocidad
	Sistema de rotor de desvío (swashless) ubicado entre 2 de los 3 rotores	El rotor de desvío (swashless) reduce el consumo de potencia Asimismo, se consigue baja latencia
Los 2 rotores de popa son tiltrotores (pueden pivotar entre posición vertical y horizontal)	Así se aumenta el empuje en vuelo horizontal	
US2016244158	Ala capaz de inclinarse	El avión es capaz de planear, lo que reduce el consumo de potencia Hace que el cambio entre modos de vuelo sea más rápido
	8 conjuntos motor eléctrico-hélice acoplados a lo largo del ala	Permite trabajar a más rpm que con un motor central Aumenta la eficiencia y por tanto la velocidad Sin motores sobre el fuselaje se pierden puntos de sustentación
	Funcionan de forma independiente	Mejora mucho la relación elevación/velocidad
	Los 2 conjuntos ubicados en los extremos son de paso variable	Mejora el rendimiento y la velocidad Tiene la desventaja de necesitar más potencia
	Cola capaz de inclinarse	Hace que el cambio entre modos de vuelo sea más rápido
	2 conjuntos motor eléctrico-hélice acoplados a la cola	Mejora la estabilidad contrarrestando el efecto de inclinación del ala Aumenta el peso y por tanto el consumo de potencia
	Ambos son de paso variable	Mejora el rendimiento y la velocidad Tiene la desventaja de necesitar más potencia
	Los rotores de la cola y los 6 rotores de paso fijo de las alas pueden plegarse	Incrementa la eficiencia del vuelo al reducir el consumo de potencia Permite que el ala sea más grande que el fuselaje
La cola y el ala tienen una configuración de semi-tándem	Aumenta la estabilidad y mejora el control La cola tiene mayor control sobre el avión	
EP2826710	Bastidor principal que contiene la fuente de energía, el tren de aterrizaje, asiento...	No aporta ninguna ventaja ni diferencia
	Mecanismo de propulsión formado por dos hélices horizontales, una a cada lado del fuselaje	Capaz de funcionar a más rpm que 1 motor central Dificultades para maniobrar o tener control
	Está ubicado en un bastidor auxiliar, separado del resto de elementos	Al tener que rotar sólo el bastidor auxiliar se reduce el consumo de potencia Sistema más complejo que los rotores
	La conexión entre el bastidor principal y auxiliar permite el movimiento relativo entre ambos	Se requiere una configuración menos compleja Simplifica el pilotaje del avión

Figura 4.1: extracto de tabla de estudio de mejoras y carencias. Elaboración propia

El último proceso consiste en detectar elementos que, tal y como están planteados en sus productos pueden no ser de utilidad para el diseño que se busca, pero de los que se pueden sacar ideas o aspectos concretos que sí resulten de interés. De tal manera que con los ajustes necesarios se puedan incorporar al producto objeto de este proyecto.

En el caso de este proyecto en concreto se ha identificado efectivamente un elemento que, con ciertas modificaciones, supone una clara mejora para el producto. En la patente US2016244158 se presenta una aeronave en cuya ala se alojan rotores que, durante el vuelo, pueden doblarse para alojarse en el interior del ala. De esta manera, cuando no se utilizan se ocultan para que no opongan resistencia al avance de la aeronave. Si bien no se incorporarán estos motores en particular, sí se ha decidido utilizar este sistema para plegar rotores en vuelo cuando no se necesiten. En la figura 4.2 se muestra una imagen de dicho diseño.

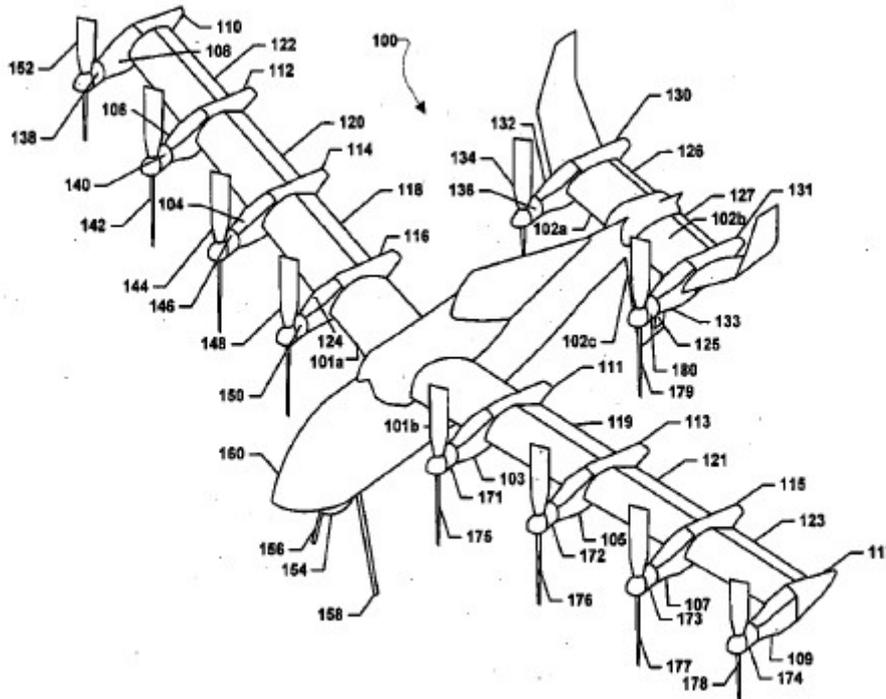


Figura 4.2: Patente US 2016244158. Fuente: William J. Fredericks, 2016

4.1.2 Objetivos y aspectos fundamentales

Tras completar el análisis de los diferentes elementos que componen los productos estudiados, centrándose en identificar las mejoras y carencias que dichos elementos proporcionan, y de qué manera se relacionan entre sí, hay que fijar los objetivos principales que debe cumplir el producto objeto de este proyecto. De esta manera se planteará el diseño que más se ajuste a dichos objetivos.

El objetivo primero del proyecto es desarrollar un producto que suponga una evolución en el control del vuelo estacionario y de transición entre fases; así como una mejora en la maniobrabilidad de la aeronave para operar en espacios reducidos y con obstáculos. Además, dado que se busca desarrollar no sólo una aeronave sin funciones determinadas, sino un aerotaxi urbano, el producto final debe ser capaz de satisfacer todos los requisitos de un aerotaxi urbano. Por lo tanto, se diseñará una aeronave que también presente un vuelo horizontal eficiente para largas distancias, y un alto nivel de seguridad ante posibles fallos y errores.

A continuación se explica la elección de los elementos que se emplearán en el diseño de la aeronave, atendiendo de forma individualizada a cada objetivo que se debe cumplir:

- Vuelo estacionario: la capacidad de la aeronave para mantenerse en el aire sin necesidad de desplazamiento resulta fundamental para dotar a la aeronave de capacidad de maniobra. Para cumplir con esta condición, en base a lo estudiado en el estado de la técnica, se ha llegado a la conclusión de que es imprescindible disponer de motores de orientación vertical, que serán los rotores principales del invento final.

- Vuelo de transición: se trata de la fase en la que la aeronave cambia de tipo de movimiento, entre horizontal y vertical. De acuerdo con lo estudiado en el estado de la técnica este movimiento conlleva habitualmente un consumo alto y presenta dificultades para su control. Con la idea de reducir dicho consumo y facilitar el control de este movimiento se ha optado por incorporar alas y cola que tendrán la capacidad de inclinarse en vuelo, lo que permite a la aeronave planear adaptándose a las condiciones de manera muy rápida. Así, este modo de vuelo requiere menos energía y se obtiene un control más preciso y sobretodo menos brusco.

- Maniobrabilidad: capacidad de la aeronave para realizar una serie de movimientos con estabilidad y seguridad; y para responder de forma rápida y precisa a las órdenes del piloto. Para aumentar los posibles movimientos de la aeronave se ha concluido que un gran avance es disponer de distintos rotores con controles independientes, de esta forma se multiplican las posibilidades de control. Que dichos rotores sean de paso variable aumenta la capacidad para adaptarse en vuelo a las condiciones de cada momento, y para dar respuestas más eficientes y fiables. Además, como ayuda extra, se ha decidido incorporar un rotor de cola que sirva para dotar de mayor estabilidad a la aeronave durante las maniobras al compensar los pares a los que se vea sometida.
- Vuelo horizontal eficiente: guarda relación directa con el nivel de consumo necesario para la sustentación. El uso de alas hace que, estando la aeronave en traslación, los rotores no sean los responsables de proporcionar sustentación, pues las alas se encargan de ello. Por lo tanto, la decisión de incorporar alas, que respondía a las mejoras en el vuelo de transición, es también fundamental para cumplir este objetivo. El otro aspecto que es importante para que la aeronave pueda desarrollar un vuelo horizontal eficiente es que los rotores puedan operar en posición horizontal, de manera que toda su acción impulse a la aeronave en ese sentido. Por esa razón se opta porque los tres rotores que se alojan en la superficie superior del fuselaje puedan pivotar. Por último, para reducir el consumo del vuelo horizontal, se decide que los rotores de cola, empleados durante el vuelo vertical y de transición, se puedan plegar cuando no se utilicen, de manera que se reducirá la resistencia que opongan al avance.
- Seguridad: es la capacidad para poder mantener el control de la aeronave pese a los errores o fallos que puedan darse. Se ha tomado la decisión de implantar dos medidas fundamentales de seguridad.

Por un lado, disponer de sistemas redundantes, lo que se tiene con el sistema de tres rotores ubicado sobre el fuselaje: al tener varios rotores, ante el fallo de alguno de ellos, el resto bastarán para dominar la aeronave el tiempo necesario para aterrizar.

El otro sistema con el que se busca incrementar la seguridad es la autorotación, que se empleará en los tres rotores principales y permite que funcionen gracias a la presión del aire y la fuerza de gravedad; de manera que, si fallan los motores, los rotores sigan funcionando y así la aeronave sea capaz de realizar un aterrizaje controlado.

Así, habiendo determinado con claridad los requisitos y objetivos principales que el producto final debe cumplir; y tras analizar las posibles soluciones para identificar aquellos elementos que sea más conveniente incorporar a la aeronave; se ha obtenido una idea clara del diseño que se debe desarrollar.

• **4.2 Producto final**

Una vez decidido el tipo de elementos que se quiere compongan el producto final, el siguiente paso es conformar el invento objeto de este proyecto mediante el acoplamiento y la conjunción de dichos elementos. Se debe realizar un diseño que combine todos estos elementos como una unidad con sentido propio, no una mera suma de partes. Para ello se debe tener en consideración la manera en que afectan unos elementos a otros y las relaciones que se dan entre ellos, de modo que se planteen los ajustes necesarios para que se adapten de la mejor manera posible. En base a este criterio se explicará qué modificaciones o cambios se realizarán sobre cada elemento.

En la figura 4.3 se presenta el extracto de una tabla que muestra los inventos anteriores que se han tomado como referencia para emplear estos elementos, u otros similares, y de los que se ha tomado la idea para incorporarlos al producto final. En los anexos se recoge la tabla en su totalidad.

Patente	Reivindicaciones	Mejoras, ventajas
US2016311528	Tiene 3 sistemas rotores	Al tener 3 rotores pequeños en lugar de 1 más grande se puede trabajar a n
	Los 3 funcionan de manera independiente	Al tener 3 "controles" aumentan la capacidad para maneja el avión
	Forman un triángulo equilátero (120º entre ellos)	Esta estructura mantiene el centro de gravedad fijo, lo que aumenta la estat
	Los rotores son de paso variable	Mejora el rendimiento y la velocidad de respuesta <i>Tiene la desventaja de necesitar mayor mantenimiento y ser más caro que l</i>
	Los 2 rotores de popa son tiltrotores (pueden pivotar entre posición vertical y horizontal)	Así se aumenta el empuje en vuelo horizontal y la elevación en vuelo vertica
US2016244158	Ala capaz de inclinarse	El avión es capaz de planear, lo que mejora el control en vuelo estacionario
	Cola capaz de inclinarse	Hace que el cambio entre modos de vuelo (horizontal y vertical) sea más efi
	2 conjuntos motor eléctrico-hélice acoplados a la cola	Hace que el cambio entre modos de vuelo (horizontal y vertical) sea más efi Mejora la estabilidad contrarrestando el par producido por los rotores del ala <i>Aumenta el peso y por tanto el consumo</i>
	Los rotores de la cola pueden plegarse	Incrementa la eficiencia del vuelo al usarlos sólo cuando sea necesario (vue
	La cola y el ala tienen una configuración de semi-tándem	Permite que el ala sea más grande que la cola y así logra reducir la resisten Aumenta la estabilidad y mejora el coeficiente de elevación La cola tiene mayor control sobre el cabeceo y reduce el arrastre
US2016272312	Unidad de procesamiento (processor unit) acoplada a la fuente de energía	Da mayor calidad al control independiente de cada rotor
	Regula el voltaje proporcionado a cada rotor, de forma independiente	
	Rotores de cola que pueden plegarse en vuelo con actuador hidráulico	Cuando no se utilicen se evita que opongan resistencia y por tanto se reduce el <i>Se incorpora un peso extra que conlleva un mayor consumo</i>

Figura 4.3: Extracto de la tabla con los elementos incorporados de otros inventos. Elaboración propia.

- Rotores principales: se ha optado por utilizar el sistema de rotores de la patente US2016311528, que se muestra en la figura 4.4.

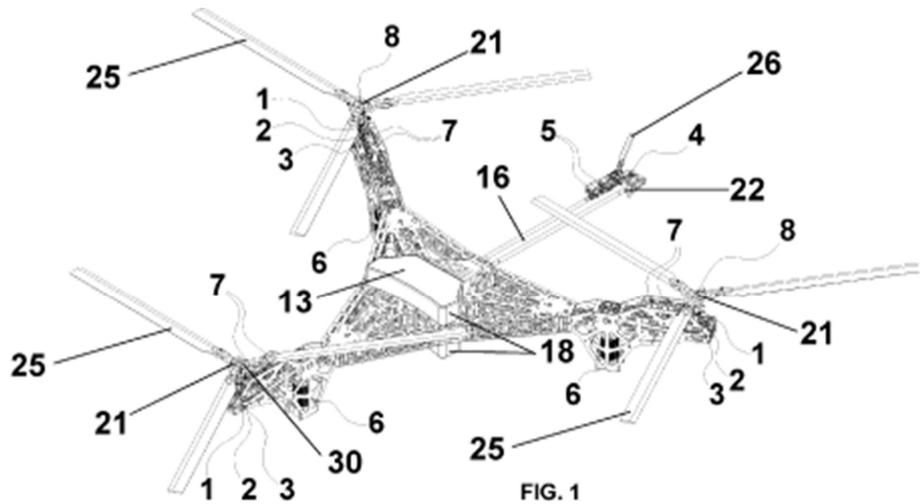


Figura 4.4: Sistema de tres rotores, patente US2016311528.
Fuente: Reza Nemovi, 2016

Se trata de un sistema compuesto por tres rotores verticales de paso variable, con control independiente, dispuestos formando un triángulo equilátero, lo que dota de mayor estabilidad al sistema al mantener fijo su centro de gravedad durante cualquier maniobra. Además, para el incremento de la seguridad, y tal y como se había decidido en el apartado 4.2, los rotores cuentan con un sistema de autorrotación para funcionar pese a un posible fallo en el motor.

A la hora de utilizar este sistema en la aeronave objeto de este proyecto, se han realizado dos ajustes importantes:

- A diferencia de la aeronave mostrada en la patente US2016311528, el diseño que se va a desarrollar tendrá alas y cola, y se desea que tenga una forma con una mayor eficiencia aerodinámica. Por ese motivo este sistema de rotores se alojará en la superficie superior del fuselaje.
- En nuestra aeronave eliminamos el rotor de guiñada ubicado a la cola del sistema (indicado con el número 22 en la figura 4.4), ya que la aeronave dispondrá de dos rotores de cola de mayor tamaño que asumirán las funciones de ese rotor de guiñada y proporcionarán otras ventajas adicionales.

A continuación se muestra, en la figura 4.5, el sistema de rotores que se ha diseñado de acuerdo con estas características.

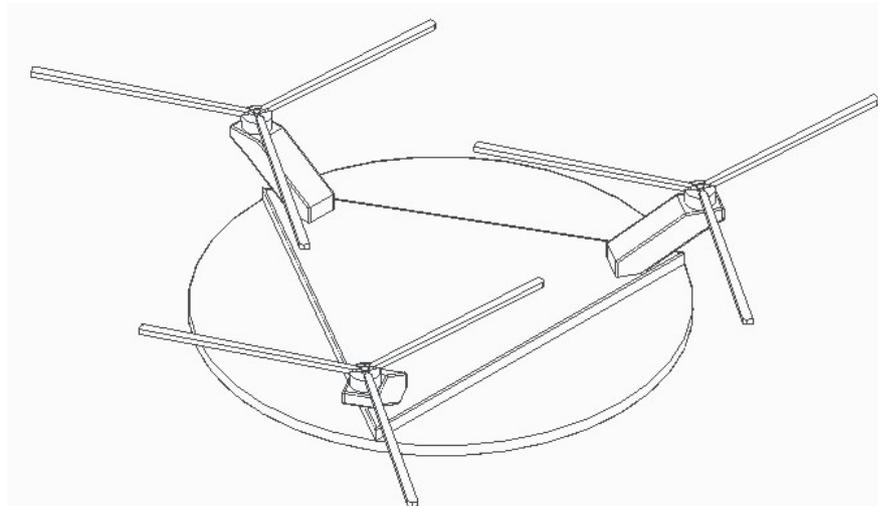


Figura 4.5: sistema de tres rotores, invento propuesto. Elaboración propia

- Alas inclinables: se ha tomado la idea del producto publicado en la patente US2016244158, que se muestra en la figura 4.6.

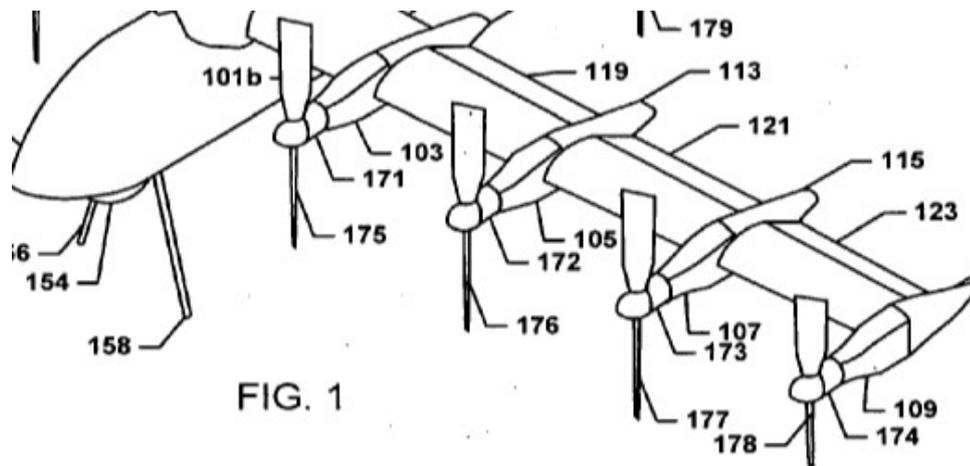


Figura 4.6: Alas inclinables, patente US2016244158. Fuente: William J. Fredericks, 2016

Se trata de alas que pueden inclinarse en vuelo respecto al fuselaje para adaptarse a las condiciones de cada momento, y de esta forma, la aeronave consiguen planear.

Con respecto a la aeronave a que se refiere la patente US2016244158, el diseño que se desarrolla en este proyecto presenta dos diferencias importantes.

- En primer lugar, en esta aeronave las alas no alojan ningún tipo de rotor, pues se dispone del sistema de rotores ubicado sobre el fuselaje.
- En segundo lugar, en este diseño las alas se insertan en el fuselaje mediante un eje circular, que es el que permite que las alas se inclinen. El eje puede girar un cierto rango de grados en el sentido que se desee de manera que se modifica el ángulo de ataque del ala.

A continuación se muestra, en la figura 4.7, el ala que se ha diseñado de acuerdo con estas características.

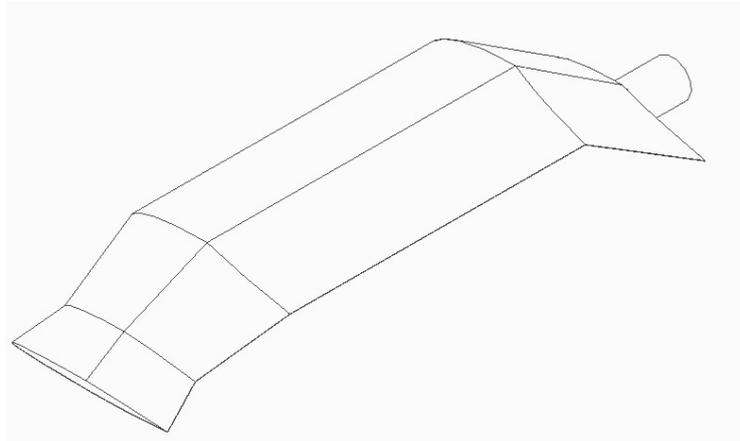


Figura 4.7: ala inclinable, invento propuesto. Elaboración propia

- Cola inclinable: al igual que con las alas, esta idea parte de la patente US2016244158, en la figura 4.8 se muestra dicho diseño.

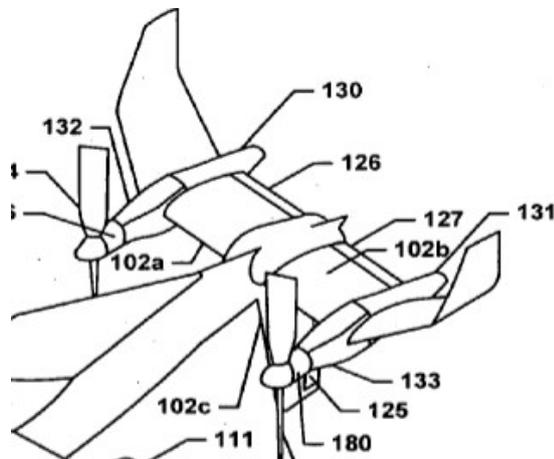


Figura 4.8: cola inclinable, patente US2016244158. Fuente: William J. Fredericks, 2016

La cola puede inclinarse con respecto al fuselaje en vuelo y de forma independiente respecto a las alas, por lo que podrá doblarse en sentido coincidente o contrario al de éstas. En esta cola se alojarán dos rotores iguales de paso fijo, que servirán a la aeronave para tener mayor estabilidad durante las maniobras de vuelo vertical y de transición

En el invento objeto de este proyecto, la cola se inserta en el fuselaje mediante dos ejes circulares similares al eje de las alas, que son los que permiten a la cola inclinarse. Estos dos ejes podrán girar una cierta cantidad de grados en el sentido que se desee. Tiene la posibilidad de que cada eje gire en un sentido distinto, de manera que la cola se doble por su eje de simetría, si bien para este movimiento el rango de giro de los ejes será mucho menor para que no pueda darse el caso de que la cola se parta.

A continuación se muestra, en las figuras 4.9 y 4.10, la cola que se han diseñado de acuerdo con estas características.

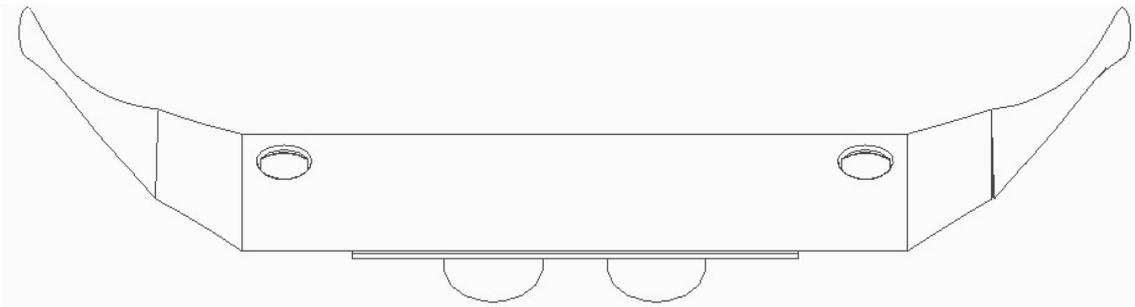


Figura 4.9: cola inclinable, invento propuesto. Elaboración propia

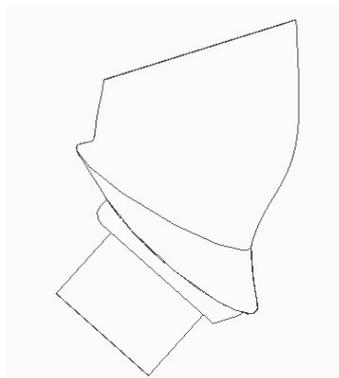


Figura 4.10: cola inclinable, vista lateral, invento propuesto. Elaboración propia

- Rotores de cola: la idea para incorporar este elemento al producto final proviene del invento descrito en la patente US2016244158. Por un lado se basa en los rotores de cola que en esa aeronave sirven para compensar el par producido por los motores de las alas y para dar mayor estabilidad a la aeronave; en la figura 4.11 se muestran dichos rotores de cola. Y por otro lado, se toma la idea utilizar rotores que puedan plegarse cuando no se utilizan, sistema que en esta patente se emplea con los rotores de las alas; en la figura 4.12 se pueden ver dichos rotores de las alas.

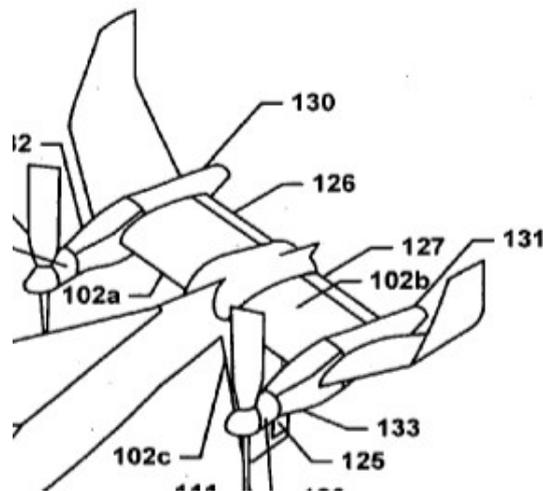


Figura 4.11: rotores de cola, patente US2016244158. Fuente: William J. Fredericks, 2016

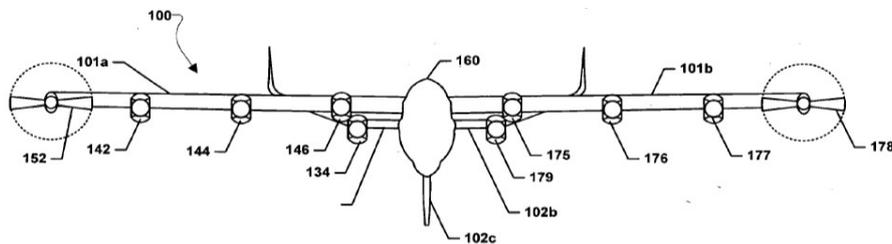


FIG. 4

Figura 4.12: rotores de ala plegables, patente US2016244158. Fuente: William J. Fredericks, 2016

De esta forma se conciben dos rotores de paso fijo que se alojan en la cola. Dichos rotores se emplearán fundamentalmente para incrementar la estabilidad de la aeronave durante las maniobras en vuelo vertical y de transición; durante el vuelo horizontal no se necesitarán por lo que se plegarán.

Los rotores quedan acoplados a la cola mediante una pestaña en la que se ubicará un actuador hidráulico que permita que el rotor se recoja cuando no se vaya a utilizar.

A continuación se muestra, en la figura 4.13, el diseño de rotor de cola que se ha realizado de acuerdo con estas características.

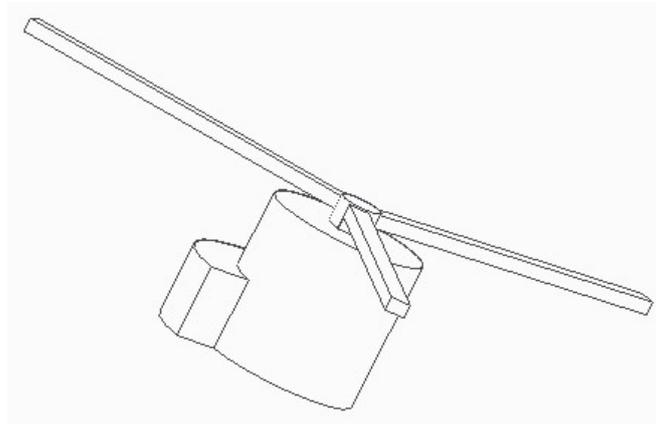


Figura 4.13: rotor de cola, invento propuesto. Elaboración propia

En las figuras 4.14 y 4.15 se muestra, desde distinta perspectiva, la aeronave completa, con todos sus componentes ya diseñados y acoplados como se ha explicado.

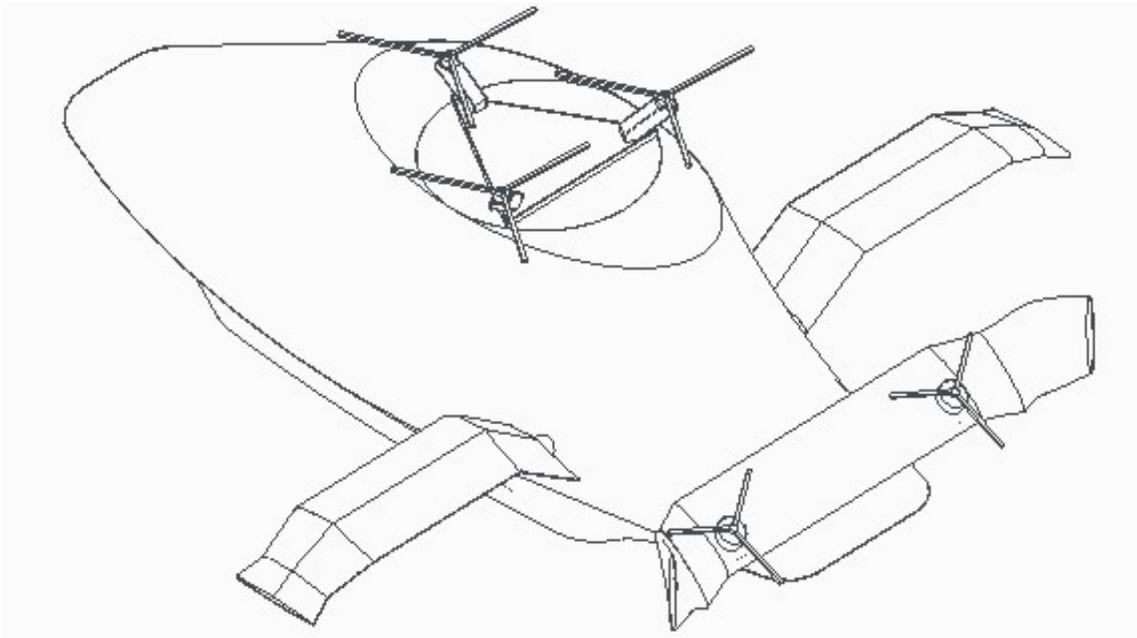


Figura 4.14: Aeronave objeto del proyecto. Elaboración propia

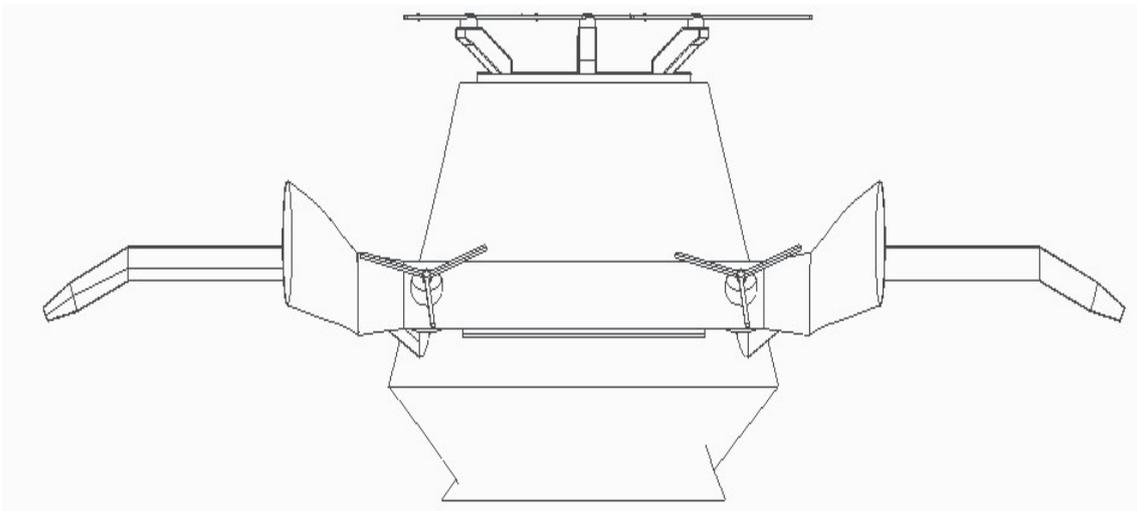


Figura 4.15: Aeronave objeto del proyecto, vista desde popa. Elaboración propia

• **4.3 Validación de la invención**

El siguiente paso consiste en verificar que la invención propuesta es válida. Para ello es necesario hacer referencia al apartado tres del capítulo dos: *Patentabilidad*, en el que se explicaban los artículos relativos a la patentabilidad, es decir, todas aquellas condiciones que debe cumplir una invención para que sea patentable.

Tal y como se expuso en dicho apartado, para que una invención se pueda patentar tiene que cumplir con tres requisitos fundamentales: debe suponer una novedad, su desarrollo debe implicar actividad inventiva, y tiene que ser susceptible de aplicación industrial.

- **Novedad:** para tener la seguridad de que el invento objeto de este proyecto constituye, efectivamente, una novedad, se llevó a cabo un estudio del estado de la técnica que ha quedado recogido en el capítulo 3: Estado de la técnica. Con ese estudio se identificaron los problemas y dificultades que quedaban por resolver, así como las soluciones que se habían propuesto ante dichos problemas; para así plantear soluciones y mejoras distintas, que tal y como se exige en las condiciones de patentabilidad, supusiesen una novedad. En base a este estudio se pueden señalar las siguientes características del producto desarrollado como novedades del mismo:
 - **Combinación,** en una misma aeronave, de un sistema de tres rotores de paso variable con control independientes y capacidad para pivotar entre posición horizontal y vertical; y de dos alas y una cola que puedan, de manera independiente cada una de ellas, inclinarse respecto al fuselaje para modificar el ángulo de ataque.
 - **Uso de rotores de cola** que, cuando no sean necesarios, podrán plegarse en el interior de la cola para no ofrecer resistencia al avance de la aeronave.
- **Actividad inventiva:** la invención desarrollada no puede resultar evidente para un experto en la materia que conozca el estado del arte actual y la existencia del problema que se quiere resolver. Para tener la certeza de que el invento objeto de este proyecto posee de actividad inventiva, se ha trabajado de acuerdo con el método “Problem and solution approach”, que se compone de tres etapas:
 - **“Determining the closest prior art”:** en este caso hay que referirse a dos aeronaves ya mencionadas con anterioridad en el capítulo que, por sus características, constituyen la base más evidente para el desarrollo de este invento.

Capítulo 4: Invento propuesto

Se trata de las aeronaves publicadas en las patentes US2016244158 y US2016311528. La primera de ellas presenta las alas y la cola inclinables respecto al fuselaje durante el vuelo; mientras que la segunda se basa en el uso del sistema de tres rotores con control independiente. En las figuras 4.16 y 4.17 se muestra un extracto de estas patentes:

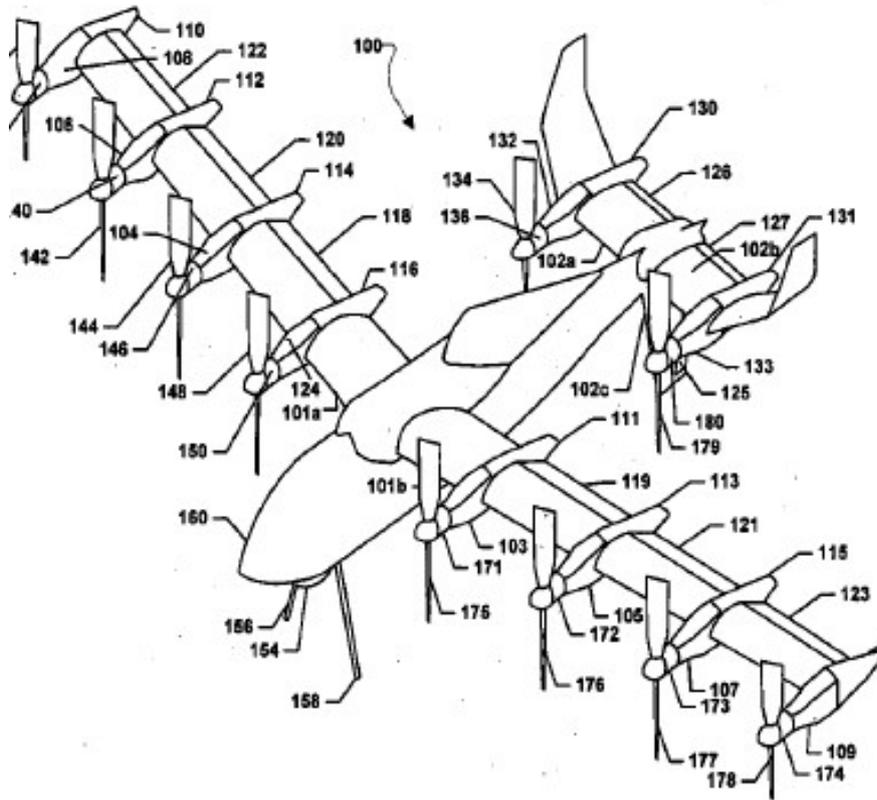


Figura 4.16: extracto de patente US2016244158, alas y cola inclinables.
Fuente: William J. Fredericks, 2016

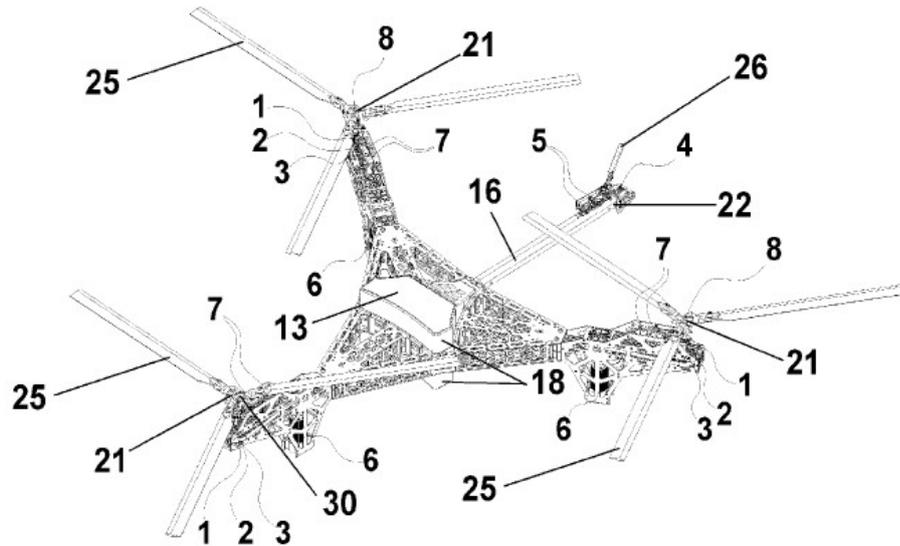


Figura 4.17: extracto de patente US2016311528, sistema de tres rotores.
Fuente: Reza Nemovi, 2016

- “Formulation of the objective technical problema”: se debe establecer con claridad las diferencias entre la técnica anterior más cercana y el invento propuesto en lo referente a sus características técnicas y reivindicaciones.

Con respecto a la aeronave presentada en la patente US2016244158, que se muestra en la figura 4.16, el diseño planteado en este proyecto presenta una clara mejoría en las posibilidades para maniobrar. La posibilidad de dar orientación vertical a los rotores permite a la aeronave mantener un vuelo estacionario; y también mejora la rapidez de respuesta ante las órdenes.

En comparación con la aeronave a que se refiere la patente US2016311528, que puede verse en la figura 4.17, el invento desarrollado supone una clara mejora en el vuelo de transición y la eficiencia del vuelo horizontal. El disponer de alas hace que, durante el vuelo horizontal los rotores no deban cargar con las fuerzas de sustentación, pues el ala cumple con esa función, de manera que los rotores se emplean fundamentalmente para el empuje. Durante el vuelo de transición, la capacidad de las alas y la cola para inclinarse permite que la aeronave se adapte mejor a las condiciones de cada momento pudiendo planear, lo que supone un nuevo sistema de control y una reducción de consumo.

- Could-would approach: debe demostrarse que el estado de la técnica anterior carece de aspectos o cualidades que, para un experto en la materia, pudiesen dar lugar al invento propuesto.

Puede comprobarse que en la aeronave presentada en la patente US2016244158, que se muestra en la figura 4.11, no sólo no hay rotores pivotantes con control independiente, sino que ni siquiera hay rotores verticales. No se puede establecer ninguna relación entre los rotores distribuidos en las alas de esta aeronave y el sistema de rotores de que dispone el invento propuesto.

En la aeronave publicada mediante la patente US2016311528, de la que se recoge un extracto en la figura 4.12, se ve como no hay alas ni cola de ninguna clase. El uso para el que está pensado esa patente no incluye recorrer largas distancias, de ahí que no se plantee la posibilidad del uso de alas para mejorar el vuelo horizontal ni el de transición. De hecho, esta aeronave presenta un fuselaje con una forma absolutamente diferente a la del invento propuesto, y que ni siquiera permitiría el acoplamiento de alas o cola.

- Aplicación industrial: El invento desarrollado debe tener algún tipo de uso industrial, ese decir que pueda utilizarse en una actividad de carácter físico-técnico. El diseño de este producto se ha planteado, desde un principio, para cumplir con un uso específico como es el servicio de aerotaxis que se quiere desarrollar. Este uso cumple con las condiciones requeridas para calificarlo de actividad industrial, por lo tanto, el invento objeto de este proyecto es claramente susceptible de aplicación industrial.

Una vez comprobado que el invento objeto de este proyecto cumple con los tres requisitos fundamentales de patentabilidad y no responde a ninguna de las restricciones de patentabilidad expuestas en el apartado 2.3.2: *Restricciones a la patentabilidad*, se puede concluir que el producto queda validado y sí es apto para ser patentado.

- **4.4 Conclusiones**

En este capítulo, a partir del estudio del estado de la técnica realizado anteriormente, se ha abordado el diseño del producto objeto de este proyecto. A través del análisis del estado de la técnica se han identificado los inventos que habrían supuesto una mayor evolución en la resolución de los problemas de control y se ha estudiado la relación entre dicha evolución y sus elementos y componentes, así como de qué manera se afectaban entre sí esos componentes

Una vez completado el estudio de los inventos patentados y elegido el ámbito en que se deseaba centrar el diseño, se han definido los objetivos que la aeronave debe cumplir para suponer una mejora en dicho ámbito y para ser capaz de desarrollar la función de aerotaxi para la que se ha pensado. De esta forma se ha optado por un diseño que se define fundamentalmente cuatro elementos: sistema de tres rotores independientes ubicado sobre el fuselaje, alas con capacidad para inclinarse en vuelo, cola con capacidad para inclinarse en vuelo con independencia de las alas, y rotor de cola que cuando no se utiliza se puede plegar.

Tras completar el diseño de la aeronave, incorporando estos elementos y realizando los ajustes necesarios para que acoplen correctamente, se ha comprobado que el invento desarrollado cumple con los requisitos necesarios para que pueda ser patentado. Dichos requisitos se trataron previamente en el punto 3.2; *Patentabilidad*.

El siguiente paso del proyecto será presentar la solicitud de modelo de utilidad ante la Oficina Española de Patentes y Marcas, para así proteger el invento desarrollado.

**CAPÍTULO 5: DESARROLLO DEL MODELO DE
UTILIDAD**

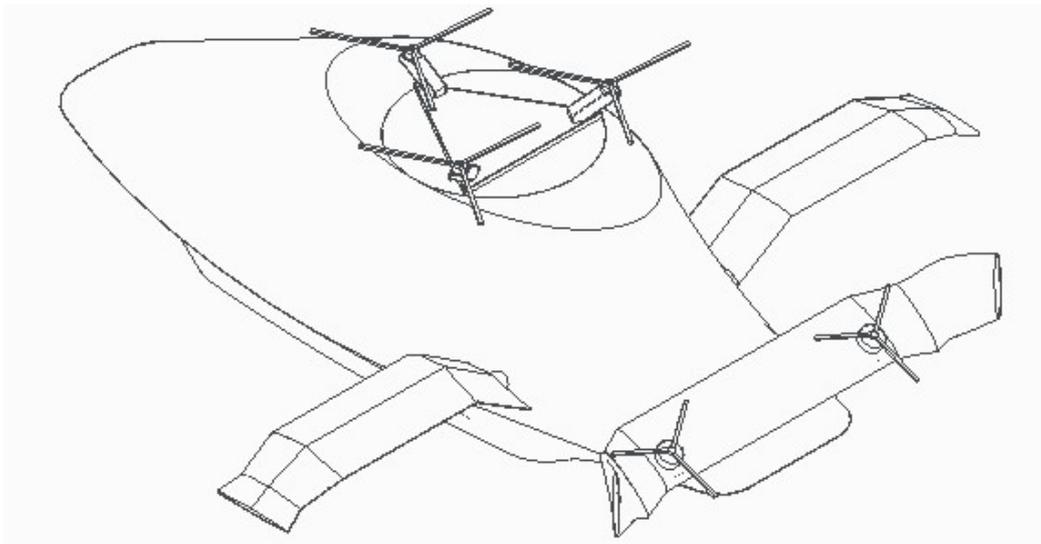
En este capítulo se va a redactar la solicitud del modelo de utilidad con el que se ha decidido proteger el invento objeto de este proyecto, cuyo diseño se ha explicado con detalle en el capítulo anterior.

El estudio que se ha realizado en los anteriores capítulos sobre la propiedad industrial y el estado de la técnica, cobra ahora mayor importancia, ya que todo el conocimiento que se ha adquirido con él debe servir para que el invento propuesto cumpla con los requisitos de patentabilidad, y para que la solicitud que se presente se haga acorde con las normas establecidas por la Oficina Española de Patentes y Marcas (en adelante oepm).

Los apartados de este capítulo siguen el mismo orden que el determinado por la OEPM, es decir: se empezará con la presentación de un breve resumen de los aspectos más básicos de la aeronave, acompañado por un dibujo de la misma; a continuación se mostrarán los dibujos de cada uno de los elementos que componen la aeronave, incluyendo las indicaciones necesarias para su comprensión; se realizará una explicación de la invención y la descripción de todos los elementos necesarios para la elaboración del modelo de utilidad, y por último se redactarán las reivindicaciones del modelo de utilidad.

- **5.1 Resumen**

La aeronave consta de cinco componentes fundamentales: fuselaje (1), en el que se alojan los demás elementos; sistema tres de rotores (2) que va ubicado sobre el fuselaje; ala (3); cola (4); y rotores de cola (5). El sistema de rotores (2) está compuesto por tres rotores de paso variable y control independiente, dicho control se realiza mediante una unidad de procesamiento acoplada a la fuente de energía (eléctrica), de manera que regula el voltaje proporcionado a cada rotor. El ala puede inclinarse en vuelo, según las condiciones y los movimientos que quieran realizarse. La cola, al igual que el ala puede inclinarse en vuelo para adaptarse mejor a lo que requiera la nave. Se da una configuración de semi-tándem entre ala y cola, lo que incrementa la estabilidad y mejora el control del cabeceo. Los rotores de cola (4) dotan de mayor estabilidad a la nave para ciertas maniobras, y pueden plegarse en vuelo cuando no se utilicen; de manera que se reduce el gasto.



5.1: Aeronave objeto del proyecto. Elaboración propia

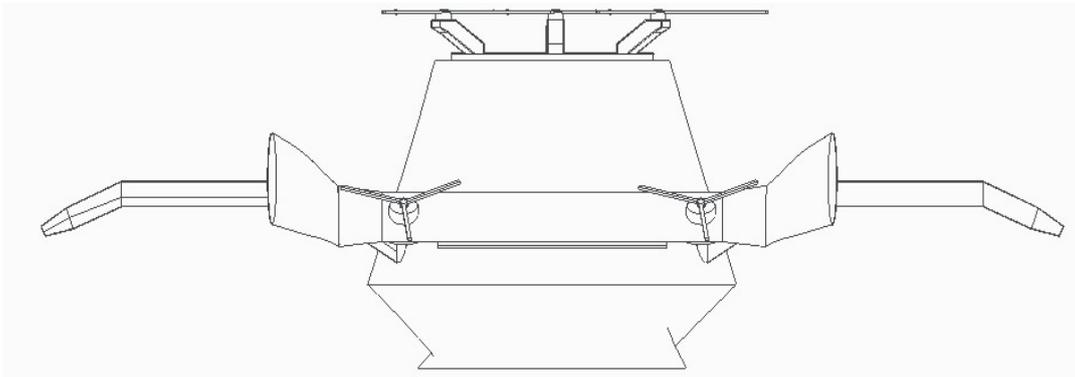


Figura 5.2: Aeronave objeto del proyecto, vista desde popa. Elaboración propia

- **5.2 Dibujos**

Fig. 1

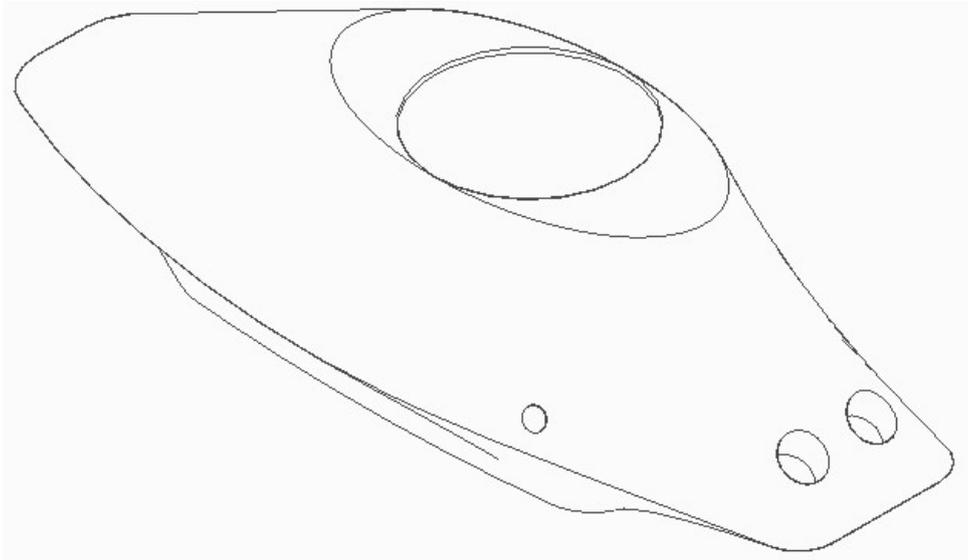


Figura 5.3: Fuselaje. Elaboración propia

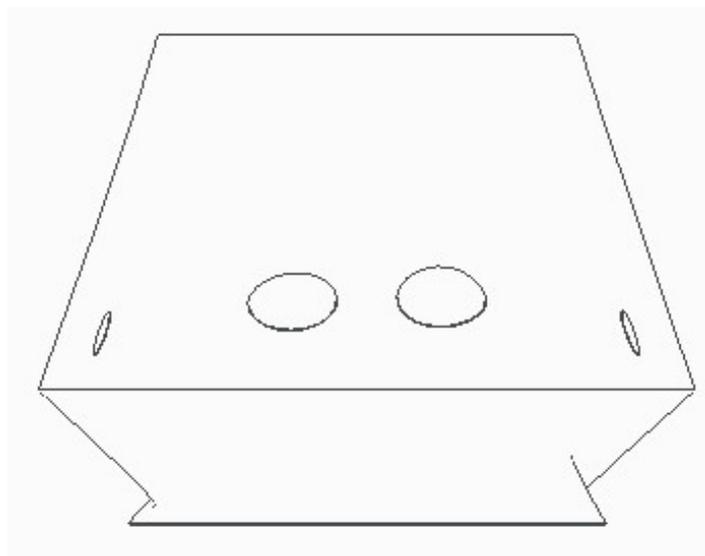


Figura 5.4: Fuselaje, visto desde popa. Elaboración propia

Fig. 2

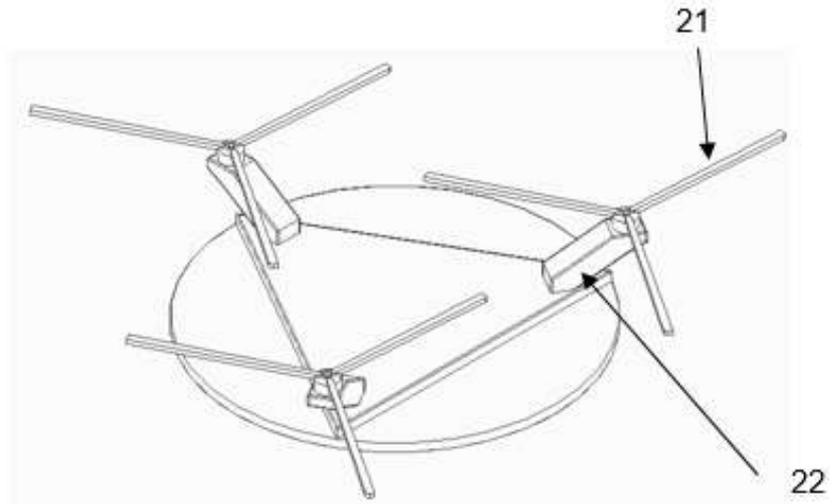


Figura 5.5: Sistema de tres rotores. Elaboración propia

Fig. 3

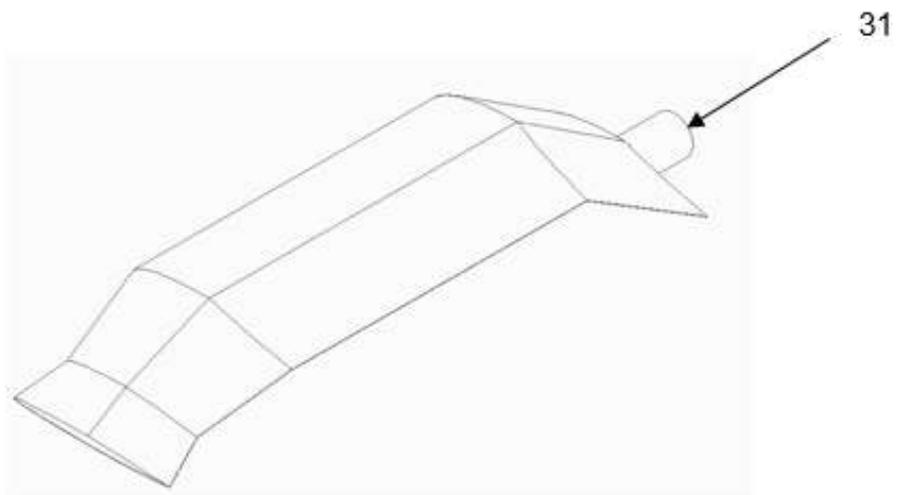


Figura 5.6: Ala inclinable. Elaboración propia

Fig. 4

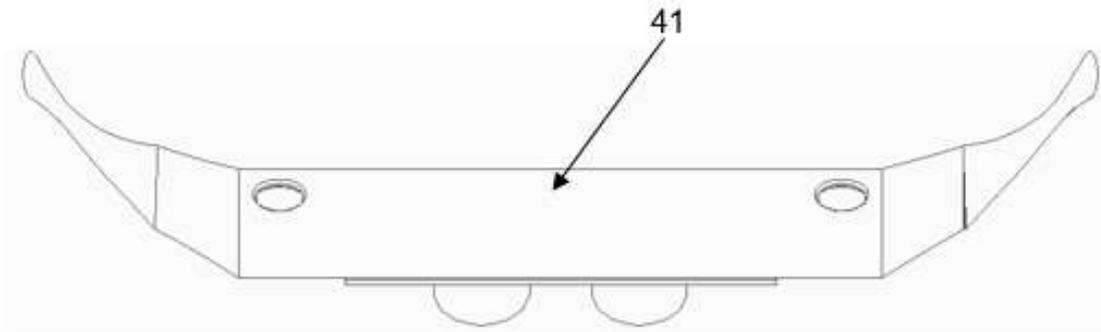


Figura 5.7: Cola inclinable. Elaboración propia

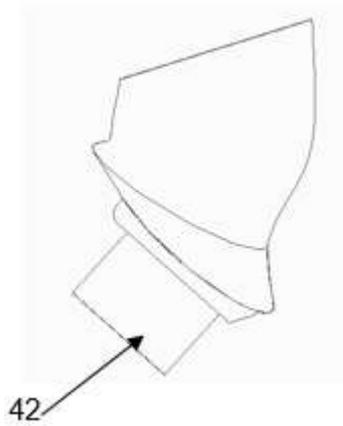


Figura 5.8: Cola inclinable, vista lateral. Elaboración propia

Fig. 5

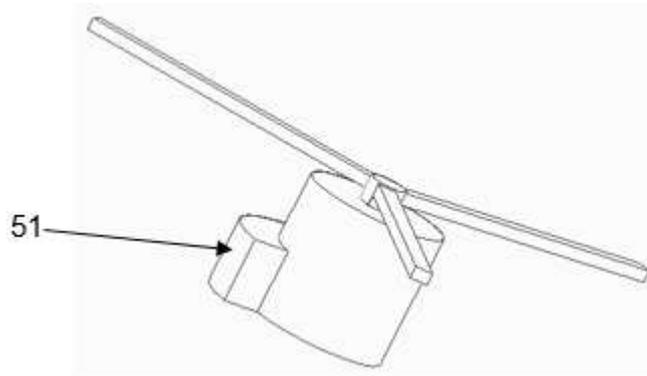


Figura 5.9: Rotor de cola. Elaboración propia

- **5.3 Descripción**

- **5.3.1 Objeto de la invención**

Es objeto de la presente invención una aeronave de despegue y aterrizaje vertical, alimentada por energía eléctrica, que se define por el sistema de tres rotores independientes, en forma de triángulo equilátero, y de paso variable ubicados sobre el fuselaje; y por las alas y la cola inclinables en vuelo a voluntad del piloto. El sistema de rotores potencia el control de la aeronave en todo tipo de maniobras y la hacen capaz de despegar y aterrizar en vertical; mientras que el ala y la cola inclinables permiten a la aeronave planear y así la dotan de un mayor control durante el vuelo de transición entre fases.

La presente invención se caracteriza por la combinación de los elementos arriba mencionados junto con dos rotores de cola que se pueden plegar en vuelo cuando no se necesite de su uso. De esta manera los rotores pueden emplearse para el vuelo vertical y permiten un mayor control en espacios reducidos y con obstáculos mientras que en vuelo horizontal quedan ocultos, de tal forma que éste resulte más eficiente.

Así pues, la presente invención se circunscribe en el ámbito de las aeronaves de despegue y aterrizaje vertical.

5.3.2 Antecedentes de la invención

En el estado de la técnica se conocen naves como los helicópteros que pueden despegar y aterrizar en vertical; naves con múltiples rotores independientes, con las ventajas de control y seguridad que ello supone; y naves cuya ala y/o cola puedan inclinarse durante el vuelo con el objetivo de planear.

Los helicópteros trabajan conduciendo el aire desde arriba, mientras en las naves con alas la propulsión se realiza mediante hélices alojadas en las alas, que generan elevación por la propia forma del ala. De esta forma las naves con ala tienen un vuelo de crucero más eficiente.

La base de la invención es, por tanto, que cumpla la función del helicóptero de despegar y aterrizar en vertical, a la vez que el ala y la cola dotan a la aeronave de capacidad para planear y un vuelo de crucero mucho más eficiente; y, gracias al control independiente de los rotores, disponer de una mayor maniobrabilidad, teniendo así la posibilidad de moverse en espacios reducidos y/o con obstáculos. El uso de los rotores de cola durante las fases de vuelo vertical y/o estacionario es también un factor importante para mejorar la capacidad de maniobra.

El documento de patente nº US2016272312 presenta una aeronave de despegue y aterrizaje vertical que también dispone de varios rotores de control independiente, en concreto 4 que se ubican en los extremos de brazos paralelos. No obstante, dicha patente presenta la desventaja de no contar con alas ni cola que permitan planear y por tanto mejoren el control del vuelo de transición. Asimismo, carece de un sistema de rotores distinto del sistema principal (como en mi invento los rotores de cola), lo que implica menos opciones de control y menor capacidad de maniobra al depender en todo momento del sistema principal.

No obstante, pese a los estudios actuales en los que se basan patentes como la mencionada anteriormente, se puede concluir que no hay ningún diseño que proponga una solución adecuada para el control del vuelo estacionario y de transición y la maniobrabilidad de la aeronave. Además, la invención propuesta conlleva medidas redundantes de seguridad que dificultan todavía más la posibilidad de fallos que impliquen una pérdida de control sobre la aeronave.

5.3.3 Descripción de la invención

En esencia, es objeto de la presente invención una aeronave que se define por el sistema de tres rotores independientes ubicado sobre el fuselaje; el ala y la cola inclinables en vuelo, la configuración del ala en semi tándem; y los rotores de cola plegables en vuelo.

El sistema de rotores se ubica sobre el fuselaje de la nave, y el control individualizado de cada uno de ellos se realiza mediante una unidad de procesamiento acoplada a la fuente de energía, dicha unidad regula el voltaje proporcionado a cada rotor. Los rotores se posicionan formando una estructura de triángulo equilátero, y todos ellos son de paso variable.

Las alas y de la aeronave pueden girar un cierto ángulo en torno su eje lateral, de manera que se inclinen hacia arriba o hacia abajo con respecto al eje del avión; mientras que la cola se inclinan respecto al avión girando en torno a sus ejes de unión al fuselaje, que son paralelos al propio eje longitudinal del mismo. Las alas y la cola pueden inclinarse juntas o independientemente y en orientaciones coincidentes o diferentes. La aeronave incluye una configuración de ala semi-tándem, de manera que parte de la carga de elevación de la aeronave recae sobre la cola, con lo que los rotores de cola transporten parte del peso de la aeronave durante el vuelo estacionario aligerando así al sistema de tres rotores.

Los rotores de cola se pueden utilizar a voluntad y, cuando no se necesitan pueden plegarse sobre la cola de manera que no ejerzan resistencia al avance.

Las ventajas derivadas de las características constructivas expuestas son:

El sistema de tres rotores:

- Aumenta las posibilidades de control y maniobrabilidad gracias al control independiente de cada uno de ellos.
- Permite que se pueda afrontar la avería de hasta dos de ellos sin pérdida total de control sobre la nave.
- Incrementa la eficiencia con respecto a un único rotor que tuviese que generar la misma elevación, pues por su menor tamaño pueden trabajar a más rpm.
- Dota de mayor estabilidad a la nave durante las posibles maniobras, pues por su estructura de triángulo equilátero el centro de gravedad del sistema de rotores no sufre modificaciones durante dichas maniobras.

- Al ser rotores de paso variable las hojas se adaptan en vuelo, lo que aumenta su rendimiento en vuelo, y mejora el empuje en maniobras hacia atrás.

Las alas y la cola inclinables:

- Permiten a la nave planear, lo que incrementa el control durante la transición entre vuelo vertical y horizontal, y mejora también el vuelo estacionario.
- Suponen una reducción en el consumo durante el vuelo de crucero porque tiene mayor capacidad para adaptarse a cada situación que se dé.
- Su configuración en semi-tándem aumenta la estabilidad y el coeficiente de elevación, mejora el control del cabeceo, y reduce el arrastre y la resistencia.

Los rotores de cola:

- Dotan de mayor estabilidad a la nave, especialmente durante el vuelo vertical y las maniobras en vuelo estacionario.
- La posibilidad de plegarse cuando no se necesitan, que será fundamentalmente en vuelo horizontal, permite reducir el consumo y tener una mayor eficiencia.

- **5.4 Realización preferente de la invención**

En los dibujos de la invención del presente Proyecto Fin de Carrera se hacen las siguientes referencias numéricas:

1. Fuselaje
2. Sistema de tres rotores
 - 21 cuchillas
 - 22 brazos
3. Alas
 - 31 eje de unión
4. Cola
 - 41 eje central
 - 42 ejes de unión
5. Rotores de cola
 - 51 pestaña de unión

A la vista de las figuras se describe en primer lugar el modo de realización preferente para la invención propuesta:

En el dibujo del conjunto de la aeronave que acompaña al resumen se puede observar la representación general de la aeronave, tanto desde la parte posterior como en perspectiva. Se muestra el sistema de tres rotores (2) alojado en la superficie superior del fuselaje (1); las alas (3), acopladas en la mitad trasera de la superficie lateral del fuselaje mediante un eje circular; la cola (4), insertada en la parte posterior del fuselaje mediante dos ejes circulares; y los rotores (5) ubicados en dicha cola.

Las cuchillas (21) de los rotores en triángulo equilátero serán de fibra de carbono, y giran paralelas al plano horizontal proporcionando empuje vertical; mientras que los brazos (22) que sujetan dichas cuchillas serán de aleación de aluminio. El control independiente sobre cada uno de ellos permite maniobrar para desplazar la aeronave en cualquier dirección deseada; dicho control independiente se realiza mediante la unidad de procesamiento acoplada a la fuente de energía, que regula el voltaje proporcionado a cada rotor. La estructura de triángulo equilátero hace que el centro de gravedad del sistema de rotores permanezca fijo durante las maniobras, mejorando así su estabilidad

Las alas (3), diseñadas en configuración de semi-tándem, se fabricarán en CFRP; pueden inclinarse respecto al fuselaje mediante el giro de su propio eje de unión (31) con el fuselaje. Dicho eje de unión, que soportará todo el peso y las cargas del ala, irá reforzado con un composite de mayor resistencia. Este diseño de las alas hace que la aeronave se adapte a las condiciones de vuelo de forma casi automática, aumentando así la eficiencia energética durante el vuelo de crucero y permitiendo que la aeronave planee, lo que mejora el vuelo de transición entre fases.

La cola (4) está fabricada, al igual que las alas, en CFRP, el eje central (41), en el que se alojan los rotores de cola y que por tanto debe soportar más cargas, irá reforzado con una composite de mayor resistencia. La cola puede inclinarse respecto al fuselaje de un modo similar a las alas, con la diferencia de que, por su mayor tamaño, hay dos ejes de unión (4.2) que se encargan de soportar la cola y su giro. Su inclinación es independiente de las alas y puede realizarse en direcciones coincidentes o contrarias.

Los rotores de cola (5), se emplean para el vuelo vertical y/o estacionario; de manera que se tienen más opciones para las maniobras requeridas, lo que incrementa el control. Durante el vuelo de crucero estos rotores pueden plegarse gracias a la acción de un actuador hidráulico alojado en la pestaña de unión (5.1); de esta manera al plegarse no ofrecen resistencia al avance, lo que aumenta la eficiencia de este modo de vuelo

En otra realización los dos rotores traseros del sistema de tres rotores (2) pueden tener capacidad para pivotar entre posición vertical y horizontal; lo que incrementa el empuje horizontal.

En una realización alternativa se puede hacer que los rotores del sistema de tres rotores sean autorrotantes, de manera que ante un fallo global del sistema el aterrizaje sea más sencillo y la aeronave no pase a depender sólo de las alas, la cola y el rotor de cola.

En otra realización los rotores, tanto el sistema de tres rotores como los rotores de cola, pueden incluir un sistema de servos que permitan un control deslizante de la inclinación de las cuchillas.

• **5.5 Reivindicaciones**

1. Aeronave caracterizada porque comprende:
 - Un sistema de tres rotores (2) alojado en la superficie superior del fuselaje (1).
 - Dos alas (3) inclinables en vuelo acopladas al lateral del fuselaje (1).
 - Una cola (4) inclinable en vuelo acoplada a la parte posterior del fuselaje (1).
 - Dos rotores de cola (5).
2. La aeronave que se reivindica en la reivindicación 1, en la que el sistema de tres rotores (2) se caracteriza por: estar formado por rotores de paso variable; tener dichos rotores dispuestos en una estructura de triángulo equilátero; y disponer de un sistema de control independiente para cada uno de los rotores.
3. Aeronave, de acuerdo con alguna de las reivindicaciones anteriores, que se caracteriza por ser eléctrica de despegue y aterrizaje vertical.
4. La aeronave, de acuerdo con alguna de las reivindicaciones anteriores, en la que el control independiente sobre cada rotor del sistema de tres rotores (2) se realiza mediante una unidad de procesamiento, acoplada a la fuente de energía, que regula el voltaje proporcionado a cada rotor.
5. La aeronave, de acuerdo con alguna de las reivindicaciones anteriores, en la que las alas (3) están diseñadas en configuración de sémi-tándem y quedan acopladas al fuselaje mediante un eje circular (31).
6. La aeronave, de acuerdo con alguna de las reivindicaciones anteriores, en la que el eje circular (31) con que las alas (3) se acoplan al fuselaje (1) puede girar de manera que el ala (3) se incline respecto al fuselaje (1) durante el vuelo.
7. La aeronave, de acuerdo con alguna de las reivindicaciones anteriores, en la que la cola (4) se acopla a la parte posterior del fuselaje (1) mediante dos ejes circulares (42), que pueden girar de manera que la cola (4) se incline respecto al fuselaje (1) durante el vuelo.
8. La aeronave, de acuerdo con alguna de las reivindicaciones anteriores, en la que los rotores de cola (5) se alojan en el eje central de la cola (41) y sirven como elemento adicional de propulsión.
9. La aeronave, de acuerdo con alguna de las reivindicaciones anteriores, en la que los rotores de cola (5) pueden plegarse en vuelo.

10. Aeronave, de acuerdo con alguna de las reivindicaciones anteriores, que comprende un actuador que se ubica en una pestaña de unión del rotor de cola (51) con el eje central de cola (41).

- **5.6 Solicitud de Modelo de utilidad**

Para proteger el invento fruto de este proyecto se elabora una solicitud de modelo de utilidad.

A continuación, en las figuras 5.10, 5.11 y 5.12, se muestra el formulario que se ha presentado ante la OEPM para realizar la solicitud de modelo de utilidad. Además de este formulario se presentaron los dibujos, el resumen, la descripción y las reivindicaciones de la invención que se han recogido en este capítulo. El número de solicitud correspondiente a esta invención es el U201900218.



MINISTERIO
DE INDUSTRIA, COMERCIO
Y TURISMO



Oficina Española
de Patentes y Marcas

INSTANCIA DE SOLICITUD

Nº SOLICITUD: U201900218	
FECHA Y HORA DE ENTRADA DE DATOS:	30/4/2019 14:28:47
FECHA Y HORA DE ENTRADA DE DATOS DE FICHA A LA OMPA:	
LUGAR DE PRESENTACIÓN:	COMPA

1. IDENTIFICACIÓN DE LA SOLICITUD

(1) MODALIDAD:
 PATENTE DE INVENCION **MODELO DE UTILIDAD**

(2) TIPO DE SOLICITUD:
 SOLICITUD DIVISIONAL
 CAMBIO DE MODALIDAD
 TRANSFORMACION SOLICITUD PATENTE EUROPEA
 ENTRADA EN FASE NACIONAL DE SOLICITUD INTERNACIONAL PCT

(3) EXPEDIENTE PRINCIPAL O DE DERIVAR:
 MODALIDAD:
 Nº SOLICITUD:
 FECHA PRESENTACIÓN:

El solicitante declara, con efecto de esta instancia, haber derecho a presentar la solicitud arriba indicada.

2. TÍTULO DE LA INVENCION (4)

AERONAVE ELECTRICA DE DESPEGUE Y ATERRIZAJE VERTICAL

3. IDENTIFICACIÓN DEL SOLICITANTE

(5) APELLIDOS Y NOMBRE ASESIGNACIÓN SOCIAL: **RODRIGUEZ CUADRADO PABLO**

(6) PASAPORTE: **00025410-P**

DIRECCIÓN POSTAL: **BRAVO MURILLO 16**

CODIGO POSTAL Y LOCALIDAD: **28015 MADRID**

PROVINCIA: **MADRID**

PAS DE RESIDENCIA	CODIGO PAS RESIDENCIA	PAS DE NACIONALIDAD	CODIGO PAS NACIONALIDAD	(8) CNIE	(7) PIME
ESPAÑA	ES	ESPAÑA	ES		

TERMINACIÓN CORREO ELECTRÓNICO: **pablocuadrado@gmail.com**

Nº TELEFONO Fijo: **914487329** Nº TELEFONO MOVIL: **850244141**

(9) INDICACIÓN DEL MEDIO DE NOTIFICACIÓN PREFERENTE:
 CORREO POSTAL CORREO ELECTRONICO

PORCENTAJE DE TITULARIDAD (%):

NOTA: DE NO ESPECIFICARSE DICHO PORCENTAJE, LA OMPA PRESUMIRÁ IGUALES LAS CUOTAS DE LOS SOLICITANTES.

EL SOLICITANTE TAMBIÉN SE INVENTOR (10):
 SI NO
 ESTE INVENTOR RENUNCIA A SER MENCIONADO

MODO DE OBTENCIÓN DEL DERECHO (11):
 INVENCION LABORAL CONTRATO SUCESSION
 OTROS

(12) EL SOLICITANTE ES UNA UNIVERSIDAD PÚBLICA ESPAÑOLA: SI

4. (13) OTROS SOLICITANTES Y/O INVENTORES

LOS DEMÁS SOLICITANTES Y/O INVENTORES SE INDICAR EN HOJA COMPLEMENTARIA

5101 (04.17)

Fig. 1 de 3

Figura 5.10: Solicitud de modelo de utilidad presentada, hoja 1. Elaboración propia

U201900218 30/4/2019 14:28:47

5. IDENTIFICACIÓN DEL REPRESENTANTE Y/O DIRECCIÓN DE CORRESPONDENCIA

(14) REPRESENTACIÓN		(15) TP PODER GENERAL	
<input type="checkbox"/> EL SOLICITANTE NO ESTA REPRESENTADO	EL SOLICITANTE ESTA REPRESENTADO POR: <input type="checkbox"/> AGENTE DE LA PROPIEDAD INDUSTRIAL <input type="checkbox"/> OTRO REPRESENTANTE		
(16) ACTUACIÓN POR MEDIO DE AGENTE	APELLIDOS Y NOMBRE (EN MAYÚSCULAS)		CÓDIGO DE AGENTE
(17) ACTUACIÓN POR MEDIO DE OTRO REPRESENTANTE	APELLIDOS Y NOMBRE		Nº PASAPORTE
DIRECCIÓN POSTAL		CÓDIGO POSTAL Y LOCALIDAD	PROVINCIA
DIRECCIÓN CORREO ELECTRÓNICO		Nº TELÉFONO	(18) INDICACIÓN DEL MEDIO DE NOTIFICACIÓN PREFERENTE
		<input type="checkbox"/> CORREO POSTAL <input type="checkbox"/> CORREO ELECTRÓNICO	
<input type="checkbox"/> MARQUESE ESTA CASILLA CUANDO NO SE NOMBRE A REPRESENTANTE Y SE QUIERA UTILIZAR LA DIRECCIÓN ANTERIOR INDICADA PARA CORRESPONDENCIA			

6. OTROS DATOS

(19) REFINANCACIÓN DE PROPIEDAD	PAS ORODEM	CÓDIGO PAÍS	FECHA	NÚMERO		
<input type="checkbox"/> SI <input checked="" type="checkbox"/> NO						
<small>Si se hubiera decidido, por escrito en esta instancia, tener derecho a reintegrar la cantidad antes indicada</small>						
(20) REFINANCIÓN A SOLICITUD ANTERIOR	PAS ORIGIN	CÓDIGO PAÍS	FECHA	NÚMERO		
<input type="checkbox"/> SI <input checked="" type="checkbox"/> NO						
(21) OPPOSICIONES OFICIALES	NOMBRE	FECHA	LUGAR			
<input type="checkbox"/> SI <input checked="" type="checkbox"/> NO						
(22) ESPECIADO DEPÓSITO DE MATERIAL BIOLÓGICO	AUTORIDAD DE DEPÓSITO	CÓDIGO PAÍS	FECHA	NÚMERO	ORIGEN GEOGRÁFICO	FUENTE DE PROCEDENCIA
<input type="checkbox"/> SI <input checked="" type="checkbox"/> NO						
(23) RECURSO GENÉTICO	NÚMERO DE CERTIFICADO		NÚMERO DE REGISTRO			
<input type="checkbox"/> UTILIZACIÓN DE RECURSO GENÉTICO	<input type="checkbox"/> UTILIZACIÓN DE CONDOMINIO TRADICIONAL					
LISTA DE SECUENCIAS DE AMINOÁCIDOS Y ACIDOS NUCLEICOS						
La descripción contiene una lista de secuencias biológicas en concordancia con la norma ST.25 OMP? <input type="checkbox"/> SI <input checked="" type="checkbox"/> NO						
Se adjunta en soporte de almacenamiento por ordenador que incluye la lista de secuencias biológicas en concordancia con la norma ST.25 OMP? <input type="checkbox"/> SI <input type="checkbox"/> NO						
El solicitante declara, por medio de esta instancia, que la información registrada en el soporte de datos legible por ordenador es idéntica a la contenida en la lista de secuencias biológicas incluida en la descripción de la versión escrita de esta solicitud						
(24) EL SOLICITANTE SE ADOCE A LA REDUCCIÓN DE TASAS PREVISTA EN EL ART. 186 DE LA LEY 24/2015 DE PATENTES POR SER EMPRENDEDOR EN LOS TÉRMINOS ESTABLECIDOS LEGALMENTE (Se adjunta Informe y documentación pertinente)					<input type="checkbox"/> SI	
(25) SE SOLICITA LA TRAMITACIÓN SEGÚN EL PROGRAMA DE CONCESIÓN ACCELERADA DE PATENTES Y, SIMULTANEAMENTE, LA PUBLICACIÓN DE ESTA SOLICITUD DE PATENTE ANTES DE 90 MESES DESDE LA FECHA DE PRESENTACIÓN DE LA MISMA, DE CONFORMIDAD CON LO DISPUESTO EN LA DISPOSICIÓN ADICIONAL SEXTA DE LA LEY 24/2015 DE PATENTES Y DE LA CORRESPONDIENTE INSTRUCCIÓN					<input type="checkbox"/> SI	
<input type="checkbox"/> (26) EL SOLICITANTE DISPONE DE UN INFORME DE INFORMACIÓN TECNOLÓGICA REALIZADO POR ESTA OFICINA PARA LA MISMA INVENCION					NÚMERO DE ITP:	

Enviar por correo electrónico

Pág. 2 de

Figura 5.11: Solicitud de modelo de utilidad presentada, hoja 2. Elaboración propia

U201900218 30/4/2019 14:28:47

7. (27) ÍNDICE DE DOCUMENTOS QUE SE ACOMPAÑAN / FECHA Y FIRMA		FIRMA DEL SOLICITANTE O REPRESENTANTE
<input checked="" type="checkbox"/> DESCRIPCIÓN. Nº PÁGINAS: <u>4</u> <input checked="" type="checkbox"/> Nº DE REIVINDICACIONES: <u>10</u> <input checked="" type="checkbox"/> DIBUJOS. Nº PÁGINAS: <u>2</u> <input type="checkbox"/> LISTA DE SECUENCIAS. Nº PÁGINAS: <u> </u> <input type="checkbox"/> SOPORTE LEGIBLE POR ORDENADOR DE LISTA DE SECUENCIAS <input checked="" type="checkbox"/> RESUMEN <input type="checkbox"/> FIGURA A PUBLICAR EN BOPI Nº <u> </u> <input type="checkbox"/> DECLARACIÓN DE RENUNCIA A SER MENCIONADO/S COMO INVENTOR/ES	<input type="checkbox"/> JUSTIFICANTE DEL PAGO DE TASA DE SOLICITUD <input type="checkbox"/> JUSTIFICANTE DEL PAGO DE TASA DE IET <input type="checkbox"/> JUSTIFICANTE DEL PAGO DE TASA DE PRIORIDAD <input type="checkbox"/> JUSTIFICANTE DEL PAGO DE TASA DE EXAMEN SUSTANTIVO <input type="checkbox"/> INFORMACIÓN COMPLEMENTARIA. Nº HOJAS: <u> </u> <input type="checkbox"/> DOCUMENTACIÓN RELATIVA A REDUCCIÓN DE TASAS <input type="checkbox"/> OTROS:	 <hr/> FIRMA DEL FUNCIONARIO 

Figura 5.11: Solicitud de modelo de utilidad presentada, hoja 3. Elaboración propia

- **5.7 Conclusiones**

El producto que se ha desarrollado a través de este proyecto cumple con los requisitos necesarios para ser patentable: innovación, novedad inventiva, y aplicación industrial. En base al estudio que se ha hecho de la propiedad industrial se ha tomado la decisión de presentar una solicitud de modelo de utilidad para proteger este invento a la vez que se da a conocer.

Mediante el estudio del estado de la técnica se ha obtenido el conocimiento necesario tanto de los problemas que quedaban por resolver en el ámbito de las aeronaves de despegue y aterrizaje vertical como de la estructura y redacción de las solicitudes de patente y modelo de utilidad. Por eso se sabe no sólo que el invento es patentable sino que la solicitud presentada, que se recoge en este capítulo, cumple con el formato y las condiciones necesarias.

CAPÍTULO 6: CONCLUSIONES

En este capítulo se realizará una valoración del trabajo de investigación e innovación realizado en este Proyecto Final de Carrera. Con especial atención a aquellos pasos que han supuesto hitos para el proyecto.

El objetivo principal que se perseguía desde un principio, consistía en desarrollar un diseño tal que permitiese llevar a cabo una solicitud de modelo de utilidad en el campo de los rotores pivotantes para aeronaves eléctricas de despegue y aterrizaje vertical. Para recabar toda la información y los datos necesarios para cumplir este propósito, el primer paso de este Proyecto Final de Carrera fue realizar un estudio en profundidad de la propiedad industrial.

Toda la investigación llevaba a cabo en el campo de la propiedad industrial ha permitido, en primer lugar, estudiar los distintos métodos de protección de la propiedad industrial; identificando las principales características y ventajas de cada uno de ellos y llegando de ese modo a escoger la patente como el sistema más adecuado para proteger el invento desarrollado en este proyecto. Una vez tomada esa decisión se han estudiado en profundidad las patentes para adquirir un extenso conocimiento sobre ellas, familiarizándose con sus requisitos y condiciones, su estructura y componentes, y los derechos y deberes que implican para el solicitante de una patente. La redacción, estructura y componentes de las patentes y los modelos de utilidad son las mismas; la diferencia fundamental entre ambas figuras, que motiva la solicitud de un modelo de utilidad, es el grado de innovación. El modelo de utilidad permite proteger mejoras y evoluciones de productos ya existentes, mientras que las patentes requieren de mayor innovación.

Como características fundamentales de las patentes merece una mención los requisitos de patentabilidad: novedad, actividad inventiva y aplicación industrial. Condiciones que será necesario verificar cumple el invento objeto de este Proyecto Final de Carrera.

En la figura 6.1 se muestra un extracto de la instancia de solicitud de modelo de utilidad que se ha decidido presentar ante la Oficina Española de Patentes y Marcas (OEPM) para proteger el invento fruto de este Proyecto Final de Carrera.



Nº SOLICITUD:
FECHA Y HORA DE ENTRADA EN OEPM:
FECHA Y HORA DE ENTRADA EN LUGAR DISTINTO A LA OEPM:
LUGAR DE PRESENTACIÓN CÓDIGO:

INSTANCIA DE SOLICITUD

1. IDENTIFICACIÓN DE LA SOLICITUD (ÚNICAMENTE PARA SOLICITUDES CON EXPEDIENTE DE ORIGEN CON FECHA DE PRESENTACIÓN ANTERIOR AL 1 DE ABRIL DE 2017)

(1) MODALIDAD:	
<input type="checkbox"/> PATENTE DE INVENCION <input type="checkbox"/> MODELO DE UTILIDAD	
(2) TIPO DE SOLICITUD: (OBLIGATORIO MARCAR UN TIPO)	(3) EXPEDIENTE PRINCIPAL O DE ORIGEN:
<input type="checkbox"/> SOLICITUD DIVISIONAL	MODALIDAD:
<input type="checkbox"/> CAMBIO DE MODALIDAD	Nº SOLICITUD:
<input type="checkbox"/> TRANSFORMACIÓN SOLICITUD PATENTE EUROPEA	FECHA PRESENTACIÓN:
<input type="checkbox"/> ENTRADA EN FASE NACIONAL DE SOLICITUD INTERNACIONAL PCT	
El solicitante declara, por medio de esta instancia, tener derecho a presentar la solicitud arriba indicada	

2. TÍTULO DE LA INVENCIÓN (4)

--

3. IDENTIFICACIÓN DEL SOLICITANTE

(5) APELLIDOS Y NOMBRE /DENOMINACIÓN SOCIAL	NIF/PASAPORTE

Figura 6.1: Instancia de Solicitud de patentes y/o modelos de utilidad. Fuente: OEPM

El siguiente paso de este Proyecto Final de Carrera, que corresponde al capítulo 3 de la memoria, es el estudio del estado de la técnica. Habiendo estudiado ya los distintos sistemas de protección de la propiedad industrial y habiendo tomado la decisión de recurrir a la patente para proteger el invento objeto de este proyecto, se lleva a cabo este estudio a través de las patentes publicadas. Para concretar más el ámbito en que se desea desarrollar el proyecto se estudian los distintos códigos de la Clasificación Internacional de Patentes (CIP), que organizan las patentes en secciones, clases, grupos y subgrupos, adjudicando un código para cada uno de ellos. Tras valorar distintos códigos, se centra el estudio en las patentes comprendidas en el código B64C 27/28: rotores de propulsión horizontal que pueden proporcionar también sustentación.

Capítulo 6: Conclusiones

Una vez centrado el ámbito en que se quería desarrollar el trabajo se han estudiado las patentes correspondientes a dicho ámbito para alcanzar una idea clara y precisa del estado actual de la técnica. Con ese objetivo se han leído y estudiado 130 patentes con las que se ha creado una base de datos con información fundamental como fecha y lugar de publicación, problemas que se abordaban en dichas patentes, y soluciones y mejoras que proponían los inventores. De toda esta información, los problemas y soluciones propuestas constituyen la base del estudio recogido en este capítulo, pues permite hacerse una idea bien formada del estado de la técnica actual. En la figura 6.2 se muestra un extracto de la base de datos que se ha creado para organizar las patentes.

Código	País	Fecha publicació	Problema tratan	Solución propuesta
FR328197	Francia	01/03/1904	Mantener equilibrio con los propulsores	Los propulsores tienen una inclinación de cuarenta y La invención se basa en el sistema de cualquier peso
FR389974	Francia	23/09/1908	Tener movimiento vertical y horizontal	La fuerza impulsora hacia arriba se obtiene por medio El movimiento de traslación se obtiene por un desplaz que luego se dirige oblicuamente hacia arriba, y el pe
GB190910467	Gran Bretaña	18/11/1909	Mejora máquinas voladoras	Los pares de alas, cuya posición puede alterarse, es Tras obtener una velocidad suficiente las alas opuest
GB190900205	Gran Bretaña	22/07/1909	Poder variar las fuerzas horizontales y de lift a voluntad	Un montaje mejorado del bastidor de soporte de la héli un dispositivo de protección en combinación con el mi
US2015274288	Estados Unidos	01/10/2015	Control de la inclinación de las alas	Cuando el plano de la punta del rotor cambia respecto
EP3252560	Oficina Europea	06/12/2017	Pilotaje asistido para aviones con hélices propulsoras (avión híbrido)	Para controlar la aceleración longitudinal de la aerona Del mismo modo, para controlar la aceleración vertica
CA2982110	Canada	18/05/2018	Sistema de rotores rotables	Sistemas de rotor operables para uso en helicópteros Cada conjunto de propulsión puede incluir un motor y Al menos una porción de cada conjunto de propulsión y un plano generalmente vertical de rotación que prop
RU2649842	Rusia	04/04/2018	Sistema de control para la propulsión de un helicóptero híbrido	El helicóptero consta de un fuselaje y un rotor princip Los tornillos de empuje son accionados en rotación pi
BR112015013009	Brasil	11/07/2017	Mejora para aeronaves convertibles con rotores aerodinámicos basculantes	Estos aviones están provistos de dos rotores aerodin Tienen la ventaja de ofrecer una solución de propulsio La aeronave comprende un fuselaje, al menos un rotc Las góndolas, montadas inclinadas alrededor de un e
US2018065743	Estados Unidos	08/03/2018	Aeronave con propulsores basculantes y accionados por energía eléctrica	El avión incluye una serie de propulsores delanteros y verticales es diferente de la segunda relación de pote
AU2016210641	Australia	18/08/2016	Avión de despegue y aterrizaje vertical	Proporciona una aeronave de despegue y aterrizaje v mecanismo de propulsión; una unidad de acoplamiento El mecanismo de propulsión tiene un ventilador para g coaxialmente con un eje giratorio del bastidor auxiliar.

Figura 6.2: Extracto de la base de datos de patentes. Elaboración propia

A partir de las patentes estudiadas se ha realizado una clasificación en función de los problemas más comunes, con especial atención a las patentes publicadas en los últimos veinte años, pues en esta etapa se concentra la mayor parte de los inventos y además proporcionan una imagen más adecuada del estado de la técnica actual. En la figura 6.2 se muestra la clasificación realizada en función de los tipos de problemas.

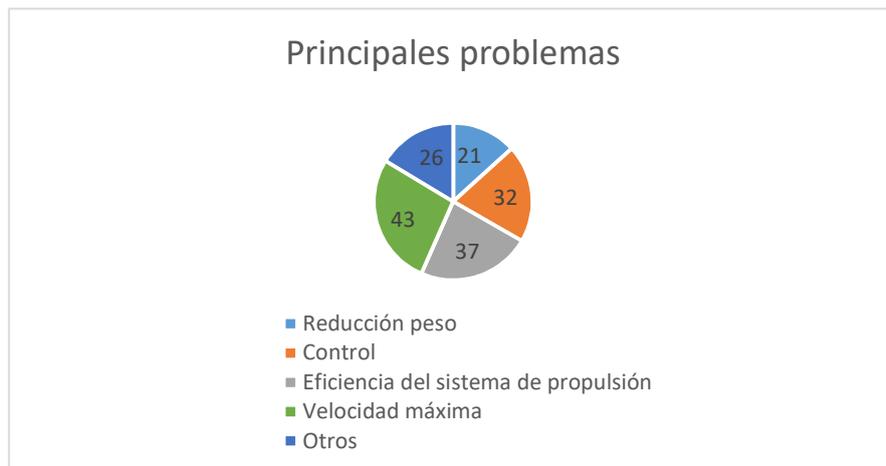


Figura 6.3: Clasificación de las patentes según problemas. Elaboración propia

De entre todos estos problemas se decidió centrar el diseño a desarrollar en el ámbito de los problemas de control, por considerarlo un aspecto fundamental para el funcionamiento de los aerotaxis urbanos, ya que deben desplazarse por ciudades y ser maniobrables en espacios reducidos; y porque este ámbito presenta una gran variedad de opciones para el desarrollo de mejoras y soluciones innovadoras. En el campo de los problemas de control se realiza, a través de sus patentes, un estudio más minucioso de los inventos que abordan esta clase de problemas. Identificando así los aspectos fundamentales que definen los problemas de control en este tipo de aeronaves, e investigando las soluciones que se han propuesto para solventarlos.

A través de este estudio de los problemas de control se identifican aspectos concretos de los mismos, como el control del empuje, la guiñada, el vuelo estacionario, el vuelo de transición, etc. Se decide centrar el desarrollo de este proyecto en los problemas de maniobrabilidad durante el vuelo estacionario y en el control del vuelo de transición, por considerarlo básico para el funcionamiento de los aerotaxis en entornos de espacios reducidos y con obstáculos.

Capítulo 6: Conclusiones

Una vez escogidos los problemas de maniobrabilidad durante el vuelo estacionario y de control durante el vuelo de transición, se ha llevado a cabo un estudio minucioso de cuatro patentes actuales que presentaban distintas soluciones para dichos problemas. Con el fin de entender completamente el funcionamiento de los correspondientes inventos y comprender la función de cada uno de sus componentes, sus ventajas e inconvenientes, y de qué manera afectan unos a otros. De esta manera se obtiene una idea clara del diseño que se va a proponer. En la figura 6.4 se muestra un extracto de dicho estudio:

Patente	Reivindicaciones	Mejoras, ventajas
US2016311528	Tiene 3 sistemas rotores	Al tener 3 rotores pequeños en l
	Los 3 funcionan de manera independiente	Tiene mayor seguridad, pues del
	Forman un triángulo equilátero (120° entre ellos)	Al tener 3 "controles" aumentan
	Los rotores son de paso variable	Esta estructura mantiene el cent
	Sistema de cola de guiñada (yaw tail)	Mejora el rendimiento y la veloci
	Cada rotor incluye un sistema de servomotores	Tiene la desventaja de necesitar
	Cada rotor incluye un engranaje que conecta el motor de velocidad variable y al centro/núcleo (hub) de autorrotación	Mantiene la dirección estable ar
	Sistema de rotor de desvío (swashless) ubicado entre 2 de los 3 rotores	Proporciona un control de alta ca
	Los 2 rotores de popa son tiltrotores (pueden pivotar entre posición vertical y horizontal)	La autorrotación de los rotores in
US2016244158	Ala capaz de inclinarse	El avión es capaz de planear, lo
	8 conjuntos motor eléctrico-hélice acoplados a lo largo del ala	Permite trabajar a más rpm que c
	Todos	Aumenta la eficiencia y por tanto
	Los 2 conjuntos ubicados en los extremos son de paso variable	Mejora el rendimiento y la veloci
	Cola capaz de inclinarse	Tiene la desventaja de necesitar
	2 conjuntos motor eléctrico-hélice acoplados a la cola	El control independiente de cada
	Ambos son de paso variable	Las alas inclinables ayudan al cr
	Los conjuntos de la cola y los 6 conjuntos de paso fijo de las alas están configurados para plegarse hacia dentro durante el vuelo horizontal	La configuración de semi-tándem
La cola y el ala tienen una configuración de semi-tándem		
EP2826710	Bastidor principal que contiene la fuente de energía, el tren de aterrizaje, asiento...	Al mover sólo el bastidor auxilia
	Mecanismo de propulsión que genera elevación y empuje	Se requiere una configuración m
	Dicho mecanismo lo sostiene un bastidor auxiliar separado del resto de elementos	Al mantener fijo el centro de gra
	La conexión entre el bastidor principal y auxiliar permite el movimiento relativo entre ambos	Permite mayor maniobrabilidad
	Así se puede cambiar la orientación del propulsor	

Figura 6.4: Extracto del estudio de problemas de maniobrabilidad y vuelo de transición. Elaboración propia

Tras completar el estudio del estado de la técnica se aborda el diseño de la aeronave objeto de este Proyecto Final de Carrera, que tal y como se ha planteado deberá cumplir las condiciones necesarias para poder presentar una solicitud de modelo de utilidad ante la OEPM. Para ello se fijan los objetivos fundamentales que la aeronave resultante deberá satisfacer:

1. Vuelo estacionario.
2. Vuelo de transición.
3. Maniobrabilidad.
4. Vuelo de crucero eficiente.
5. Seguridad.

Con el estudio que se ha realizado acerca del estado de la técnica y la definición de los objetivos que debe cumplir la aeronave se procede a escoger aquellos elementos de los inventos estudiados que resultan más convenientes. Con dichos elementos, realizando los ajustes y modificaciones necesarias para que compongan un todo con sentido propio, no una mera suma de partes, se plantea un diseño que se caracterizará por los siguientes componentes:

- Sistema de tres rotores de paso variable formando un triángulo equilátero.

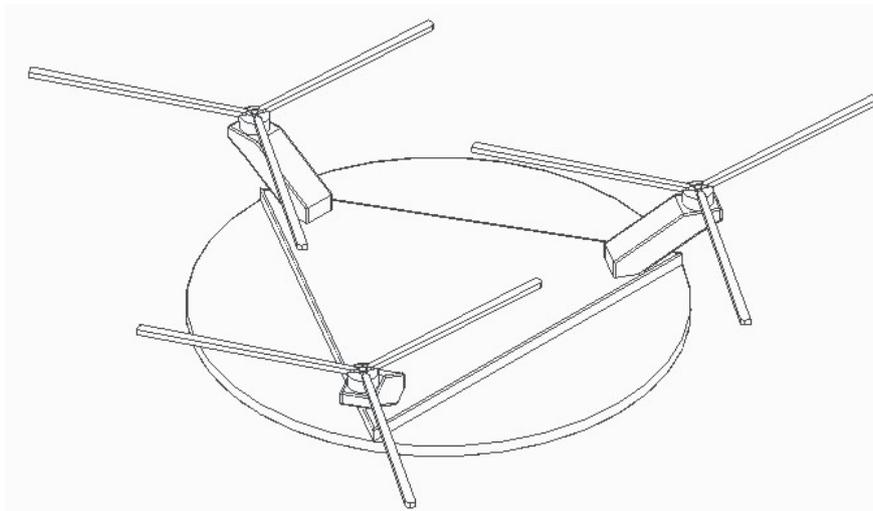


Figura 6.5: Sistema de tres rotores, invento propuesto. Elaboración propia

- Alas con capacidad para inclinarse en vuelo.

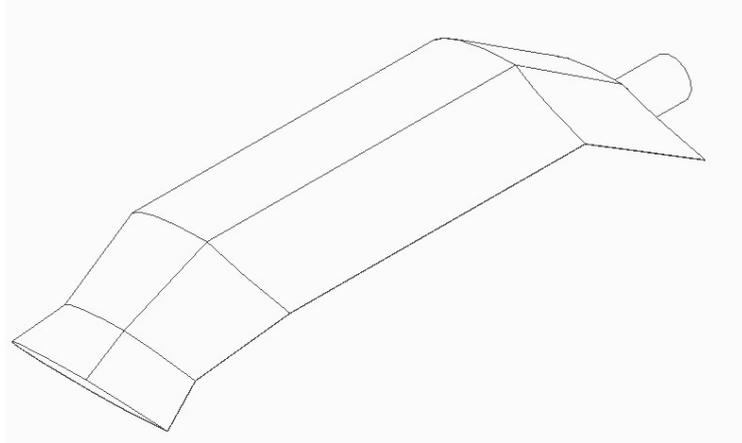


Figura 6.6: Ala inclinable, invento propuesto. Elaboración propia

- Cola capaz de inclinarse en vuelo con independencia de las alas.

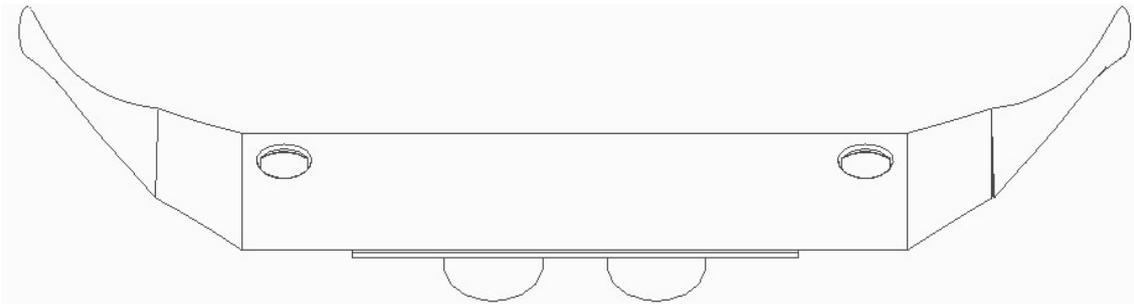


Figura 6.7: Cola inclinable, invento propuesto. Elaboración propia

- Rotores de cola plegables en vuelo cuando no se utilicen.

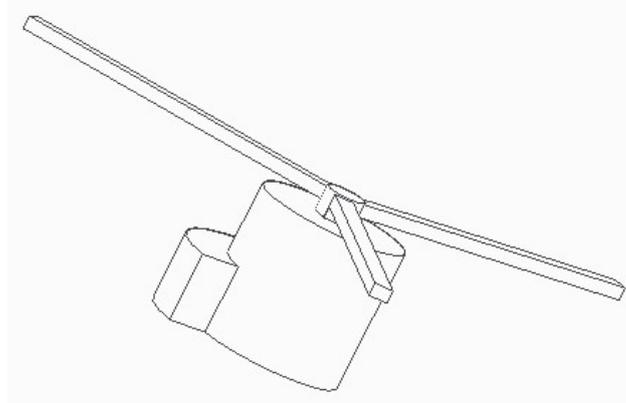


Figura 6.8: Rotor de cola plegable, invento propuesto. Elaboración propia

En la figura 6.5 se muestra un extracto de la tabla que recoge los elementos que se han elegido para componer la aeronave objeto de este proyecto.

Patente	Reivindicaciones	Mejoras, ventajas
US2016311528	Tiene 3 sistemas rotores	Al tener 3 rotores pequeños en lugar de 1 más grande se puede trabajar a n
	Los 3 funcionan de manera independiente	Al tener 3 "controles" aumentan la capacidad para manejar el avión
	Forman un triángulo equilátero (120° entre ellos)	Esta estructura mantiene el centro de gravedad fijo, lo que aumenta la estat
	Los rotores son de paso variable	Mejora el rendimiento y la velocidad de respuesta
	Los 2 rotores de popa son tiltrotores (pueden pivotar entre posición vertical y horizontal)	Tiene la desventaja de necesitar mayor mantenimiento y ser más caro que l Así se aumenta el empuje en vuelo horizontal y la elevación en vuelo vertica
US2016244158	Ala capaz de inclinarse	El avión es capaz de planear, lo que mejora el control en vuelo estacionario
	Cola capaz de inclinarse	Hace que el cambio entre modos de vuelo (horizontal y vertical) sea más efi
	2 conjuntos motor eléctrico-hélice acoplados a la cola	Hace que el cambio entre modos de vuelo (horizontal y vertical) sea más efi
	Los rotores de la cola pueden plegarse	Mejora la estabilidad contrarrestando el par producido por los rotores del ala Aumenta el peso y por tanto el consumo
	La cola y el ala tienen una configuración de semi-tándem	Incrementa la eficiencia del vuelo al usarlos sólo cuando sea necesario (vue Permite que el ala sea más grande que la cola y así logra reducir la resisten Aumenta la estabilidad y mejora el coeficiente de elevación La cola tiene mayor control sobre el cabeceo y reduce el arrastre
US2016272312	Unidad de procesamiento (processor unit) acoplada a la fuente de energía	Da mayor calidad al control independiente de cada rotor
	Regula el voltaje proporcionado a cada rotor, de forma independiente	
	Rotores de cola que pueden plegarse en vuelo con actuador hidráulico	Cuando no se utilicen se evita que opongan resistencia y por tanto se reduce el Se incorpora un peso extra que conlleva un mayor consumo

Figura 6.9: Extracto de la tabla con los elementos utilizados. Elaboración propia

Así pues, mediante el uso combinado de estos elementos, con ciertos ajustes y modificaciones como el control de los rotores pivotantes, se tiene la aeronave objeto de este proyecto, que se muestra en la figura 6.6

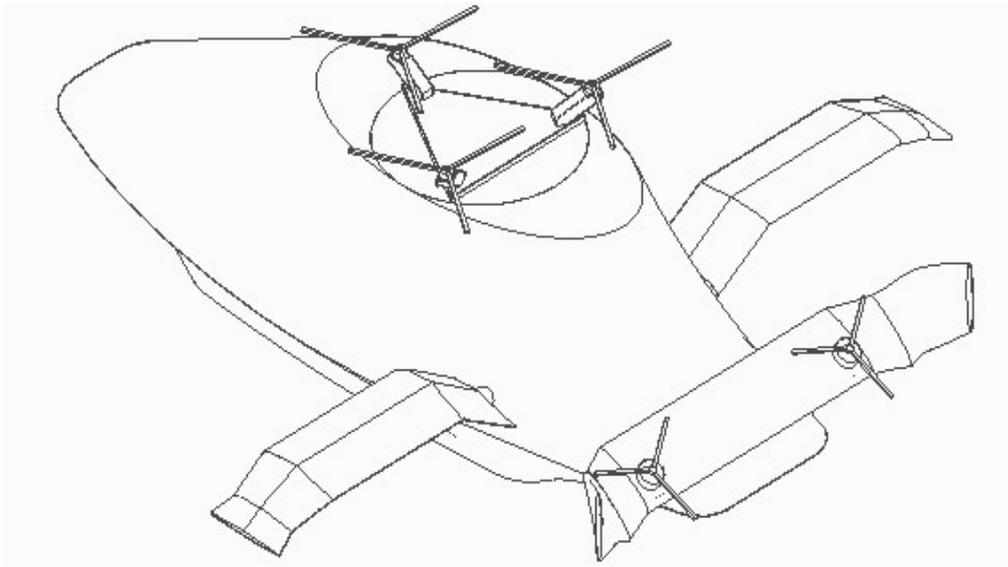


Figura 6.6: Aeronave objeto de este proyecto. Fuente: Elaboración propia

Tras completar el diseño de la aeronave, el siguiente paso es la redacción de la solicitud del modelo de utilidad, con el que se pretende proteger este invento. Para realizar esta solicitud es muy importante el estudio de la propiedad industrial y de las patentes que se ha llevado a cabo en los capítulos 2 y 3, pues me ha proporcionado un conocimiento de la estructura y las partes que debe tener la solicitud, así como de los requisitos que debe cumplir.

De esta manera se redacta una solicitud que se organiza de la forma que indica la OEPM, es decir: se empieza con la presentación de un breve resumen de los aspectos más básicos de la aeronave, acompañado por un dibujo de la misma; a continuación se muestran los dibujos de cada uno de los elementos que componen la aeronave, incluyendo las indicaciones necesarias para su comprensión; se realiza una explicación de la invención y la descripción de todos los elementos necesarios para la elaboración del modelo de utilidad, y por último se redactan las reivindicaciones del modelo de utilidad.

A continuación, en la figura 6.7, se muestra la primera hoja de la solicitud de modelo de utilidad que se ha presentado ante la OEPM.

MINISTERIO DE INGENIERÍA CONSTRUCCIÓN Y TURISMO

Oficina Española de Patentes y Marcas

INSTANCIA DE SOLICITUD

Nº SOLICITUD: **U201900218**
 FECHA Y HORA DE ENTRADA EN OEPM: **30/4/2019 14:28:47**
 FECHA Y HORA DE ENTRADA EN EL REGISTRO DE PATENTES: **30/4/2019 14:28:47**
 LUGAR DE PRESENTACIÓN: **OEPM**

1. IDENTIFICACIÓN DE LA SOLICITUD

(1) MODALIDAD:
 PATENTE DE INVENCION **MODELO DE UTILIDAD**

(2) TIPO DE SOLICITUD:
 SOLICITUD DIVISIONAL
 CAMBIO DE MODALIDAD
 TRANSFORMACION SOLICITUD PATENTE EUROPEA
 ENTUBADA EN FASE NACIONAL DE SOLICITUD INTERNACIONAL PCT

(3) EXPEDIENTE PRINCIPAL O DE DERIVADO:
 MODALIDAD:
 Nº SOLICITUD:
 FECHA PRESENTACIÓN:

El inventador declara, por medio de esta instancia, haber decidido a presentar la solicitud ante la OEPM

2. TÍTULO DE LA INVENCION (4)
AERONAVE ELÉCTRICA DE DESPEGUE Y ATERRIZAJE VERTICAL

3. IDENTIFICACIÓN DEL SOLICITANTE

(5) APELLIDOS Y NOMBRE (RECONSTRUCCIÓN SOCIAL): **RODRÍGUEZ CUADRADO PABLO** (6) PASAPORTE: **06025410-P**

DIRECCIÓN POSTAL: **BRAVO MURILLO 16** CÓDIGO POSTAL Y LOCALIDAD: **28015 MADRID** PROVINCIA: **MADRID**

PAS DE RESIDENCIA:	CODIGO PAS RESIDENCIA:	PAS DE NACIONALIDAD:	CODIGO PAS NACIONALIDAD:	(8) CNIE:	(7) P.M.E.
ESPAÑA	ES	ESPAÑA	ES		

(9) CORREO ELECTRÓNICO: **pablocuadrado@gmail.com** (10) TELEFONO Fijo: **914487329** (11) TELEFONO MOVIL: **860244541** (12) INDICACION DEL MEDIO DE NOTIFICACION PREFERENTE:
 CORREO POSTAL **CORREO ELECTRÓNICO**

Porcentaje de titularidad (13):
 %

NOTA: DE NO ESPECIFICARSE DICHO PORCENTAJE, LA OEPM PRESUMIRÁ IGUALES LAS CUOTAS DE LOS SOLICITANTES.

EL SOLICITANTE TAMBIÉN ES INVENCIONADOR (14): **SI** **NO**
 ESTE INVENCIONADOR RENUNCIA A SER MENCIONADO

MODO DE OBTENCION (15) (DERECHO) (11):
 INVENCION LABORAL CONTRATO SUCESSION OTROS

(16) EL SOLICITANTE ES UNA UNIVERSIDAD PÚBLICA ESPAÑOLA: **SI**

4. (13) OTROS SOLICITANTES Y/O INVENCIONADORES
 LOS DEMÁS SOLICITANTES Y/O INVENCIONADORES SE INDICAN EN HOJA COMPLEMENTARIA

5301 (04/17) Pag. 1 de 3

Figura 6.7: Solicitud de modelo de utilidad presentada. Fuente: Elaboración propia

Con la presentación de esta solicitud ante la OEPM se completa este Proyecto Final de Carrera, en el que se ha diseñado una aeronave de despegue y aterrizaje vertical con rotores pivotantes y que supone una mejora para los problemas de control en vuelo estacionario y de transición.

Escenarios futuros y posibles líneas de investigación.

En este apartado abordo aquellos temas que me hubiera gustado tratar en mayor profundidad y que presentan más posibilidades de mejora y evolución para seguir investigando.

De todos los elementos que componen la aeronave objeto de este proyecto, las alas inclinables son el componente que más preguntas me plantea. No por dudar de sus ventajas y su buen funcionamiento, que en base al estudio e investigación realizados me parecen claros; sino porque me gustaría poder cuantificar mejor dichas ventajas. Es decir, disponer de ensayos y cálculos que indicasen hasta qué punto el uso de estas alas dotaría a la aeronave de la capacidad de planear sin usar el motor. Esta posibilidad no sólo proporciona un control muy sensible y preciso sobre el vuelo de transición, fundamental para el funcionamiento de los aerotaxis, sino que podría significar un importante ahorro, con lo que eso implica a nivel de autonomía y distancias asumibles por la aeronave.

De cara a continuar investigando para presentar diseños mejores estoy convencido de que la combinación de alas y rotores pivotantes es la clave del futuro desarrollo de este tipo de aeronave. Aunar la sustentación de las alas durante el vuelo horizontal con la capacidad de realizar movimientos verticales y mantener vuelo estacionario es la característica distintiva de este invento, y cualquier mejora en este aspecto supondrá un gran paso adelante. Por lo tanto, hay dos campos fundamentales para abrir futuras investigaciones:

- El funcionamiento de los rotores, con una mayor eficiencia para pivotar entre posición vertical y horizontal, un mayor grado de control independiente sobre cada uno de ellos, una mejora en el sistema de plegado de los mismos cuando no se utilicen, etc.
- Las alas y cola inclinable, con un mayor margen de grados de inclinación, una reducción del peso de las mismas y del consumo derivado de su inclinación, un incremento en la rapidez y precisión con que puedan inclinarse, etc.

Partiendo de la aeronave objeto de este proyecto y continuando con estas líneas de investigación se presenta ante nosotros una gran oportunidad de desarrollar todo un nuevo sistema de transporte de personas para distancias cortas y medias.

CAPÍTULO 7: BIBLIOGRAFÍA

Bibliografía

- [PPV] Página web “www.pasionporvolar.com”, estudio de los elementos fundamentales de un helicóptero y sus características distintivas.
- [CPC] Página web “www.cooperativepatentclassification.org”, consulta de los códigos CPC de clasificación de patentes.
- [ESP] Oficina Europea de Patentes: “www.worldwide.espacenet.com”, consulta de las patentes publicadas en el ámbito de los rotores de aeronaves de despegue y aterrizaje vertical.
- [LP02] Ley de Patentes “Ley 10/2002, del 29 de abril, de patentes de invención y modelos de utilidad”, Modificación de la ley 11/1986 del 20 de marzo de 1986 para adaptarla a la normativa europea. Madrid, 2002.
- [GONZ] González Sámano, Elena “Alas de un avión con depósito integral de combustible”, Proyecto Fin de Carrera, ICAI. Madrid 2015
- [RUE] De Rueda Vinós, Alejandra “Modelado y diseño térmico de equipos electrónicos en medios aeroespaciales”, Proyecto Fin de Carrera, ICAI. Madrid 2015
- [OEPM12] Oficina Española de Patentes y Marcas, “Manual informativo para los solicitantes de Patentes”, Madrid, 2012.
- [OFIC] Asignatura Oficina Técnica, ICAI. Documento: “Gestión de la Propiedad Industrial”. Madrid 2018
- [REZ] Nemovi, Reza. “Multi-rotor Vehicle with Yaw Control and Autorotation”. Patente US2016311528. EEUU, 2016.
- [FRED] Fredericks, William J. “Vertical Take-off and landing vehicle with increased cruise efficiency”. Patente US2016244158. EEUU, 2016

CAPÍTULO 8: ANEXOS

Anexo A: Base de datos de patentes

En este Anexo se va a exponer la clasificación que se ha realizado de las 130 patentes que se han estudiado para completar la investigación referente al Estado de la Técnica.

En la tabla, se muestra la información referente al código de publicación, fecha de publicación, país de publicación, problema principal que aborda la invención y una descripción de los avances fundamentales que propone.

Código	País	Fecha publicación	Problema tratan	Solución propuesta
FR3281 97	Francia	01/03/1904	Mantener equilibrio con los propulsores	Los propulsores tienen una inclinación de cuarenta y cinco grados, y en movimiento, sus acciones, combinadas con el peso del globo, producen un paso horizontal. La invención se basa en el sistema de cualquier peso, controlando los propulsores fijos o móviles y manteniéndolos en un plano horizontal
FR3899 74	Francia	23/09/1908	Tener movimiento vertical y horizontal	La fuerza impulsora hacia arriba se obtiene por medio de dos hélices, que giran en direcciones opuestas y con una inclinación inversa en el plano horizontal. El movimiento de traslación se obtiene por un desplazamiento del centro de gravedad, que tiene el efecto de hacer girar las hélices, la resultante de la fuerza de levantamiento de las hélices, que luego se dirige oblicuamente hacia arriba, y el peso de la máquina misma, que actúa verticalmente, producen una fuerza horizontal. El centro de gravedad lo desplaza el piloto moviendo su asiento
GB1909 10467	Gran Bretaña	18/11/1909	Mejora máquinas voladoras	Los pares de alas, cuya posición puede alterarse, están dispuestas una encima de la otra y rotan en direcciones opuestas alrededor de su eje vertical, de manera que el vehículo es conducido hacia adelante Tras obtener una velocidad suficiente las alas opuestas rotan o se desplazan con su eje e inclinadas hacia atrás, por lo que las alas, debido a la velocidad relativamente alta, ejercen un poderoso empuje ascendente y permiten el vuelo libre.

GB1909 00205	Gran Breta ña	22/07/1909	Poder variar las fuerzas horizontales y de lift a voluntad	Un montaje mejorado del bastidor de soporte de la hélice de manera que pueda girar alrededor de un eje horizontal; un dispositivo de protección en combinación con el mismo para cada hélice; y cuchillas montadas en el árbol horizontal para permitir la elevación vertical
US2015 274288	Estad os Unido s	01/10/2015	Control de la inclinación de las alas	Cuando el plano de la punta del rotor cambia respecto al eje de rotación del rotor, el ala gira para reducir su ángulo de ataque con respecto a la estela del rotor.
EP3252 560	Oficin a Europ ea	06/12/2017	Pilotaje asistido para aviones con hélices propulsoras (avión híbrido)	Para controlar la aceleración longitudinal de la aeronave híbrida un piloto puede usar los medios de control de empuje y, como un helicóptero convencional, los medios de control cíclico. Del mismo modo, para controlar la aceleración vertical el piloto puede utilizar un control colectivo como en un helicóptero convencional, y también puede cambiar el comportamiento longitudinal usando los medios de control cíclicos y, en segundo lugar, usar el empuje del medio de control.
CA2982 110	Canad a	18/05/2018	Sistema de rotores rotables	Sistemas de rotor operables para uso en helicópteros incluye múltiples conjuntos de propulsión posicionados cerca de los extremos exteriores de un ala fija. Cada conjunto de propulsión puede incluir un motor y una transmisión que proporcionen el par y la energía. Al menos una porción de cada conjunto de propulsión es giratoria con respecto al ala fija de manera que las cuchillas del proprotor tienen un plano de rotación generalmente horizontal que proporciona un empuje vertical para despegar y aterrizar, muy similar a un helicóptero convencional, y un plano generalmente vertical de rotación que proporciona empuje hacia adelante para cruzar en vuelo hacia adelante con el ala fija que proporciona sustentación, muy similar a un avión propulsado por hélice convencional.
RU2649 842	Rusia	04/04/2018	Sistema de control para la propulsión de un helicóptero híbrido	El helicóptero consta de un fuselaje y un rotor principal, impulsado por un motor de helicóptero clásico, y además está equipado con un ala compuesta por dos medias alas y dos tornillos de empuje colocados a ambos lados del fuselaje. Los tornillos de empuje son accionados en rotación por el motor de helicóptero. El rotor principal implementa parte de la sustentación aerodinámica del helicóptero durante el vuelo, con la consecuente contribución a las fuerzas impulsoras, y siempre con un arrastre mínimo.

Capítulo 8: Anexos

BR1120 1501300 9	Brasil	11/07/2017	Mejora para aeronaves convertibles con rotores aerodinámicos basculantes	<p>Estos aviones están provistos de dos rotores aerodinámicos basculantes, dispuestos a cada lado del fuselaje, el conjunto se llama "góndola".</p> <p>Tienen la ventaja de ofrecer una solución de propulsión versátil, ser menos voluminosas, más silenciosas, más estables y menos complejas de fabricar que los helicópteros y las aeronaves sin rotor convertibles</p> <p>La aeronave comprende un fuselaje, al menos un rotor de conductos horizontal fijo, denominado "ventilador horizontal" y ubicado en un extremo del fuselaje, un estabilizador y al menos dos alas dispuestas a cada lado del fuselaje, con una primera y una segunda vainas dispuestas en los extremos de las alas.</p> <p>Las góndolas, montadas inclinadas alrededor de un eje transversal al fuselaje, comprenden cada una un rotor con conductos y una aleta dispuesta a la salida de cada rotor con conductos para garantizar el control de la aeronave.</p>
US2018 065743	Estados Unidos	08/03/2018	Aeronave con propulsores basculantes y accionados por energía eléctrica	<p>El avión incluye una serie de propulsores delanteros y de propulsores en popa, cada uno accionado por una fuente de energía eléctrica y que puede girar entre las posiciones de empuje hacia adelante y de empuje vertical. La proporción de potencia eléctrica empleada para movimientos verticales es diferente de la segunda relación de potencia eléctrica, para avance en horizontal.</p>
AU2016 210641	Australia	18/08/2016	Avión de despegue y aterrizaje vertical	<p>Proporciona una aeronave de despegue y aterrizaje vertical que comprende: un mecanismo de propulsión para generar sustentación y empuje; una unidad de suministro de energía; un bastidor principal para soportar parte de la unidad de fuente de alimentación; un subchasis para soportar el mecanismo de propulsión; una unidad de acoplamiento de bastidor para acoplar de forma giratoria el bastidor principal y el bastidor auxiliar; y una palanca de control conectada al bastidor auxiliar o el mecanismo de propulsión.</p> <p>El mecanismo de propulsión tiene un ventilador para generar elevación y empuje, y la unidad de fuente de alimentación incluye un eje para transmitir la potencia generada por la fuente de alimentación al ventilador, en el que un eje giratorio del eje de transmisión de potencia está dispuesto coaxialmente con un eje giratorio del bastidor auxiliar.</p>

US2018 022462	Estados Unidos	25/01/2018	Aeronave basculante con implementación de pilón de conjunto y motor fijo	<p>Presenta una aeronave que incluye un motor soportado por el fuselaje próximo a un extremo exterior del ala y una caja de engranajes acoplada al motor y que tiene un engranaje de salida. Las nervaduras internas y externas de la punta se extienden por encima del ala. Un conjunto de pilón está acoplado giratoriamente entre los conjuntos de cojinetes internos y externos. El conjunto de pilón incluye una caja de engranajes de husillo. La caja de engranajes del husillo es giratoria alrededor de un eje de conversión para operar selectivamente en los modos de helicóptero y avión.</p>
EP3369 652	Oficina Europea	05/09/2018	Sistema de propulsión híbrido para un avión de rotor basculante	<p>Incluye un sistema de propulsión híbrido para una nave inclinable que comprende: motores que impulsan un árbol; generadores eléctricos; bomba hidráulica, conectada al eje de los motores; y dos góndolas giratorias, alojando cada góndola uno de los motores eléctricos, conectado a un rotor. Los motores proporcionan empuje directo y distribuido durante el vuelo hacia adelante.</p>
WO2018 099856	Oficina Mundial	07/06/2018	Avión eléctrico de despegue vertical	<p>Los motores eléctricos están ubicados en los alojamientos de las hélices, donde pueden impulsarlas. El avión también incluye fuentes de energía secundarias capaces de conducir los motores en caso de que el almacenamiento de energía falle o se agote. El avión se distingue por el uso de hélices y un sistema de dirección que reduce la complejidad del uso.</p>
CN1080 69030	China	25/05/2018	Sistema de propulsión para una nave tiltrotor	<p>Plantea un rotor de propulsión para una aeronave basculante con vuelo vertical y horizontal. El sistema de propulsión incluye un núcleo y varias palas acopladas. Cada pala puede funcionar de forma independiente respecto al centro y cambiar su ángulo de paso. En algunos formatos el sistema del rotor de propulsión puede incluir una junta de aleta dispuesta entre cada pala y el núcleo, o un conjunto de soporte dispuesto entre cada pala y el núcleo.</p>
CN1077 92357	China	13/03/2018	Helicóptero de rotores inclinables con control del paso	<p>Primer y segundo rotor tipo helicóptero (aspas) están soportados por la parte frontal del fuselaje, son inclinables con respecto al fuselaje variando entre una orientación horizontal en los modos de despegue y aterrizaje vertical y una orientación vertical en el modo de vuelo hacia adelante. Hay un rotor de helicóptero (aspas) de flujo cruzado dispuesto en la parte trasera del brazo de cola, y el rotor de flujo transversal es regulable para generar un par de control de paso.</p>

Capítulo 8: Anexos

CA2972 528	Canadá	01/01/2018	Nave con cápsula (pod assembly) autoequilibrada	La aeronave incluye un bastidor, un sistema de propulsión unido a la estructura de la aeronave y un sistema de control de vuelo asociado con el sistema de propulsión, lo que permite tener un modo de despegue y aterrizaje vertical y un modo de vuelo hacia adelante. Una cápsula unida al bastidor volante le permite girar alrededor de la cápsula para adaptarse al vuelo vertical u horizontal, mientras la cápsula permanece en posición horizontal en todo momento.
WO2018 048565	Oficina Mundial	15/03/2018	Sistema de propulsión de rotores inclinables	El avión incluye una serie de propulsores en proa y en popa, cada uno accionado por una fuente de energía eléctrica y que puede girar entre una posición de empuje horizontal y otra de empuje vertical. El funcionamiento permite mover los propulsores de proa y de popa a las posiciones verticales y horizontales de empuje para proporcionar una primera relación de potencia eléctrica para desplazamiento vertical o una segunda relación para movimiento horizontal, de modo que los propulsores generan el empuje requerido.
FR3055 311	Francia	02/03/2018	Aeronave con hélices regulables en las alas	Giroavión con ala giratoria y hélice orientable. Hay dos hélices alojadas en dos medias alas que se extienden a cada lado del fuselaje. Además, estas hélices también participan en el control del movimiento de guiñada del helicóptero. Durante las fases de vuelo a alta velocidad, las hélices pueden así generar empujes en direcciones paralelas o idénticas. Dichos empujes pueden ser de diferente intensidad para controlar la posición y el movimiento de giro del helicóptero. La primera hélice genera empuje en el mismo sentido en vuelo a alta o baja velocidad; en cambio la segunda hélice puede generar un empuje en la dirección opuesta para controlar la posición y el movimiento de giro
US2017 313410	Estados Unidos	02/11/2017	Nave con controles desacoplados	El casco del vehículo contiene el procesador, el almacenamiento de energía y los componentes de soporte, como tren de aterrizaje, la comunicación inalámbrica, etc. El vehículo tiene tres unidades de propulsión, de las cuales dos son unidades de empuje cardán, capaces de rotar con dos grados de libertad respecto al casco. Las unidades de empuje con forma de globo pueden orientar y variar su empuje y dirección independientemente del casco o de cualquier otro propulsor. El vehículo puede tener motores individuales para cada unidad de propulsión, para tener así un control independiente de su empuje

US2017 305568	Estados Unidos	26/10/2017	Nave tiltrotor con funcionamiento de pilón	<p>Aeronave basculante con implementación de conjunto de pilón giratorio y motor fijo. El motor está soportado por el fuselaje próximo a un extremo exterior del ala y funciona con una caja de engranajes fija acoplada al motor y con un engranaje de salida.</p> <p>Las nervaduras internas y externas de la punta se extienden por encima del ala. Hay un cartucho de rodamiento interior y otro externo que se acoplan a la nervadura interna y a la nervadura externa o de fueraborda respectivamente. Un conjunto de pilón está acoplado entre los cojinetes internos y externos</p> <p>El conjunto de pilón incluye una caja de engranajes de husillo, un mástil acoplado operativamente al engranaje de entrada y un conjunto de propulsores que pueden girar con el mástil. La caja de engranajes del husillo es giratoria alrededor de un eje de conversión para operar selectivamente la aeronave entre los modos de helicóptero y avión.</p>
WO2017 153807	Oficina Mundial	14/09/2017	Nave con sistema de proprotor y rotor principal	<p>Aeronave de rotor convertible que comprende: un conjunto de proprotor inclinable y un sistema de rotor principal. El proprotor inclinable se puede controlar para cambiar el eje de rotación del proprotor entre el modo avión (horizontal) y el modo helicóptero (vertical).</p> <p>El rotor principal proporciona elevación durante el lift en modo helicóptero, produce un flujo de aire que fluye a través de las palas del proprotor.</p>
US2017 240274	Estados Unidos	24/08/2017	Sistema de propulsión pivotante	<p>Sistema de propulsión que comprende: una primera unidad de propulsión montada de forma fija en el fuselaje; una segunda unidad de propulsión; un rotor montado de manera pivotante con respecto a la primera unidad de propulsión, para permitir así el giro selectivo del rotor entre el modo horizontal y el vertical; un primer acoplamiento para acoplar y desacoplar selectivamente el rotor con respecto a la primera unidad de propulsión; un segundo acoplamiento para acoplarlo y desacoplarlo con respecto a la segunda unidad de propulsión.</p>
DE1020 1600223 1	Alemania	31/08/2017	Sistema de rotor principal pasivo y basculantes activos	<p>Aeronave con uno o más rotores principales pasivos y dos o más rotores basculantes de control activo. Mientras el rotor principal se sitúa sobre el fuselaje, como en cualquier helicóptero, los rotores basculantes están ubicados a ambos lados del fuselaje</p>

Capítulo 8: Anexos

US2017 217595	Estados Unidos	03/08/2017	Opciones de montaje del conjunto motor a un avión	<p>El conjunto del motor incluye una barra de torsión acoplada entre el motor y el fuselaje. La barra de torsión experimenta torsión en respuesta al movimiento de torsión del motor, que puede controlarse en función de la rigidez de la barra de torsión.</p> <p>En algunas modelos el conjunto del motor puede incluir dos brazos que acoplan la barra de torsión al motor. Adicionalmente, los ensamblajes de los brazos pueden incluir un montaje de tijera acoplable al motor</p> <p>En algunos modelos el motor está sujeto además a un movimiento lateral y vertical que no se ven afectados de forma importante por la rigidez torsional de la barra de torsión, por lo que son independientes de la misma.</p>
EP3252 560	Oficina Europea	06/12/2017	Método de pilotaje asistido de aeronave de ala giratoria	<p>Esta aeronave contiene: un medio de control de empuje generado por la unidad de propulsión, un medio de control colectivo del paso de las palas del ala giratoria y otro medio de control cíclico de las mismas palas; teniendo así controles redundantes.</p> <p>Para controlar la aceleración longitudinal un piloto puede usar los medios de control de empuje, y / los medios de control cíclico. Del mismo modo, para controlar la aceleración vertical un piloto puede utilizar un control colectivo como en un helicóptero convencional, o cambiar la actitud longitudinal de la aeronave usando los medios de control cíclicos y usar el empuje del medio de control.</p>
US2017 144747	Estados Unidos	25/05/2017	Sistema de control de vuelo adaptable para controlar el paso de las hélices	<p>Una aeronave de ala giratoria convencional con un fuselaje y al menos un rotor principal accionado para proporcionar tanto elevación como propulsión. Incluye un dispositivo antipar que se opone al par del rotor debido a la reacción del rotor principal, con el par motor utilizado para poner en rotación el rotor principal.</p> <p>El dispositivo antipar también permite que la aeronave sea pilotada alrededor de su eje de guiñada. El dispositivo antipar suele estar constituido por un rotor auxiliar situado en la parte trasera de la aeronave, y es impulsado por medio de un sistema auxiliar de transmisión de potencia mecánica</p> <p>El helicóptero híbrido también está provisto de un ala con dos hélices de propulsión que se colocan a cada lado del fuselaje, en las medias alas respectivas. La propulsión del helicóptero en el vuelo de crucero es proporcionada por sus hélices de propulsión.</p> <p>Modificando el paso de las palas de las hélices, es posible controlar el empuje generado por las hélices de propulsión y, en consecuencia, controlar su velocidad de avance.</p>

ES2604 711	España	08/03/2017	Diseño de nave con 3 rotores	<p>Comprende una hélice montada sobre el cuerpo y tres rotores, uno principal en la cola y dos secundarios montados en los extremos de unos soportes a los lados del fuselaje. Los tres rotores pueden girar respecto a un eje horizontal para colocarse en posición vertical. Las alas son retractiles y se plegaran según las condiciones de vuelo. Las baterías de son eléctricas y se recargan mediante el giro de las hélices.</p>
US2016 311528	Estados Unidos	27/10/2016	Nave multirotor con control de guiñada	<p>La invención, capaz de despegue y aterrizaje vertical, utiliza tres rotores principales de elevación vertical y paso variable con un sistema de rotor de cola de guiñada. Los rotores de popa pueden ser basculantes, es decir, pivotan para aumentar la velocidad de avance sin incrementar el coeficiente de arrastre debido a la inclinación del vehículo.</p> <p>Esto mejora las propiedades aerodinámicas del fuselaje. Los tres rotores principales están posicionados en una configuración triangular equilátera, mejorando el equilibrio, aumentando la resistencia del soporte de carga y haciéndolo más compacto en tamaño. Los movimientos se controlan a través de cambios en el paso, lo que permite que los motores mantengan rotaciones controladas.</p>
WO2016 164280	Oficina Mundial	13/10/2016	Sistema de 3 rotores independientes y en estructura triangular	<p>Diseño de tres rotores de paso variable. El uso de tres cabezas de rotor más pequeñas, comparado con una única cabeza de rotor grande, crea la misma elevación con la misma área de superficie pero tamaño y masa reducidos, mejorando la estabilidad y la eficiencia.</p> <p>La orientación triangular equilátera de los rotores principales mantiene las relaciones dinámicas fijadas alrededor del eje central durante las maniobras, proporcionando una estabilidad máxima. Funcionar con palas de rotor más pequeñas, en comparación con un vehículo de rotor único con la misma superficie de pala, permite que el vehículo logre rpm más altas debido a la menor masa de rotación en la cabeza del rotor.</p> <p>Esto crea una mayor elevación relativa por unidad de superficie de la pala del rotor y una mayor estabilidad sin aumentar el par, minimizando la necesidad de gestión de par del sistema de cola de guiñada. Este vehículo utiliza sistemas de rotor independientes y de paso variable para cada uno de los tres rotores principales, así puede abordar las disparidades en las condiciones de vuelo para cada rotor individual; lo que mejora el rendimiento.</p>

Capítulo 8: Anexos

US2016 272312	Estados Unidos	22/09/2016	Avión tiltrotor no tripulado	<p>Vehículo aéreo no tripulado que comprende un fuselaje, brazos pivotables y conjuntos de rotor. Los conjuntos de rotor se alojan en el extremo exterior de los brazos pivotable, que se extienden transversalmente desde el eje central longitudinal del fuselaje.</p> <p>Cada conjunto de rotor está configurado para pivotar independientemente desde una posición vertical hasta una posición horizontal. El sistema está configurado de manera que la velocidad se ajusta regulando el voltaje proporcionado a cada rotor.</p>
DE1020 1510791 3	Alemania	24/11/2016	Mejora de helicópteros de rotor horizontal rígido	<p>Helicóptero con un rotor horizontal, transversal al plano central longitudinal de las alas, sobre el que están dispuestos los rotores verticales, y con un brazo de cola con estabilizador vertical.</p>
DE1020 1510597 6	Alemania	20/10/2016	Aviones autodirigidos de pequeño tamaño	<p>Vehículo aéreo no tripulado autodirigido que comprende un cuerpo de fuselaje con una alineación coincidente con la dirección del vuelo, Asimismo contiene una serie de medios de accionamiento (hélices) que proporcionan el avance en la dirección deseada</p> <p>Dado que la alineación del cuerpo del fuselaje en vuelo normal corresponderá a la dirección de vuelo principal, se busca que la dirección de acción principal de todas las hélices con respecto a la orientación del fuselaje sea convertible. La nave funciona con motores eléctricos alimentados por batería.</p>
FR3024 431	Francia	05/02/2016	Aeronave convertible con ventilador horizontal en fuselaje	<p>Aeronave convertible que comprende un fuselaje, un ventilador horizontal fijo ubicado en el extremo delantero del fuselaje, un conjunto estabilizador que comprende un estabilizador y una deriva, dos alas dispuestas a cada lado del fuselaje, y dos vainas dispuestas en los extremos de las alas.</p> <p>Estas góndolas, inclinadas alrededor de un eje transversal al fuselaje, comprenden cada una un rotor con conductos y una aleta dispuesta a la salida del rotor para garantizar el control de la aeronave. Esto permite presentar tres puntos de apoyo durante la sustentación estacionaria de la aeronave, gracias a las dos cápsulas y al ventilador horizontal.</p> <p>Así asegura una estabilidad perfecta en el plano horizontal durante esta fase de vuelo. Además, la presencia del ventilador horizontal permite variar en un amplio rango el centro de gravedad de la aeronave, facilitando así la distribución longitudinal de las cargas.</p>

JP20165 01773	Japón	21/01/2016	Avión convertible con ventiladores horizontales en el fuselaje y dos ventiladores con conductos en la punta del ala	Está formado por un fuselaje que comprende un par de cuchillas dispuestas a ambos lados, un ventilador con conductos instalado en una posición horizontal en uno de los extremos del cuerpo y al menos un ventilador con conductos. Las dos góndolas están dispuestas respectivamente en los extremos de las cuchillas, cada una de las cuales incluye ventiladores con conductos unidos con cierta inclinación al cuerpo.
BRPI03 11741	Brasil	28/06/2016	Sistema de péndulo para control de aeronave convertible	Aeronave de ala giratoria convencional que comprende un fuselaje y un motor. El motor está acoplado a través de un árbol vertical para hacer girar un rotor que proporciona elevación vertical a la aeronave. La sección de cola, que tiene un rotor de cola, está rígidamente unida al fuselaje. El rotor de cola tiene la misma función que el timón en un avión de ala fija convencional. El centro de masas está suspendido como un péndulo por debajo del centro de elevación. Por lo que puede funcionar como un péndulo estabilizado por gravedad en un modo estacionario con velocidad horizontal cero.
EP2826 710	Oficina Europea	21/01/2015	Diseño aeronave de despegue y aterrizaje vertical	Aeronave de despegue y aterrizaje vertical que comprende: un mecanismo de propulsión para generar sustentación y empuje; una unidad de suministro de energía para suministrar potencia al mecanismo de propulsión; un bastidor principal para soportar al menos parte de la unidad de fuente de alimentación, un asiento y un tren de aterrizaje; un subchasis para soportar el mecanismo de propulsión; una unidad de acoplamiento de bastidor para acoplar de forma giratoria el bastidor principal y el bastidor auxiliar; y una palanca de control conectada al bastidor auxiliar o el mecanismo de propulsión, en el que un ocupante sentado en el asiento acciona la palanca de control para mover el bastidor inferior con relación al bastidor principal para cambiar la orientación del mecanismo de propulsión.

Capítulo 8: Anexos

<p>AU20162 10641</p>	<p>Australia</p>	<p>30/07/2015</p>	<p>Aeronave convertible con dos rotores de conductos (ducted rotors) en las alas y un rotor horizontal</p>	<p>La aeronave tiene, a cada lado del fuselaje, dos rotores de conductos basculantes, llamados góndolas. Según su posición, la aeronave puede moverse verticalmente o trasladarse horizontalmente.</p> <p>El control de estas aeronaves es problemático porque los conductos de los rotores generan elevación tan pronto como el flujo de aire los impacta. Así, su variación de posición durante la fase de transición entre movimiento vertical y horizontal cambia la distribución y la intensidad del lift y del arrastre total del avión.</p> <p>Su comportamiento por lo tanto varía demasiado, haciéndolo excesivamente sensible al control. Las góndolas están dispuestas en ambas puntas de las alas; se montan inclinadas alrededor de un eje transversal con respecto al fuselaje, y comprenden un rotor con conductos y un flap, ubicado en la salida de cada rotor para asegurar el control de la aeronave.</p>
<p>US2015 115096</p>	<p>Estados Unidos</p>	<p>30/04/2015</p>	<p>Giroavión con ala fija acoplable</p>	<p>El giroavión compuesto incluye un avión de ala giratoria que comprende un fuselaje y al menos un rotor; y un avión de ala fija acoplado al avión de ala giratoria pero con la posibilidad de liberarlo de éste. El avión de ala giratoria puede incluir un rotor principal y un rotor de cola, o dos rotores en tándem, normalmente girando en direcciones opuestas para cancelar la reacción de par de modo que no sea necesario ningún rotor de cola u otro estabilizador de orientación.</p>
<p>RU2014 107956</p>	<p>Rusia</p>	<p>10/09/2015</p>	<p>Rotorcraft con despegue vertical</p>	<p>Las fuerzas de elevación y tracción se crean inclinando el rotor respecto al fuselaje, es decir, con un cambio de posición del rotor impulsor. Al cambiar al modo vertical de despegue y aterrizaje, el disco telescópico se utiliza para girar la góndola verticalmente, y el sistema de cable se utiliza para mover la góndola horizontalmente. Esto permite que la góndola de potencia se mueva hacia adelante y hacia atrás a una distancia considerable, necesaria para equilibrar correctamente la elevación vertical cuando la góndola de potencia gira 90 ° durante la transición desde el modo de despegue vertical y aterriza en el régimen de vuelo de crucero.</p> <p>Un motor de pistón está fijado a la parte trasera de la aeronave, tiene ejes de transmisión que permiten sujetar la góndola de potencia y transmitirla al eje de salida correspondiente para proporcionar la comunicación del motor con el rotor desviado. El motor está conectado a un rotor que soporta el movimiento en la dirección horizontal, o cuando se utiliza un turborreactor, su empuje reactivo asegura el movimiento en la dirección horizontal</p>

EP2927 120	Oficina Europea	07/10/2015	Sistema de control de giro del ala	<p>El avión incluye un fuselaje y un ala que se extiende desde sus laterales. Un rotor está asegurado a cada ala; teniendo el rotor un plano de trayectoria definido por la rotación del rotor alrededor de su eje de rotación.</p> <p>Cuando el plano del recorrido de la punta del rotor cambia con relación al eje de rotación, el ala gira en una determinada dirección para reducir el ángulo de ataque del ala con respecto a la estela del rotor.</p>
US89317 28	Estados Unidos	13/01/2015	Giroavión de chorro de punta	<p>El giroavión incluye rotores accionados por chorros de punta. Es decir, cada rotor puede incluir múltiples palas de rotor que incluyen cada una un chorro de punta (pequeño motor a reacción situado cerca de la punta de la pala del rotor) para impulsar la rotación del rotor.</p> <p>Cuando se necesita un empuje del chorro de punta, se alimenta aire comprimido. El núcleo de un rotor puede actuar como un colector, alimentando aire comprimido en los conductos interiores de las diversas palas del rotor.</p> <p>Una fuente de aire comprimido también puede incluir un motor turbohélice que acciona una hélice en un lado y un compresor en el otro. En un modelo de este tipo, el compresor puede estar conectado al motor a través de un embrague, así cuando ya no se necesita aire del compresor, este puede desconectarse del motor</p>
WO2015 133932	Oficina Mundial	11/09/2015	Aeronave de ala rotatoria y despegue vertical	<p>El diseño comprende un fuselaje instalado entre los módulos de la cabina de forma que mantiene el centro de gravedad entre ellos, una cola conectada al fuselaje de la aeronave y que comprende un estabilizador horizontal para controlar la inclinación y dirección de la aeronave, el bastidor de la aeronave con un soporte de pivote para montar una góndola y un bloque de rotor.</p> <p>Tiene una hélice de proa conectada al fuselaje o bastidor de la aeronave, que comprende al menos una aleta horizontal extraíble, o alas plegables unidas a cada lado del fuselaje para proporcionar una sustentación adicional de la aeronave</p>
AU2013 233293	Australia	25/09/2014	Aeronave de despegue y aterrizaje vertical	<p>Está provisto de: un dispositivo de propulsión que genera fuerza de empuje; un medio de suministro de potencia (motor) para el dispositivo de propulsión; un bastidor principal que soporta el motor, un bastidor auxiliar que soporta el dispositivo de propulsión; una sección de conexión entre el bastidor principal y el auxiliar de manera pivotante; y un mango que está conectado al bastidor auxiliar.</p>

Capítulo 8: Anexos

EP2690 012	Oficina Euro pea	29/01/2014	Giroavión semiconvertible	<p>Compuesto por un rotor principal que proporciona sustentación durante las operaciones de vuelo vertical y hacia adelante, un par de alas principales y alas de canard y un par de dispositivos de propulsión adicionales para el levantamiento y el empuje durante el vuelo de crucero directo.</p> <p>Presenta dos alas principales detrás del rotor principal y dos alas montadas en el extremo frontal. Esta configuración destaca por la falta de un brazo de cola y la posición trasera de las hélices de propulsión, lo que se traduce en una mayor comodidad al reducir el ruido y las vibraciones y aumentar la seguridad.</p> <p>Además, la configuración del canard proporciona una sustentación adicional, lo que conlleva que el centro de elevación de las alas no coincida con el mástil del rotor, permitiendo así ubicar las alas lejos en la parte trasera del avión. El centro de elevación resultante de los canards, las alas y el rotor principal tiene que ser coincidente con el centro de gravedad</p> <p>El mástil del rotor aún tiene que estar cerca del centro de gravedad, es decir, en algún lugar en el centro del avión, con respecto a la operación en el modo de helicóptero, y el ascensor está provisto únicamente por el rotor principal.</p>
RU2012 136865	Rusia	10/03/2014	Helicóptero híbrido	<p>Se caracteriza porque: cada hélice se sostiene por la parte trasera; contiene un sistema de consolidación que conecta permanentemente el grupo de motores a la superficie giratoria del rodamiento giratorio, excepto en casos de falla; contiene un medio diferencial para controlar el paso cíclico de las palas del rotor para controlar la orientación de la aeronave.</p>
US2014 034774	Estados Unidos	06/02/2014	Aeronave de alta velocidad y rango largo	<p>Tiene dos rotores principales contrarrotantes dispuestos en tándem encima de dicho fuselaje, un rotor principal delantero y un rotor principal trasero.</p> <p>La aeronave comprende medios de control diferencial para controlar el paso cíclico de las palas de los rotores principales para controlar la aeronave en guiñada; y medios de inhibición para inhibir cada miembro de propulsión de forma independiente</p>

US2014 084114	Estados Unidos	27/03/2014	Aeronave con hélice inclinable alrededor de dos ejes y un rotor retráctil	<p>Sistema hidrostático que permite que un conjunto de hélices se pueda bascular alrededor de dos ejes y un mecanismo de rotor retráctil plegable. El avión utiliza un rotor y una hélice para proporcionar empuje durante el despegue vertical. La hélice se mueve variando entre posición vertical y horizontal, iniciando la transición al vuelo horizontal mientras proporciona fuerzas para contrarrestar el momento del rotor.</p> <p>Al aumentar la velocidad horizontal, las fuerzas de elevación aerodinámicas bastan para sustituir las fuerzas de elevación del rotor. A velocidades horizontales más altas, el rotor se dobla en una posición aerodinámicamente favorable y se retrae hacia dentro del fuselaje para minimizar las pérdidas por arrastre</p>
US2014 191088	Estados Unidos	10/07/2014	Aeronave con sistema de lift y propulsión	<p>Los rotores pueden operar en vuelo crucero a una velocidad de rotación de al menos 25% o incluso 40% más lenta que la utilizada para vuelo estacionario. Las alas son relativamente delgadas y no están barridas. Podrían tener un ala aerodinámica en el tramo medio y podrían tener un ángulo de barrido de vanguardia de menos de 15 grados. Una sola ala puede transportar el primero y el segundo rotores basculantes</p> <p>Los rotores tienen cuchillas largas y rígidas.</p>
WO2014 091092	Oficina Mundial	19/06/2014	Aeronave convertible con dos rotores de conductos (ducted rotors)	<p>La aeronave está provista de un motor térmico colocado en el fuselaje, preferiblemente detrás de las alas, y conducido por un rotor de transmisión mecánica ubicado en las góndolas. Cada góndola incluye una caja de retorno de potencia y los medios para variar el paso del rotor, dándoles la oportunidad, a igual potencia absorbida, de variar el empuje que ejercen.</p> <p>Opcionalmente, la aeronave está provista de un generador eléctrico acoplado al motor y un sistema de almacenamiento, un sistema de transformación eléctrica y medios de transporte de esta electricidad a motores eléctricos.</p> <p>La aeronave está equipada con dos tomas de aire ubicadas en la parte superior del fuselaje, frente a las alas, para garantizar el enfriamiento de los sistemas de a bordo. Las alas están fijadas y ubicadas en el nivel superior del fuselaje. Preferiblemente, están vinculados en la parte superior del fuselaje.</p> <p>La alta instalación de las alas permite aumentar el tamaño de las góndolas y, en consecuencia, el empuje total del sistema de propulsión con potencia constante. También facilita el acceso al compartimento de pasajeros y despeja la visibilidad del piloto y los pasajeros.</p>

Capítulo 8: Anexos

WO2014 206058	Oficina Mundial	31/12/2014	Helicoptero con hélices de inclinación hacia delante	Helicóptero que comprende un fuselaje, un eje giratorio de la hélice principal y un empenaje. El fuselaje está conectado a un motor mediante una cremallera; una barra hidráulica está dispuesta en la parte trasera y debajo del motor principal; la cola de la varilla hidráulica está asegurada en el cuerpo principal del helicóptero, y el eje giratorio está conectado al motor principal. Un ala está dispuesta horizontalmente en la parte superior del fuselaje, está provista de un motor secundario en cada uno de sus dos extremos, los dos motores secundarios están conectados a un tornillo secundario de purga por un eje de transmisión y que está firmemente conectado por un eje concéntrico ubicado en el centro del ala y gira bajo el accionamiento de una varilla hidráulica
US2013 256465	Estados Unidos	03/10/2013	Aeronave de ala incidente rotante	Un avión de dos rotores, uno al lado del otro, tiene un fuselaje y un conjunto de ala incidente variable que pivota con relación al fuselaje. El conjunto de ala incidente variable incluye motores montados de manera fija en el ala, y un mástil unido en un ángulo fijo con relación a los miembros de ala. Entonces los motores también pueden estar ubicados cerca del fuselaje. El conjunto de ala incidente variable es capaz de pivotar permitiendo la orientación del mástil en una posición estacionaria y otra de vuelo hacia adelante. Los rotores proporcionan empuje adicional hacia adelante y las alas proporcionan una sustentación adicional, cuando el mástil está en posición de vuelo hacia adelante
CA2776 121	Canada	30/10/2013	Rotor coaxial de ala	La aeronave dispone de modo de vuelo de ala fija y modo de vuelo de ala giratoria. Comprende un rotor que está acoplado al fuselaje de manera que puede girar respecto a él, en la parte superior de un carenado de mástil; y un rotor inferior que está acoplado de igual manera al fuselaje debajo de otro carenado de mástil. Estos dos carenados de mástil están contienen los ejes de transmisión, dispositivos de control y los estabilizadores verticales; y en lugar de una cola trasera convencional, se utiliza una aleta de canard para el control del cabeceo. El carenado del mástil superior es comparativamente más largo que el del mástil inferior. Esto ubica el centro de gravedad de la aeronave por debajo del centro combinado de elevación de los dos rotores, y proporciona una estructura de soporte más fuerte para los trenes de aterrizaje, que están conectados en la parte inferior del rotor inferior.

ES2409 405T	España	26/06/2013	Optimización de consumo en avión convertible	<p>Ocultando los rotores estacionarios durante el vuelo hacia adelante en escotillas para crear una forma de avión estable, con alas aerodinámicamente muy buenas. Como resultado, son posibles velocidades de vuelo y valores de consumo de combustible casi iguales a los de aeronaves convencionales.</p> <p>La necesidad de potencia en vuelo estacionario es menor que en otras aeronaves de arranque vertical por dos motivos: 1. Los motores estacionarios no se utilizan para vuelo en modo crucero, y, por tanto, se pueden optimizar al máximo para vuelo estacionario. 2. Los motores estacionarios quedan ocultos en vuelo de crucero, de modo que la superficie del rotor puede tener dimensiones relativamente más grandes.</p>
WO2013 137261	Oficina Mundial	19/09/2013	Avión de despegue y aterrizaje vertical capaz de realizar un control de empuje con estructura simple	<p>Aeronave provista de: un dispositivo de propulsión que genera fuerza de empuje; un medio de suministro de potencia; un bastidor principal que soporta el motor, un bastidor auxiliar que soporta el dispositivo de propulsión; una sección de conexión entre el bastidor principal y el auxiliar; y un mango conectado al bastidor auxiliar.</p> <p>El mango, accionado por el piloto, mueve el bastidor auxiliar con relación al principal para cambiar la orientación del dispositivo de propulsión.</p>
CN1033 18408	China	25/09/2013	Sistema de rotor plegable para un giroavión	<p>El sistema comprende un conjunto de rotor asociado operativamente con un árbol de accionamiento. El conjunto de rotor lo forma una pala conectada a un pasador de agarre. Se puede operar un plato cíclico asociado con el pasador de agarre para cambiar selectivamente el paso de la pala del rotor. Un accionador de plegado (y desplegado) de cuchilla está asociado operativamente con el pasador de agarre.</p> <p>Durante el modo avión se pueden detener y plegar las palas del rotor para que el giroavión dependa sólo del empuje del motor para su propulsión. Las palas del rotor se pliegan en trayectoria de espiral de modo que permanecen en sentido de canto, o emplumadas, durante el proceso de plegado. Esta trayectoria del pliegue minimiza considerablemente la resistencia aerodinámica de las palas.</p>

Capítulo 8: Anexos

EP2567 893	Oficina Europea	13/03/2013	Proporcionar un avión birotor en tándem a gran alcance y alta velocidad	<p>La aeronave consta de un fuselaje, un ala giratoria provista de dos rotores principales contrarrotatorios dispuestos en tándem sobre dicho fuselaje, un rotor principal delantero transportado por la parte delantera y un rotor trasero principal transportado por la parte trasera; una unidad de propulsión, una unidad de potencia para alimentar los rotores principales y las unidades de propulsión. Es particularmente notable en que: cada unidad de propulsión es transportada por la parte trasera, la aeronave comprende un sistema de interconexión entre la unidad de potencia y dicha aleta giratoria. El avión comprende también medios para el control diferencial del paso cíclico de los rotores principales para el control de guiñada de la aeronave, y medios para inhibir cada elemento de propulsión.</p>
FR2979 900	Francia	15/03/2013	Aeronave convertible capaz de alcanzar altas velocidades y cubrir largas distancias	<p>Este helicóptero híbrido comprende un fuselaje y un rotor principal para palas giratorias con dos motores de turbosje dispuestos en la parte superior del fuselaje, uno a cada lado del plano longitudinal de simetría, también dispone de un ala y una hélice. Además, el helicóptero está equipado con un tren de transmisión, que conecta motor, rotor y hélice.</p> <p>Con esta configuración las velocidades de rotación de las salidas del motor, el rotor, y la hélice son proporcionales entre sí; la relación de proporcionalidad es constante independientemente de la configuración de vuelo. Por lo tanto, el rotor sigue funcionando y desarrolla la elevación tanto en vuelo hacia delante como en vuelo estacionario.</p> <p>Este helicóptero permite misiones de larga duración en vuelos verticales, cruceros de alta velocidad, pero también permite cruces de larga distancia, al tiempo que permite vuelos estacionarios y despegues verticales</p>
CN1023 98676	China	04/04/2012	Ala rotatoria con sistema de propulsión	<p>Está provista de una planta de energía que acciona un ala giratoria y al menos un medio de propulsión que posee una hélice. La planta de energía incluye al menos un motor con un eje de salida que acciona un tren de accionamiento para impulsar dicha ala giratoria. El avión incluye un sistema de acoplamiento por motor provisto de un árbol de accionamiento y con una primera rueda dentada que están acoplados entre sí por un embrague</p> <p>y por una rueda libre principal controlable dispuesta en paralelo con el embrague. Dicho árbol de accionamiento activa un medio de propulsión provisto de medios de freno para frenar su la hélice, dicha primera rueda dentada engranando con dicho tren de accionamiento.</p>

US2012 292456	Estados Unidos	22/11/2012	Sistemas de rotor basculante	<p>Aeronave con rotor basculante y modo de helicóptero con góndolas. La góndola está diseñada para hacer girar un conjunto de sistema de rotor entre la posición de vertical y horizontal. En modo helicóptero, las palas de rotor son operables con las góndolas, para proporcionar una sustentación vertical a la aeronave.</p> <p>Los conjuntos de rotor están configurados para controlar el paso de las palas de rotor, colectiva y cíclicamente, para proporcionar un control de guiñada, cabeceo y balanceo a la aeronave en modo helicóptero.</p>
FR2964 948	Francia	23/03/2012	Avión de ala giratoria	<p>La aeronave tiene una rueda libre controlable que puede conectarse o desconectarse a voluntad. La parte de accionamiento hace girar la parte que puede conducir en el modo conectado cuando la velocidad de giro de la porción conductora es mayor o igual a la velocidad de giro de la parte accionable.</p> <p>La porción de accionamiento no hace girar la porción accionable cuando la anterior velocidad de rotación es menor que la última velocidad de rotación.</p>
EP2421 752	Oficina Europea	29/02/2012	Aeronave tiltrotor	<p>Aeronave tiltrotor que comprende un ala, un fuselaje y un primer sistema de rotor. También está equipado con un segundo sistema de rotor en el extremo opuesto del ala, dicho sistema es inclinable de manera que se coloca en posición horizontal durante el modo crucero y en posición vertical durante el modo helicóptero.</p> <p>Los rotores pueden operar en vuelo de crucero a una velocidad de rotación entre un 25% y un 40% más lenta que la utilizada para el vuelo estacionario.</p>
US2012 104157	Estados Unidos	03/05/2012	Giroavión con sistema auxiliar	<p>El giroavión incluye un fuselaje, un rotor montado en el fuselaje con opción de girar respecto a él, un generador de potencia auxiliar alimentado por el motor y una serie de accionadores alimentados por el generador de potencia auxiliar. Una toma de fuerza que incluye bomba hidráulica y un generador acoplado giratoriamente al rotor. La toma de fuerza incluye una rueda de accionamiento que engrana con el rotor para girar de manera síncrona con la misma.</p> <p>La toma de fuerza está montada en una brida asegurada a un mástil al que está montado un cubo de rotor. La brida puede asegurar a una cubierta que rodea el mástil. Un tensor puede montarse en la brida y desviar un rodillo contra la correa para mantener la tensión. Como la toma de fuerza incluye tanto una bomba hidráulica como un generador, el rodillo puede acoplar la correa entre las ruedas motrices acopladas a la bomba hidráulica y al generador.</p>

Capítulo 8: Anexos

AT5154 32T	Austria	15/07/2011	Aeronave de rotor no articulado	<p>El avión contiene un rotor sin juntas que está configurado sin cojinete, comprende un cabezal de rotor, un mástil con un eje de rotor y un elemento transmisor de par conectado, que en este ejemplo es una estrella de cabezal de rotor cruciforme. Además, el rotor está equipado con cuatro palas de rotor similares, cada una asociada con su respectivo brazo.</p> <p>Cada pala del rotor comprende una conexión con un bucle de eliminación de fuerza centrífuga, que envuelve al mástil de rotor de forma desconectada y está conectado de manera rotacionalmente fija a la estrella de cabeza de rotor. El bucle de terminal de la cuchilla está hecho esencialmente de material compuesto de fibra y forma un elemento estructural con una zona de choque, giro y torsión blanda. El lazo de conexión de la cuchilla es un componente integral de la pala de rotor.</p>
CN1019 39219	China	05/01/2011	Aeronave de ala incidente	<p>Avión de dos rotores uno al lado del otro con un conjunto de ala incidente que pivota con relación al fuselaje. El avión también tiene un conjunto de tren de aterrizaje y un conjunto de aleta de cola. El conjunto de ala incidente variable está unido de manera pivotante al fuselaje, e incluye miembros de ala, motores montados de manera fija en el ala, y un mástil unido en un ángulo fijo con relación al ala.</p> <p>El conjunto de ala incidente variable es capaz de pivotar alrededor de un eje de pivote, permitiendo de este modo la orientación del mástil en al menos una posición de mástil para vuelo estacionario y otra de vuelo hacia adelante. Los rotores proporcionan empuje adicional hacia adelante y las alas proporcionan una sustentación adicional, cuando el mástil está en posición de vuelo hacia adelante</p>
DE0971 1303T	Alemania	17/03/2011	Aeronave de ala rotatoria	<p>Giroavión compuesto de rotor doble lado a lado con un fuselaje y un conjunto de ala incidente variable que pivota con respecto al fuselaje. El fuselaje incluye una cabina, una porción de pasajeros / carga y un boom de cola. La aeronave incluye un conjunto de aleta de cola. El conjunto de aletas traseras está acoplado a la parte de la pluma de cola del fuselaje y puede incluir un timón, un conjunto de cola de mariposa y otros estabilizadores verticales y horizontales adecuados</p> <p>El conjunto de ala incidente variable incluye los motores, las transmisiones, los mástiles, y un par de rotores contrarrotatorios que están acoplados giratoriamente a los mástiles. El sistema propulsor de elevación está formado por los rotores contrarrotatorios montados en o muy cerca de las puntas de las alas. La orientación de los mástiles es tal que están inclinados hacia adelante, es decir, en la dirección del vuelo.</p>

WO2011 159281	Oficina Mundial	22/12/2011	Avión con modo de palas plegadas	<p>Aeronave con rotor basculante con góndolas configuradas para hacer girar un conjunto rotor entre una posición vertical y horizontal. Los conjuntos de rotor están configurados para controlar el paso de las palas de rotor, y para proporcionar un control de guiñada, cabeceo y balanceo a la aeronave.</p> <p>La aeronave puede tener las palas de rotor plegadas contra las góndolas, así vuela de manera más eficiente.</p>
CN1019 05742	China	08/12/2010	Asistencia de pilotaje de helicópteros híbridos	<p>Aeronave provista de un ala giratoria, dos medias alas con hélices, y un motor que impulsa el ala giratoria y las hélices engranándose con un sistema de interconexión.</p>
US2010 327123	Estados Unidos	30/12/2010	Sistema de control del paso de las hélices en helicóptero híbrido	<p>Las velocidades de rotación de las salidas de los motores, las hélices y el rotor principal son proporcionales. Por lo tanto, el rotor principal sigue girando por el motor de turbina, y aún desarrolla la elevación independientemente de la configuración.</p> <p>Más específicamente, el rotor principal está destinado a proporcionar toda la sustentación del helicóptero híbrido durante las fases de despegue, aterrizaje y vuelo vertical; y luego, durante el vuelo de crucero, el ala contribuye en parte a la asistencia dicho helicóptero.</p> <p>Los medios de control de empuje permiten definir el paso promedio de las palas de las hélices primera y segunda, este paso promedio corresponde a la mitad de la suma del primer y segundo paso de las palas. Por otro lado, el timón hace posible mover el paso de las palas de las de forma diferente al paso medio, aumentando el paso de las palas de una hélice en un valor mientras que el paso de las palas de la otra hélice se disminuye en dicho valor.</p>
US2010 012775	Estados Unidos	21/01/2010	Sistema de motor desmontable por torsión	<p>Aeronave de rotor de inclinación con un sistema de motor desacoplado torsionalmente. Los conjuntos de rotor de inclinación son transportados por los elementos de ala, y están dispuestos en sus extremos. Los conjuntos de rotor inclinable incluyen góndolas, que alojan los motores, transmisiones y cajas de engranajes de rotor de propulsión dispuestos en los extremos delanteros de las góndolas.</p> <p>Los conjuntos de rotor de inclinación se mueven o giran con respecto al ala entre un modo helicóptero, en el que dichos conjuntos están inclinados hacia arriba, de modo que puede despegar, flotar, volar y aterrizar como un helicóptero convencional; y un modo avión en el que los conjuntos de rotor basculante están inclinados hacia delante, de modo que la aeronave vuela como un avión impulsado por hélice de ala fija convencional.</p>

Capítulo 8: Anexos

US2010 171000	Estados Unidos	08/07/2010	Tandem accionado con rotor de inclinación	<p>Avión de despegue y aterrizaje vertical que vuela como un avión convencional. Puede volar más rápido que un helicóptero y transportar pesos mayores también.</p> <p>Comprende un rotor multidireccional inclinable en la parte delantera y un motor a reacción en la parte trasera conectado mediante una articulación que permite la inclinación hacia el fuselaje. El chorro está conectado a la articulación que permite la inclinación de modo que el chorro puede girar sobre la unión.</p>
EP2258 615	Oficina Europea	08/12/2010	Sistema de asistencia para pilotar un helicóptero híbrido	<p>Dispositivo de asistencia al pilotaje de un helicóptero equipado con un ala giratoria, dos medias alas provistas respectivamente de hélices, y de una central eléctrica que tiene un motor de turbina que hace girar continuamente el ala giratoria y las hélices</p> <p>El dispositivo auxiliar de pilotaje comprende: un sensor de paso medio capaz de medir un paso promedio de las cuchillas de las hélices, en tiempo real, un sensor de velocidad del aire capaz de medir la velocidad real del helicóptero híbrido, en tiempo real, un sensor de velocidad de rotación capaz de medir la velocidad de rotación de las hélices.</p>
US2010 193644	Estados Unidos	05/08/2010	Aeronave con sistema de lift y propulsión	<p>Aeronave de despegue y aterrizaje vertical diseñada para puede ser comercialmente competitiva operando en un rango de 100 a 1000 millas. Las mejoras incluyen un rotor basculante de alta eficiencia y un diseño de alas que permiten tanto el despegue vertical como un vuelo crucero de alta velocidad eficiente, y un sistema de propulsión de velocidad variable.</p> <p>La aeronave utiliza aletas internas y externas delgadas, palas de rotor delgadas y un diseño liviano eficiente para lograr una fracción de peso muy baja.</p>
US2010 078523	Estados Unidos	01/04/2010	Tándem de rotor inclinable	<p>Aeronave con un cuerpo largo que es capaz de lograr un despegue vertical por medio de un conjunto de rotor y cuchilla inclinable en la parte delantera de la aeronave y una inclinación turbojetable en la parte trasera del avión. El conjunto de rotor y cuchilla gira mediante un conjunto de motor, colocado en la parte superior, con la inclinación multidireccional que permite la junta.</p> <p>El turborreactor está equipado con una inclinación multidireccional que permite control del movimiento lateral de la aeronave y que proporcione una elevación vertical y propulsión hacia adelante durante el vuelo hacia adelante. El turborreactor se puede girar con relación a la articulación que permite la inclinación</p>

EP2242 684	Oficina Europea	27/10/2010	Aeronave con ala de incidencia variable	<p>Un avión de dos rotores, uno al lado del otro, con un conjunto de ala incidente variable que pivota con relación al fuselaje y un conjunto de aleta de cola. El conjunto de ala incidente variable está unido de manera pivotante al fuselaje, e incluye motores montados de manera fija en el ala u otra área del helicóptero, y un mástil unido en un ángulo fijo con relación al ala.</p> <p>El conjunto de ala incidente variable es capaz de pivotar alrededor de un eje de pivote, permitiendo de este modo la orientación del mástil en al menos una posición de mástil estacionario y una posición de mástil de vuelo hacia adelante. Los rotores proporcionan empuje adicional hacia adelante y las alas una sustentación adicional, cuando el mástil está en posición horizontal.</p>
CA2714 497	Canadá	20/08/2009	Giroavión con ala incidente rotable	<p>Giroavión que tiene un sistema de ala incidente variable, con una configuración de ala plegable mostrada en un modo desplegado. Está compuesto por un rotor doble y un conjunto de ala incidente variable que pivota con respecto al fuselaje. El fuselaje incluye una cabina, una porción de carga y un boom de cola.</p> <p>El conjunto de aletas traseras está acoplado a la parte de la pluma de cola del fuselaje, y puede incluir un timón, un conjunto de cola de mariposa u otros estabilizadores verticales y horizontales adecuados</p> <p>El sistema propulsor de elevación está formado por rotores contrarrotatorios montados en o muy cerca de las puntas del ala. Los rotores están montados en mástiles montados en las transmisiones. La orientación estática de los mástiles es tal que están inclinados hacia delante, es decir, en la dirección del vuelo.</p>
FR29244 06	Francia	05/06/2009	Sistema híbrido entre globo dirigible y helicóptero	<p>La invención tiene como objetivo usar un único rotor de elevación grande. El galón cuelga suspendido por cables de una góndola provista de medios de propulsión y orientación, y que lleva un eje fijo hacia arriba alrededor del cual gira el rotor de elevación. Esta columna puede ser orientable y que así permita mover el punto de aplicación de la fuerza de elevación hacia delante o lateralmente.</p> <p>De este modo, es posible actuar en el paso de la góndola, ajustar la incidencia de los propulsores y modificar la altitud, y en su recorrido corregir el efecto de un rotor accionado en traslación, que no tendría ajuste cíclico. Estas acciones se suman al control de paso cíclico del rotor.</p>

Capítulo 8: Anexos

<p>US2009 014599</p>	<p>Estados Unidos</p>	<p>15/01/2009</p>	<p>Vehículo convertible con rotores contrarrotantes</p>	<p>Vehículo que puede cambiar entre un modo de vuelo de ala fija y un modo de vuelo de ala giratoria. Incluye un fuselaje, dos hélices inclinables y superficies de sustentación aerodinámicas dispuestas en una porción delantera del fuselaje, un par de ejes de transmisión coaxiales colocados detrás de la hélice inclinable y superficie aerodinámica dispuesta para contrarrotación, un mecanismo de rotor de detención y un par de paneles de ala. Cada uno de los paneles de ala está unido a uno de los ejes de transmisión coaxiales. Los paneles de ala actúan como contra-rotores de las palas del rotor en el modo de vuelo del ala giratoria, y actúan como paneles de ala fijos en el modo de ala fija.</p>
<p>WO2009 095514</p>	<p>Oficina Mundial</p>	<p>06/08/2009</p>	<p>Helicóptero convertible de rotores múltiples</p>	<p>La invención se refiere a un helicóptero de rotor múltiple que puede convertirse en avión, formado por una cabina tradicional provista de una cavidad en la parte inferior de la misma y un mástil longitudinal que termina en dos rotores de cola. El mástil incluye un anillo y un cilindro al que están sujetos los rotores, que son controlados por medio de una línea sin fin y que se mantienen horizontales por medio de un anillo conectado al del mástil Se instala una barra en los laterales de la cabina utilizando elementos de soporte para soportar las alas que se controlan utilizando líneas sin fin desde la cabina. Elementos de soporte orientados hacia abajo adicionales están sólidamente conectados a los elementos de soporte que alojan la barra, cuyos extremos están provistos de patines que soportan el dispositivo en el suelo</p>
<p>EP2004 483</p>	<p>Oficina Europea</p>	<p>24/12/2008</p>	<p>Aeronave de movimiento en vertical y vuelos de deslizamiento y de crucero</p>	<p>Aeronave con dos rotores alojados en unas escotillas de las alas que pueden cerrarse. El mecanismo de cierre comprende, en la parte superior, elementos curvados en una persiana de montaje y en la parte inferior, laminados longitudinales. Los rotores son impulsados por uno o más motores. Los accionamientos de hélice están firmemente conectados al elevador, que puede pivotar. En vuelo estacionario, las escotillas de las alas se abren y los accionamientos de las hélices, junto con el elevador, pivotan verticalmente hacia abajo. Durante la transición al vuelo hacia adelante, la aleta curva grande se baja, y los accionamientos de hélice, junto con el elevador, pivotan lentamente hacia la horizontal. Cuando la velocidad de avance es suficiente, las escotillas de las alas se cierran, los rotores se detienen, y la aleta curvada se eleva de nuevo.</p>

WO2008 054503	Oficina Mundial	08/05/2008	Aeronave de alas plegables con bisagras	Aeronave de alas reconfigurables con un juego de paletas superiores e inferiores. Cuando la aeronave despegue o aterrice las paletas se abren para permitir que el empuje del rotor atraviese las alas, así permite que los rotores principales se ubiquen sobre las alas. A partir de ciertas velocidades, las paletas articuladas se cierran para proporcionar la sustentación normal de un ala fija. Así se tienen las ventajas del helicóptero y el avión tradicional con un ala fija.
FR2888 212	Francia	12/01/2007	Helicóptero híbrido de hélices plegables	Aeronave híbrida, caracterizada porque las alas están formadas por placas articuladas que caen verticalmente durante el vuelo vertical, para no reducir el empuje de la hélice principal. Ya en vuelo, las placas se fijan para formar las alas. Cuenta con motores eléctricos que cambian la orientación de las hélices mientras giran. La hélice en la parte delantera reemplaza el timón. Las hélices horizontales reemplazan las aletas. Durante el vuelo la hélice principal de dos palas ya no gira y se almacena horizontalmente paralela a la cabina.
US2007 034735	Estados Unidos	15/02/2007	Sistema de turboreactor inclinable	Aeronave de cuerpo alargado capaz de lograr un despegue vertical por medio de un conjunto de rotor y cuchilla inclinable en la parte delantera de la aeronave y un turbojet inclinable en la parte trasera. El rotor y las palas se ubican en la parte superior El turborreactor cuenta con inclinación multidireccional, lo que permite el control del movimiento lateral de la aeronave y que proporciona una elevación vertical y propulsión hacia adelante durante el vuelo de crucero; además se puede girar con respecto a la articulación.
US2006 157616	Estados Unidos	20/07/2006	Tandem con rotores inclinables	Aeronave que puede volar de manera similar a un helicóptero de rotor en tándem, pero no requiere un mecanismo que varíe la inclinación de la pala. También puede volar más rápido y transportar pesos mayores. La aeronave comprende un rotor inclinable multidireccional en la parte delantera y al menos un motor a reacción en la parte trasera que está conectado al cuerpo de la aeronave mediante una unión con posibilidad de inclinación giratoria respecto al mismo. El avión tiene un cuerpo principal alargado, un mecanismo de elevación principal en la parte delantera, y otro mecanismo de elevación secundario en la parte trasera. Ambos mecanismos de elevación están unidos a la parte delantera del cuerpo mediante una articulación que permite la inclinación hacia adelante, hacia atrás y hacia los lados de una manera controlada

Capítulo 8: Anexos

US2006 198732	Estados Unidos	07/09/2006	Rotor no articulado y desmontable	<p>Rotor sin bisagra que comprende: una cabeza de rotor, un mástil de rotor con un eje, un elemento de transmisión de par unido al mástil de rotor, una pala de rotor y un rotor-conector de cuchilla que tiene un bucle de descarga de fuerza centrífuga.</p> <p>El elemento estructural transfiere el par motor desde la cabeza del rotor a la pala. Se incorpora un punto de desconexión entre el elemento estructural y la pala del rotor, de modo que el elemento estructural puede fabricarse por separado y reemplazarse más fácilmente.</p>
AT3287 87T	Austria	15/06/2006	Unidad de transmisión con propelente de propulsores	<p>Aeronave con un fuselaje diseñado como cuerpo de elevación aerostático, y dispositivos combinados de elevación y propulsión provistos de hélices y unidades motrices que pueden inclinarse entre una posición de elevación, y una posición de propulsión.</p>
US2005 045762	Estados Unidos	03/03/2005	Avión convertible de alto rendimiento	<p>Aeronave de rotor inclinable unido a una plataforma de potencia alargada que contiene el mecanismo de paso cíclico y colectivo, y la transmisión. El receptáculo de potencia está unido de forma pivotante a una base que está montada de forma deslizante en un par de vigas de guía ranuradas unidas en la parte superior del techo del fuselaje.</p> <p>Los haces de guía se extienden longitudinalmente desde la parte delantera de la aeronave hasta más allá del centro de gravedad de la aeronave para transportar la etapa de potencia desde la sección frontal a la sección central cuando se convierte del modo de navegación horizontal al modo vertical. En el modo de crucero horizontal el módulo de potencia se posa sobre la parte superior de la sección frontal del fuselaje con espacio suficiente para que el rotor gire.</p> <p>Tras la transición al modo VTOL, se utiliza un actuador telescópico para pivotar la plataforma de potencia verticalmente mientras que un sistema de cabrestante de cable se usa para mover todo el conjunto de potencia y base hacia atrás para detenerse en el centro de gravedad de la aeronave, y viceversa, lo que permite que el pod de potencia se desplace significativamente hacia atrás y hacia adelante, según sea necesario para equilibrar correctamente la elevación vertical a medida que el pod de potencia pivota 90 grados durante la transición del modo VTOL al modo de crucero.</p>

US2005 109874	Estados Unidos	26/05/2005	Nave de ascensión vertical	<p>Incluye una unidad elevadora que desarrolla una fuerza de componente ascendente. Una unidad de carga útil se suspende de la unidad de elevación de tal manera que aumenta la estabilidad lateral al tiempo que permite el vuelo horizontal, y sin incurrir en los efectos adversos de un momento de cabeceo descendente.</p> <p>Para suspender la unidad de carga útil de la unidad de elevación, la embarcación incluye un par de cojinetes y una estructura de suspensión, que cooperan en esta función.</p>
EP1511 671	Oficina Europea	09/03/2005	Aeronave con sistemas de péndulos	<p>Aeronave que incluye una fuente de empuje, un ala y un brazo, que funciona como una "palanca libre". Sobre el extremo exterior del brazo actúa el empuje, y puede girar libremente entorno a su extremo interior para equilibrar las fuerzas que actúan sobre él. El extremo interior está montado de manera pivotante por debajo del centro de elevación del ala y por encima del centro de masa del avión.</p> <p>El extremo exterior está ubicado sobre el centro de masa del avión cuando la palanca está en posición vertical, para establecer así un péndulo de gravedad; y por delante del centro de arrastre del avión, cuando la palanca está en posición horizontal, para establecer así un péndulo de arrastre. El vuelo de transición es fruto de los vectores de fuerza de los dos péndulos.</p>
US2005 040281	Estados Unidos	24/02/2005	Caja de engranajes para rotor basculante de aeronave convertible	<p>Caja de engranajes de transmisión con una carcasa que se inclina alrededor de un eje de inclinación mediante dos cojinetes. Cada cojinete incluye: una parte fija que tiene un manguito; y una parte pivotante que pivota alrededor del manguito, estando la parte pivotante sólidamente conectada a la carcasa.</p> <p>Un anillo de desgaste con hombros está dispuesto entre el manguito y el muñón de cada cojinete. La invención se usa para hacer girar el rotor basculante de una aeronave convertible.</p>
US2005 230520	Estados Unidos	20/10/2005	Aeronave con sistemas de elevación basculantes e independientes	<p>Aeronave con dos sistemas de elevación dispuestos en tándem. Dichos sistemas son basculantes de forma independiente entre ellos y en múltiples direcciones; lo que se consigue mediante arietes hidráulicos, y permite maniobrar el avión.</p> <p>El primer sistema de elevación puede inclinarse en la dirección transversal opuesta al segundo, para alterar así la dirección de vuelo. Para el vuelo en modo crucero, el primer sistema de elevación cuenta otros arietes hidráulicos diferentes, que hacen que su rotor se ubique en un plano vertical.</p>

Capítulo 8: Anexos

<p>WO2005 014391</p>	<p>Oficina Mundial</p>	<p>17/02/2005</p>	<p>Sistema motor de aeronave convertible, deceleración</p>	<p>Aeronave multifuncional que comprende un conjunto de cola provisto de un timón, una superficie de control de inclinación y un chasis. Un ala de elevación se fija a la sección del ala central del cuerpo. En la sección superior del cuerpo está dispuesto un motor de accionamiento utilizado para el modo de planeador y provisto de una hélice de empuje fijada a su propio eje. Dicho motor de accionamiento está conectado a un accionamiento de desplazamiento del carro por medio de un mecanismo de desplazamiento del puntal principal. El carro está provisto de un bloqueo de posición correspondiente a los modos de vuelo de avión, helicóptero y planeador. El accionamiento de desplazamiento del carro está conectado a un mecanismo de desplazamiento de palanca asimétrico. El brazo principal de la palanca asimétrica y un puntal auxiliar están conectados de forma pivotante al motor de accionamiento.</p>
<p>US20051 27238</p>	<p>Estados Unidos</p>	<p>16/06/2005</p>	<p>Aeronave convertible de rotor inclinable</p>	<p>Aeronave con un conjunto de motor y rotor basculante. Una turbina u otro tipo de motor está montado de forma pivotante en un bastidor central encima y entre el piloto y el copiloto, que ocupan cabinas separadas e idénticas a cada lado del motor. Colocar el motor entre el piloto y el copiloto mantiene el centro de gravedad dentro de una banda estrecha muy localizada, lo que facilita el control del aparato en los modos de vuelo horizontal y vertical. Las hélices, que giran en sentido contrario, pueden ser accionadas por el motor para eliminar los efectos de torsión. Al montar el motor y el paquete del rotor entre el piloto y el copiloto, se puede hacer que el rotor se haga cargo del despegue, permitiendo que la aeronave aterrice como una aeronave de ala fija sin dañar las hélices. Así, se puede despegar y aterrizar con distintas configuraciones, dependiendo de las condiciones y los espacios de aterrizaje y despegue disponibles.</p>
<p>DE0276 1698T</p>	<p>Alemania</p>	<p>10/11/2005</p>	<p>Montaje de motor desacoplado torsionalmente</p>	<p>Montaje de motor desacoplado torsionalmente para su uso en aplicaciones de aeronaves de rotor inclinado, en el que un motor está montado en su extremo delantero a una caja de engranajes del rotor de propulsión; y en su extremo de popa a un conjunto de pilón, que es un accesorio simple bi-pod. El montaje delantero contrarresta fuerzas y momentos en seis grados de libertad, mientras el montaje de popa equilibra cargas laterales y verticales. El sistema de montaje del motor desconecta torsionalmente los motores de los rotores, evitando así que el torque del rotor sea inducido en los motores.</p>

RU2220 074	Rusia	27/12/2003	Avión convertible	<p>Aeronave cuyas principales partes son: fuselaje, alas, estabilizador, y hélice. La unidad propulsora del motor se puede mover para cambiar la posición de la hélice y el motor en el plano longitudinal vertical.</p> <p>En modo helicóptero, la hélice crea un empuje vertical; en modo avión, un empuje horizontal y, en el modo de planeador, la unidad propulsora del motor puede retraerse al interior del fuselaje y quedarse cerrada; lo que mejora mucho la eficiencia del vehículo volador.</p>
CZ99023 32	República Checa	15/12/1999	Cuerpo aerostático con dispositivos de propulsión	<p>Aeronave con un fuselaje diseñado como un cuerpo de elevación aerostático y dispositivos combinados de elevación y propulsión unidos al fuselaje, provistos de hélices y unidades motrices que pueden inclinarse entre una posición de elevación, y una posición de propulsión. El plano de rotación de la hélice puede girar alrededor del eje de la transmisión asociada.</p>
EP0754 620	Oficina Europea	22/01/1997	Helicóptero de rotores inclinables	<p>Avión de motor hidráulico con una serie de hélices que presentan una primera posición de inclinación para el vuelo vertical; y una segunda posición para vuelo horizontal. La primera hélice está sobre el extremo delantero del casco, y la segunda hélice bajo el trasero. La primera hélice puede bascular sobre un eje transversal al eje longitudinal del fuselaje en un plano inclinado hacia delante; y la segunda hélice puede bascular alrededor del mismo eje transversal en un plano horizontal pero inclinado hacia detrás.</p> <p>La unidad de accionamiento de las hélices inclinables comprende el motor, un engranaje, un árbol de accionamiento que conecta los dos rotores con el árbol de transmisión, y un engranaje cónico. Los engranajes cónicos aseguran que los rotores puedan manejarse en cualquier dirección deseada. Los rotores giran en direcciones opuestas con el fin de autocompensarse.</p>
DE6902 3479T	Alemania	18/04/1996	Actuador de tornillo de bolas	<p>Actuador diseñado para poder moverse entre una posición plegada y una posición extendida. El accionador se puede usar para girar el timón en un plano de rotor inclinado con relación al ala de la aeronave, cambiando así entre un modo de helicóptero y un modo de avión. El accionador está provisto de una unidad de accionamiento de tornillo de bola interna y otra de tornillo de bola externa.</p> <p>El accionador puede accionarse desde cualquiera de sus extremos. Cada husillo de bolas del accionador está asociado con un tubo, preferiblemente de material compuesto de fibra de carbono, que forma una ruta de carga secundaria en caso de fallo del tornillo.</p>

Capítulo 8: Anexos

US2016 244158	Estados Unidos	25/08/2016	Aeronave de despegue y aterrizaje vertical con vuelo de crucero mejorado	Se proporcionan sistemas y dispositivos que combinan una configuración avanzada del vehículo con la propulsión eléctrica, lo que permite un alcance cuatro veces mayor al tiempo que se mantienen el despegue y aterrizaje vertical total ("VTOL "); y la capacidad de desplazamiento del vehículo. El vehículo resultante puede comprender un ala configurada para inclinarse, una serie de motores eléctricos acoplados al ala y configurados, cada uno de ellos, para impulsar una hélice asociada; una segunda serie de motores eléctricos acoplados a la cola y configurados para impulsar una hélice de cola asociada; y un sistema de propulsión eléctrica conectado a ambas series de motores.
WO2015 143093	Oficina Mundial	24/09/2015	Aeronave de despegue y aterrizaje vertical con rotores pivotantes	Un vehículo aéreo adaptado para el despegue y el aterrizaje vertical utilizando un conjunto de elementos montados en el ala que producen empuje; y un conjunto de rotores montados en la cola para el despegue y el aterrizaje. El vehículo se adapta al despegue vertical con los rotores en una posición de despegue, luego pasa a una trayectoria de vuelo horizontal, con los rotores girados a la configuración horizontal. Además, el vehículo dispone de diferentes configuraciones de sus rotores y hélices montados en el ala para reducir la resistencia en todos los modos de vuelo.
DE1020 1400050 9	Alemania	16/07/2015	Aeronave de ala fija	La invención se refiere a un avión de ala fija con una superficie de apoyo y una primera unidad de accionamiento con un motor de combustión interna con una dirección de empuje sustancialmente horizontal. De acuerdo con la invención, la aeronave de ala fija tiene una unidad de empuje adicional que solo puede ser impulsada eléctricamente.
US2015 298800	Estados Unidos	22/10/2015	Vuelo multirotor y multietapa	Coche volador inclinable y de múltiples rotores en varias etapas que incluye: un bastidor principal de forma externa rectangular y particionado internamente para tener una estructura de rejilla; un cuerpo montado en el centro del bastidor principal; una serie de rotores montados en el bastidor principal; alas en lados opuestos del cuerpo; y un controlador de conducción automático que controla los rotores, lo que tiene efectos en el tiempo necesario para despegar y aterrizar, y mejorar el rendimiento del vuelo tres veces más en tiempo de vuelo y velocidad cinco veces más alta en la distancia de combate que un avión de ala giratoria, como un helicóptero, mientras vuela en el modo de ala fija.

WO201 807604 7	Oficina Mundial	03/05/2018	Avión híbrido con sistemas de control	Avión que comprende tres motores eléctricos independientes, cada uno de ellos impulsor de su respectivo rotor; y un motor de combustión interna dispuesto para accionar dos rotores, También hay un controlador para proporcionar señales de control a los rotores accionados por motor eléctrico, y una señal de control de aceleración para el motor de combustión.
WO201 804857 4	Oficina Mundial	15/03/2018	Sistema de propulsión con rotores inclinables	Incluye un fuselaje, conjuntos de ala delantera y de ala de popa, y un sistema de propulsión. El sistema de propulsión lo forman el propulsor delantero de babor y el de estribor; cada uno de ellos puede girar entre una posición de empuje delantero y otra de empuje vertical. El sistema de propulsión también incluye un propulsor de popa de puerto y otro de estribor, cada uno de ellos también puede girar, entre una posición de empuje hacia adelante y una posición de empuje vertical.
EP3318 492	Oficina Europea	09/05/2018	Sistema de propulsión que combine AC y DC	Sistema de propulsión que combina fuentes de energía de CA y CC. Los rotores principales reciben CA de frecuencia variable, mientras los secundarios dependen de la CC. Este sistema de propulsión puede pesar menos y operar con menos pérdidas. Además, el sistema puede proporcionar un control más preciso usando el control de velocidad variable del motor.
US2016 229545	Estados Unidos	11/08/2016	Montaje que comprende una estructura primaria de pilón integrada en el ala	Para favorecer la instalación del motor lo más cerca posible del elemento de ala, se propone un conjunto de avión que comprende un elemento de ala, un motor, y un pilón de fijación del motor. El motor comprende una parte trasera dispuesta debajo del elemento de ala. La estructura de ala comprende dos cajas de ala que se suceden en una dirección de envergadura del elemento de ala, y la caja de pilón está dispuesta entre estas cajas y se fija a cada una de estas últimas
US2016 376005	Estados Unidos	29/12/2016	Sistema microgenerador híbrido	Aeronave no tripulada con un motor de rotor. El motor del rotor está propulsado por un sistema de generación con una batería recargable, un motor pequeño configurado para generar energía mecánica, un motor generador acoplado al motor pequeño y configurado para generar energía de CA usando la energía mecánica generada por el motor pequeño; un puente rectificador configurado para convertir la potencia de CA en corriente continua y proporcionar la potencia de CC a las baterías recargables y al menos un motor del rotor, y una unidad de control electrónico configurada para controlar el acelerador del motor pequeño.

Capítulo 8: Anexos

US2012 261523	Estados Unidos	18/10/2012	Sistema de alas y hélices pivotantes	<p>Vehículo de vuelo con alas y conjuntos de hélices móviles que pueden rotar para proporcionar empuje vertical y horizontal a voluntad. Los conjuntos de las hélices están configurados para evitar que su rotación golpee las alas del avión.</p> <p>Cada ala tiene un conjunto de dos hélices y un soporte de hélice. Cada conjunto de hélices se sujeta de manera giratoria a un ala. Al colocar el conjunto de hélices en una posición horizontal, las hélices pueden proporcionar empuje para el movimiento vertical.</p>
WO201 600485 2	Oficina Mundial	14/01/2016	Sistema de control de postura (inclinación y balanceo)	<p>Un avión de despegue y aterrizaje vertical con un dispositivo de empuje principal y un dispositivo de control de postura. El dispositivo de control de postura comprende múltiples unidades de alineación para ajustar las posturas de balanceo e inclinación de la aeronave. Dicha unidad de alineación comprende cuchillas accionadas por un motor. La estructura mecánica se simplifica en el aspecto del ajuste de postura y se reducen la dificultad de fabricación y el costo de mantenimiento.</p>
US20070 18035	Estados Unidos	25/01/2007	Sistema de propulsión y sustentación	<p>Sistema de elevación y propulsión para aeronaves con despegue y aterrizaje vertical que consiste en aplicar a la aeronave ciertos motores de hélice y sistemas de elevación giratorios alrededor de los ejes transversales y cerca del centro de gravedad, presentando pares de hélices estabilizadoras, turbinas o ventiladores en contrapuesta. La rotación se activa mediante motores eléctricos en las puntas de las alas, la nariz y los estabilizadores en la cola de la aeronave.</p> <p>Los motores eléctricos funcionan con baterías, condensadores, generadores eléctricos de alta potencia activados por los motores y por unidades de energía auxiliar especiales. Algunos generadores eléctricos pueden ser desconectados en el vuelo horizontal.</p> <p>Las hélices, turbinas o ventiladores estabilizadores accionados eléctricamente estabilizan la aeronave durante el despegue vertical. Las hélices están equipados con válvulas excéntricas tipo mariposa, lamas o escotillas que se abren automáticamente durante el movimiento vertical y se cierran en movimiento horizontal gracias a la acción del ariete y un resorte.</p> <p>Pueden proporcionar sustentación durante el vuelo horizontal y vertical, y pueden instalarse hélices adicionales o impulsadas eléctricamente en la superficie de las alas o el fuselaje.</p>

DE2020 1400487 7	Alemania	23/07/2014	Sistema de un Quad rotor	Quad rotor compuesto con un sistema de elevación VTOL accionado eléctricamente y un accionamiento separado para el vuelo delantero y las superficies aerodinámicas, caracterizado porque dos vigas de soporte alineadas en paralelo al eje longitudinal en una función dual conecten las superficies entre sí y con las barras de soporte.
DE1020 0501494 9	Alemania	05/10/2006	Helicóptero multirotor	<p>El objetivo se logra mediante una división del armazón del helicóptero. El bastidor de soporte al que se conectan las unidades de elevación, se divide de modo que el helicóptero se compone de al menos dos módulos. Los módulos individuales están acoplados mecánicamente por una junta. El helicóptero es por lo tanto de tamaño variable, se puede plegar.</p> <p>Debido a que las unidades de elevación individuales deben alimentarse con energía eléctrica y deben ser controladas por una unidad de control, además del acoplamiento mecánico de los módulos se proporciona un circuito eléctrico. La conexión eléctrica puede incluir una línea eléctrica que será flexible. Su flexibilidad permite el movimiento de la articulación sin desconectar el conducto.</p> <p>Por lo tanto, la línea se puede diseñar y colocar para que pueda seguir los movimientos de la junta, sin bloquearlos; de manera que durante el movimiento de la junta, la línea eléctrica flexible puede ser sometida a flexión y / o torsión.</p>
CN10606 1838	China	26/10/2016	Control y dirección del empuje mediante sistema de varios brazos	<p>Aeronave con varios brazos de longitud ajustable de manera que los segmentos del brazo se pueden mover y se puede ajustar el ángulo entre un brazo y el otro, para mover la articulación en dos o tres dimensiones. Además, el generador de empuje está montado de forma reposicionable en un brazo y el sistema de control mantiene el control direccional de la aeronave en vuelo o en tierra.</p> <p>El funcionamiento y reposicionamiento del generador de empuje se realiza ajustando la longitud del brazo, su movimiento alrededor de la articulación, y ajustando el ángulo entre los brazos.</p>

Capítulo 8: Anexos

US2018 099742	Estados Unidos	12/04/2018	Giro de los rotores con respecto al ala en vehículo híbrido	<p>Aeronave con una serie de rotores que proporcionan empuje para la elevación y el movimiento horizontal. La dirección y el control se llevan a cabo mediante la modulación de la magnitud del empuje de cada rotor.</p> <p>El vehículo también incluye una montura de ala, a la que está acoplado, de forma giratoria, un primer conjunto rotor, para girar alrededor de un primer eje lateral, y un segundo conjunto de rotor acoplado, también de manera giratoria, para girar alrededor de un segundo eje lateral. El primer y el segundo conjunto de rotor pueden restringirse a la rotación síncrona en relación con el montaje del ala entre una configuración de helicóptero y una configuración de ala fija.</p> <p>El vehículo también incorpora un sensor de movimiento acoplado a los rotores, dicho sensor se utiliza para controlar el giro de los rotores con respecto al ala entre las configuraciones de helicóptero y de ala fija.</p>
US2017 174342	Estados Unidos	22/06/2017	Giro de las alas para cambiar de modo de vuelo en avión de ala inclinada	<p>Avión de ala inclinada con una serie de alas espaciadas montadas en un fuselaje para girar sobre los ejes de inclinación, que serán paralelos, entre una posición vertical y una posición de crucero. En la posición de crucero, las alas están dispuestas de borde a borde con un espacio inferior al ancho de cualquiera de las alas.</p> <p>Las unidades de potencia están montadas en las alas para girar con ellas entre las posiciones de propulsión vertical y horizontal. Dichas unidades de potencia puede girar en la posición de propulsión vertical a medida que las alas giran. Cuando se encienden, las unidades de energía pueden crear una corriente descendente entre las alas para levantar el fuselaje.</p> <p>Las alas y las unidades de potencia se giran para reducir sus ángulos de ataque y facilitar el movimiento hacia adelante del fuselaje.</p>
US4109 885	Estados Unidos	29/08/1978	Mejoras para la elevación en aeronave de despegue y aterrizaje vertical	<p>Cuenta con un rotor de elevación de la cola y controles direccionales del rotor. Se emplea un nuevo tipo de pala de rotor de aleta mecánica de chorro de presión de succión con un coeficiente de elevación más alto. Dispone de un nuevo tipo de boquilla de rotor que proporciona tanto la elevación como la propulsión con alta eficiencia de propulsión, alta eficiencia térmica y bajos niveles de ruido. También incorpora un método para eliminar la necesidad de una puerta de estiba del rotor.</p> <p>Una innovación importante es el sistema de succión integrado con el motor de bypass bajo, y específicamente adaptado a la disposición o el diseño de la aeronave de levantamiento de la cola e integrado con el sistema de vuelo del rotor para proporcionar un control de flujo laminar de succión de bajo consumo de combustible durante el vuelo de ala fija.</p>

US20091 40095	Estados Unidos	04/06/2009	Control de motores eléctricos en aeronave de ala rotatoria	<p>Aeronave de ala rotatoria (VTOL) de despegue y aterrizaje vertical completamente eléctrico. Incluye un sistema de rotor principal soportado por un armazón de avión con una cola que se extiende y que monta un sistema anti-torque y un sistema de rotor de cola. El sistema de rotor principal incluye múltiples palas de rotor montadas en un cubo.</p> <p>El sistema del rotor principal se mueve alrededor de un eje de rotación R gracias a un motor eléctrico de alto par y baja velocidad. Este motor puede accionar directamente el sistema del rotor principal sin una caja de engranajes del rotor principal y, en una realización no limitativa, puede ser un motor eléctrico de marcha libre que incorpora un embrague que se desacople cuando el sistema del rotor gira más rápido que el motor eléctrico.</p> <p>Hay un motor eléctrico secundario dentro de la cola que acciona el sistema anti-torque. Los motores eléctricos pueden ser controlados por un controlador electrónico de velocidad en un amplio rango de velocidades en respuesta a un sistema de control de vuelo.</p>
US2017 210481	Estados Unidos	27/07/2017	Control de potencia suministrada según el modo de vuelo de una aeronave convertible	<p>El avión híbrido de despegue y aterrizaje vertical incluye un motor, un generador configurado para producir energía eléctrica usando la energía suministrada por el motor, una batería configurada para almacenar la energía eléctrica producida por el generador, un motor que proporciona energía al aparato generador de empuje, y un controlador configurado para seleccionar el modo de silencio o el modo normal;</p> <p>y determinar así la cantidad de energía eléctrica almacenada en la batería y la cantidad de energía eléctrica suministrada al motor, según el modo seleccionado. En el modo de silencio, el controlador configurado para suministrar solo la energía eléctrica almacenada en la batería del motor, y controla la duración mediante el ajuste de la potencia de salida del motor. En el modo normal, el controlador está configurado para suministrar energía eléctrica no almacenada en la batería al motor.</p>
US2016 272315	Estados Unidos	22/09/2016	Sistema de cambio de modo de vuelo en avión híbrido de ala fija	<p>La nave incluye un fuselaje y un ala compuesta que comprende una parte fija acoplada al fuselaje, una componente de elevación de ala exterior de la porción fija, que comprende un miembro transversal rígido y una porción articulada controlable configurada para girar desde una posición horizontal a una posición vertical, y una parte de ala que gira libremente fuera de la parte de elevación de ala y configurada para girar libremente en función de las fuerzas del viento que inciden en la parte de ala que gira libremente.</p>

Capítulo 8: Anexos

US2014 367525	Estados Unidos	18/12/2014	Nave de alimentación híbrida y uso de ambos sistemas según la operación	<p>Aeronave que emplea un sistema de propulsión híbrido. El avión incluye un fuselaje, un dispositivo productor de empuje acoplado al fuselaje y un sistema de propulsión híbrido. La cooperación entre el sistema de propulsión y el dispositivo productor de empuje proporciona potencia motriz a la aeronave. En una forma, el dispositivo productor de empuje es un rotor de cuchillas, donde las cuchillas giratorias producen tanto levantamiento como empuje si están orientadas adecuadamente con relación a la aeronave.</p> <p>El sistema de propulsión dispone de dos formas de alimentación: un motor de turbina de gas, y un dispositivo de almacenamiento eléctrico. Dichas fuentes de potencia híbridas pueden adaptarse para su uso en varias partes de la envolvente de vuelo de la aeronave, donde cada una exhibe fortalezas o ventajas relativas.</p> <p>El motor de turbina de gas se puede utilizar para proporcionar energía al dispositivo de producción de empuje y / o elevación sobre una parte de la envolvente de vuelo de la aeronave que requiere potencia a largo plazo, como durante el crucero de la aeronave. Del mismo modo, el dispositivo de almacenamiento eléctrico se puede utilizar para alimentar la aeronave para operaciones en las que sea importante la reducción de las emisiones térmicas o contaminantes, como mantener una posición fija, merodear o descender y ascender.</p>
EP3243 747	Oficina Europea	15/11/2017	Funcionamiento de las hélices y las alas en los distintos modos de vuelo	<p>Aeronave capaz de despegue y aterrizaje vertical, vuelo estacionario y vuelo hacia adelante; incluye un ala cerrada que proporciona sustentación cada vez que la aeronave está en vuelo hacia adelante, un fuselaje al menos parcialmente dispuesto dentro de un perímetro del ala cerrada, y varios radios que unen el ala cerrada al fuselaje. Los motores están dispuestos dentro o unidos al ala, el fuselaje o los radios cerrados.</p> <p>Cuenta con tres hélices que están cerca de un borde delantero del ala cerrada o de uno o más radios, distribuidos a lo largo del ala cerrada y conectados operativamente a los motores. Las hélices proporcionan sustentación cuando la aeronave está en despegue y aterrizaje vertical y en vuelo estacionario, y proporcionan empuje cuando la aeronave está en vuelo hacia adelante.</p>
WO2016 068784	Oficina Mundial	06/05/2016	Sistema hidráulico para el control de un vehículo multirotor	<p>Vehículo aéreo que comprende tres rotores, con capacidad de giro de manera independiente, gracias a motores hidráulicos conectados a ellos; y bombas hidráulicas que proporcionan fluido presurizado a cada motor hidráulico. También incorpora una unidad de control para controlar el flujo de fluido presurizado distribuido a cada motor hidráulico.</p>

US4982 914	Estados Unidos	08/01/1991	Montaje de las hélices y las alas para permitir su giro entre distintas posiciones de vuelo	<p>Se utiliza las hélices sujetas sobre los ejes de los motores hidráulicos. Se prefiere que los motores hidráulicos se sujeten en estructuras de tuberías, que se soportan de manera pivotante en los respectivos medios de apoyo en el cuerpo de la embarcación. De este modo, es posible girar o inclinar todas las hélices al unísono entre una posición vertical de despegue y aterrizaje y una posición para vuelo horizontal</p> <p>También es posible fijar las alas en la estructura de tuberías mencionada, puesto que las alas ya no necesitan tener su propia estructura para proporcionar fuerza y estabilidad. Debido a esto, cuando la estructura de tuberías gira sobre los motores de fluido y las hélices, las alas, giran con ella. Una característica específica de esta disposición es que las alas pueden ser muy pequeñas, ya que no necesitan transportar la nave hacia el aire desde una pista.</p>
US2015 375860	Estados Unidos	31/12/2015	Configuración y distribución de los motores de un tiltrotor para mayor eficiencia	<p>Debido a que esta aeronave de inclinación vertical y rotor basculante tiene una configuración de ala baja, la aeronave no requiere refuerzos estructurales para evitar que las alas aplasten el fuselaje durante un choque, manteniendo y reabasteciendo combustible. El fuselaje puede flotar en un amerizaje en el agua, el tren de aterrizaje puede almacenarse en las alas y el avión puede tratarse y manejarse como otros aviones comerciales convencionales de ala baja.</p> <p>Los motores están asegurados de manera fija a las alas y no integrados en los ensamblajes de rotor de inclinación, por lo que el peso en voladizo en las puntas de las alas se reduce. Además, debido a que los conjuntos de rotor de inclinación están interconectados a través de un sistema de transmisión de potencia común, los motores pueden ser más pequeños que los motores convencionales para mejorar la distancia al suelo, o el mismo tamaño que los motores convencionales para aumentar la capacidad de carga.</p>
US2017 369161	Estados Unidos	28/12/2017	Configuración de aeronave convertible con ala de inclinación	<p>Incluye un ala fija configurada para extenderse desde un lado del fuselaje (más alargado de lo habitual) y doblarse sobre su eje longitudinal; un ala de inclinación unida en un lado a un extremo libre del ala fija, donde el ala de inclinación puede girar noventa grados alrededor de su eje; y un conducto unido al otro lado del ala de inclinación. El conducto incluye una serie de sistemas de control pivotantes posicionados en la entrada superior del ducto, dos rotores contrarrotantes ubicados en la parte inferior del ducto, y un conjunto de estatores transversales colocados en la entrada trasera del ducto.</p>

Capítulo 8: Anexos

ES2624 919	Españ a	18/07/2017	Turbina móvil en radio de palanca	Es un motor giratorio que se coloca en los extremos de las alas de un avión de combate, cuya fuerza aumentará en función de la longitud de las alas. Esta turbina puede adquirir dos posiciones, una de avance, cuando las situamos en horizontal, y, otra de despegue y aterrizaje vertical, cuando las situamos en vertical.
ES2293 818	Españ a	16/03/2008	Sistema de sustentación y estabilización con hélices y turbinas plegables	<p>El sistema sustentador y propulsor de la invención consiste en aplicar a las aeronaves unos grupos de motores, propulsores y sustentadores giratorios alrededor de sus ejes transversales y próximos al centro de gravedad, presentando parejas de hélices, turbinas o fanes estabilizadores en contrarrotación. Dichos pares son accionados por motores eléctricos en las puntas de las alas, el morro y la cola.</p> <p>Los motores eléctricos son alimentados por baterías, condensadores, generadores eléctricos de gran potencia accionados por los motores y por unidades especiales de potencia auxiliar. Algunos generadores eléctricos pueden desconectarse en el vuelo horizontal.</p> <p>Las hélices, turbinas o fanes estabilizadores accionados funcionan durante el desplazamiento vertical, los conductos de las hélices, fanes etc. tienen unas compuertas o válvulas excéntricas tipo mariposa que se abren automáticamente durante el desplazamiento vertical y se cierran en el movimiento horizontal por la acción del aire y la acción de un muelle. Pueden dar sustentación en vuelo horizontal y vertical, también puede añadir otras hélices o fanes eléctricos adicionales distribuidos por el resto de las superficies de las alas o fuselaje.</p>

Anexo B: Base de datos de problemas de control

En este Anexo se expone la clasificación que se ha realizado de las patentes que se han estudiado para completar la investigación referente a los problemas de control.

En la tabla, se muestra la información referente al código de publicación, problema principal que aborda la invención y una descripción de las soluciones fundamentales que propone.

Patentes	Problema	Soluciones propuestas
EP2826710	Control del empuje con configuración simple	El mecanismo de propulsión dispone de un bastidor auxiliar configurado para que pueda girar hacia atrás y hacia adelante respecto al bastidor principal del motor, para poder cambiar la orientación del mecanismo de propulsión sin mover el motor, que es un componente pesado. Así se puede reducir la fuerza de operación requerida para el control del empuje, y suprimir la del centro de gravedad durante el control de empuje, dando como resultado una dirección estable. Estos ajustes aumentan la maniobrabilidad del aparato, permitiendo que se reduzca considerablemente el espacio necesario para despegar y aterrizar.
US2015274288	Control mediante el giro de las alas	Cada ala lleva fijado un rotor, teniendo el rotor un plano de trayectoria de la punta del rotor definido por la rotación del rotor. Al cambiar el plano de la trayectoria de la punta del rotor en relación con el eje de rotación del rotor, el ala se tuerce en la dirección de la inclinación del rotor para reducir el ángulo de ataque del ala con respecto a la estela del rotor. Se puede controlar el giro de cada ala de forma independiente dirección opuesta a la otra.
DE102016002231	Control de vuelo estacionario	El avión propuesto tiene una estructura con rotores giratorios / basculantes operados activamente y un rotor principal accionado pasivamente. Esta configuración permite el despegue y el aterrizaje verticales mediante rotores de operación activa; estos rotores generan la propulsión durante la fase de vuelo, mientras el rotor principal accionado pasivamente proporciona el lift.

Capítulo 8: Anexos

<p>US201631 1528</p>	<p>Mejoras del control de paso y la estabilidad</p>	<p>Sistema de 3 cabezas de rotor pequeñas, en lugar de 1 sola grande; lo que crea la misma elevación pero reduce tamaño y masa, mejorando así estabilidad y eficiencia. La orientación triangular equilátera de los rotores mantiene fijas las relaciones dinámicas alrededor del eje central durante las maniobras, proporcionando así máxima estabilidad. El giro de las palas del rotor más pequeñas en comparación con un solo rotor con la misma área de superficie permite alcanzar mayores rpm debido a su menor masa.</p> <p>Esto crea una mayor elevación relativa por unidad de área de superficie y una mayor estabilidad sin aumentar el par.</p> <p>El paso variable es la clave para el rendimiento superior de este diseño. La elevación se controla a través de un sistema de paso variable, capaz de ajustar el tono para ejecutar maniobras con respuestas más rápidas a las entradas del piloto en comparación con otros sistemas. Esto elimina partes móviles, lo que aumenta más la confiabilidad y la eficiencia y el control.</p> <p>Se puede mejorar más el diseño eliminando el arrastre mediante actuadores magnéticos.</p>
<p>FR302443 1</p>	<p>Control de vuelo estacionario</p>	<p>El diseño comprende un fuselaje, al menos un rotor fijo horizontal ("ventilador horizontal"), ubicado en el extremo trasero del fuselaje, un sistema estabilizador con dos alas dispuestas a cada lado del fuselaje, y dos cápsulas dispuestas en sus extremos. Estas góndolas, inclinadas alrededor de un eje transversal al fuselaje, comprenden cada una un rotor conducido y una aleta dispuesta en la salida de cada rotor.</p> <p>Las ventajas de tal configuración son múltiples: permite tener tres puntos de soporte durante la elevación estacionaria gracias a las dos vainas y al ventilador horizontal, asegurando así una estabilidad perfecta en el plano horizontal.</p> <p>Además el ventilador horizontal permite variar en un amplio rango el centro de gravedad de la aeronave, lo que facilita mucho la distribución longitudinal de las cargas a bordo.</p>
<p>US201627 2312</p>	<p>Cambio de modo de vuelo</p>	<p>El diseño consta de 4 brazos pivotantes y conjuntos de rotor. Los brazos pivotantes van acoplados al fuselaje, y en el extremo opuesto se alojan los conjuntos de rotor. Cada uno puede pivotar independientemente entre posición vertical y otra horizontal.</p> <p>El avión dispone de una unidad de procesador, acoplada a la fuente de alimentación, que regula el voltaje proporcionado a cada conjunto de rotor de forma independiente.</p>

EP210537 8	Control del sistema de propulsión	<p>El helicóptero híbrido está provisto de un ala que consta de dos medias alas de flecha nula dispuestas a ambos lados del fuselaje; ambas alojan sendas hélices propulsoras. Además, el helicóptero híbrido está equipado con un boom de cola con estabilización en su extremo y superficies de maniobra, especialmente para la profundidad, un estabilizador horizontal con dos ascensores móviles con respecto al frente y para el dirección dos empenajes adecuados, por ejemplo, sustancialmente verticales, cada uno a cada lado del empenaje horizontal.</p> <p>El empenaje horizontal y los estabilizadores verticales forman una U invertida hacia el fuselaje; y el helicóptero está equipado con una cadena cinemática integrada por los dos motores de turbosje, el rotor y las hélices. Con esta configuración, este helicóptero híbrido es notable porque las velocidades de rotación de las salidas de los motores de turbina, las hélices, el rotor y el sistema de interconexión mecánica son proporcionales entre sí, y la relación de proporcionalidad es constante independientemente de la configuración del helicóptero. Vuelo del helicóptero híbrido en condiciones normales de operación de la cadena cinemática integrada.</p> <p>Gracias a esta configuración las velocidades de rotación de salida de los motores de turbina, las hélices, el rotor y el sistema de interconexión mecánica son constantemente proporcionales entre sí, independientemente del modo de vuelo.</p> <p>En consecuencia, el rotor permanece siempre girando y proporciona la elevación tanto en vuelo horizontal como vertical o estacionario.</p>
US201609 0176	Bloqueo de las aletas	<p>Cada dispositivo estabilizador de área de ala variable comprende: un componente de la superficie aerodinámica que es estacionaria, y un elemento que es móvil con respecto a dicha superficie aerodinámica estacionaria.</p> <p>La aleta de la cola tiene una solapa telescópica que se puede mover en rotación al estar sujeta con bisagras al borde posterior de la superficie aerodinámica. Incluye un sistema de control de la superficie móvil para colocarla en la posición refractada cuando el rotorcraft tiene una velocidad de avance menor que un cierto umbral, y en posición extendida cuando el rotorcraft tiene una velocidad de avance mayor que un segundo umbral de velocidad.</p>

<p>US2006157 616</p>	<p>Control sin palas de paso variable</p>	<p>El avión tiene un mecanismo de elevación principal en la parte delantera, y otro mecanismo de elevación secundario en la parte trasera. El mecanismo de elevación primario se une al fuselaje mediante una articulación que permite la inclinación, de modo que este de modo que este mecanismo de elevación se puede inclinar hacia adelante, hacia atrás y hacia las direcciones laterales de manera controlada. El mecanismo de elevación secundario está unido al fuselaje por otra articulación que también permite su inclinación.</p> <p>La inclinación de los mecanismos de elevación se utiliza para controlar la aeronave en lugar de variar el paso de las palas. El mecanismo de elevación frontal es un rotor con cuchillas de paso fijo.</p> <p>El mecanismo de elevación trasero puede ser un motor a reacción que fuerce los gases de escape del motor a moverse hacia abajo o hacia los lados, dependiendo de la inclinación del chorro. Al inclinar el chorro se logran cambios en la dirección de los gases de escape.</p> <p>Los gases de escape dirigidos lateralmente se pueden usar para contrarrestar el par del rotor delantero durante el despegue vertical.</p>
<p>US2012104 157</p>	<p>Controlar autogiro a bajas velocidades</p>	<p>La aeronave está formada por un rotor montado de manera giratoria en el fuselaje, un motor, un generador de energía auxiliar alimentado por el motor y una serie de actuadores alimentados por el generador de energía auxiliar.</p> <p>Una toma de fuerza que incluye una bomba hidráulica y un generador que se acopla de manera giratoria al rotor. Se puede detectar la pérdida de potencia del motor y el generador de energía auxiliar. En respuesta, la potencia de la toma de fuerza se suministra a los actuadores, que se pueden acoplar a las superficies de control de la aeronave, como timones, elevadores, alerones. Los actuadores también permiten controlar el paso cíclico y colectivo y la inclinación del mástil, en el que se monta la toma de fuerza mediante una brida.</p> <p>Un tensor puede montarse en la brida y empujar un rodillo contra la correa para mantener la tensión. La toma de fuerza incluye una bomba hidráulica y un generador; el rodillo puede enganchar la correa entre las ruedas motrices acopladas a la bomba hidráulica y al generador.</p>

US2016244 158	Eficiencia aerodinámica naves VTOL	<p>Comprende un ala configurada para inclinarse en un determinado rango; una serie de motores eléctricos acoplados al ala, cada uno impulsa una hélice de ala; una segunda serie de motores eléctricos acoplados a la cola, cada uno impulsa una hélice de cola asociada; y un sistema de propulsión eléctrica conectado a ambas series de motores eléctricos. El sistema de propulsión eléctrica puede ser un sistema híbrido que comprenda uno o más motores de combustión interna.</p> <p>El uso de la propulsión eléctrica distribuida permite alcanzar mejoras en la eficiencia aerodinámica aproximadamente cuatro veces mayores que las configuraciones convencionales de helicópteros. Los helicópteros típicamente tienen una relación de elevación a arrastre (L / D) de entre 4 y 5; mientras que esta nave puede alcanzar una L / D de 20. Además se elimina el problema de avanzar y retroceder las palas del rotor al convertirlas en vuelos fruto del ala, sin la complejidad mecánica de los aviones VTOL anteriores.</p>
EP2690012	Aumento de velocidad y rendimiento	<p>Los rotores coaxiales presentan una alta complejidad del mecanismo del rotor, requieren mástiles rígidos y pesados y presentan peculiaridades específicas en términos de autorrotación e interacciones del rotor.</p> <p>Desde el punto de vista del rendimiento, las cabezas gemelas de un sincrotor provocan pérdidas por arrastre y el sincronizador no es adecuado para altas velocidades. Aunque no hay rotor de cola, existe una penalización en términos de seguridad; ya que los rotores inclinados lateralmente pasan cerca del suelo. Además, la posición inclinada de los rotores disminuye el vector de elevación total y el vector de empuje, lo que conlleva un importante desperdicio de potencia.</p>
EP2105378	Control sistema propulsión	<p>Sin embargo, las hélices están cerca del fuselaje, lo que está causando la contaminación acústica de los pasajeros del helicóptero híbrido.</p> <p>Además, el auge de la cola puede causar vibraciones debido al efecto llamado "sacudida de la cola" por parte de un experto en el idioma inglés.</p>
EP2690012	Aumento de velocidad y rendimiento	<p>Helicóptero coaxial con rotores duales, concéntricos y contra-rotativos; tiene la ventaja de la cancelación de par, por lo que la potencia total se utiliza para proporcionar sustentación y empuje.</p> <p>Además, la cuchilla de retroceso de un rotor está en el lado opuesto a la del otro rotor, lo que produce una distribución de elevación total simétrica que permite mayor velocidad de avance.</p>

Anexo C: Base de datos de patentes usadas como referencia

En este Anexo se muestra la clasificación que se ha realizado de aquellos elementos y componentes que se han tomado de las patentes estudiadas para, posteriormente, utilizarse en el diseño de la aeronave objeto de este proyecto.

En la tabla, se muestra la información referente al código de publicación, problema principal que aborda la invención y una descripción de los avances fundamentales que propone.

Patente	Reivindicaciones	Mejoras, ventajas
US201631152 8	Tiene 3 sistemas rotores	Al tener 3 rotores pequeños en lugar de 1 más grande se puede trabajar a más rpm, lo que incrementa la elevación.
	Los 3 funcionan de manera independiente	Al tener 3 "controles" aumentan la capacidad para manejar el avión.
	Forman un triángulo equilátero (120° entre ellos)	Esta estructura mantiene el centro de gravedad fijo, lo que aumenta la estabilidad
	Los rotores son de paso variable	Mejora el rendimiento y la velocidad de respuesta Tiene la desventaja de necesitar mayor mantenimiento y ser más caro que las de paso fijo.
	Los 2 rotores de popa son tiltrotores (pueden pivotar entre posición vertical y horizontal)	Así se aumenta el empuje en vuelo horizontal y la elevación en vuelo vertical

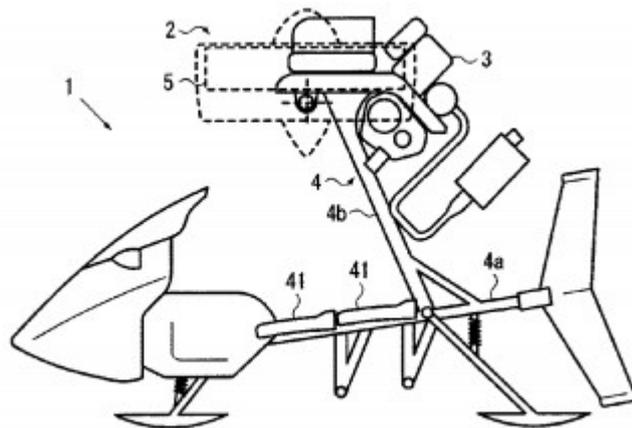
US201624415 8	Ala inclinable	El avión es capaz de planear, lo que mejora el control en vuelo estacionario y reduce el gasto Hace que el cambio entre modos de vuelo (horizontal y vertical) sea más eficiente
	Cola inclinable	Hace que el cambio entre modos de vuelo (horizontal y vertical) sea más eficiente
	2 conjuntos motor eléctrico-hélice acoplados a la cola	Mejora la estabilidad contrarrestando el par producido por los rotores del ala Aumenta el peso y por tanto el consumo
	Los rotores de la cola pueden plegarse	Incrementa la eficiencia del vuelo al usarlos sólo cuando sea necesario (vuelo vertical)
	La cola y el ala tienen una configuración de semi-tándem	Permite que el ala sea más grande que la cola y así logra reducir la resistencia inducida Aumenta la estabilidad y mejora el coeficiente de elevación La cola tiene mayor control sobre el cabeceo y reduce el arrastre
US201627231 2	Unidad de procesamiento acoplada a la fuente de energía	Da mayor calidad al control de los rotores al regular el voltaje proporcionado a cada uno de forma independiente

Anexo D: Patentes estudiadas en profundidad

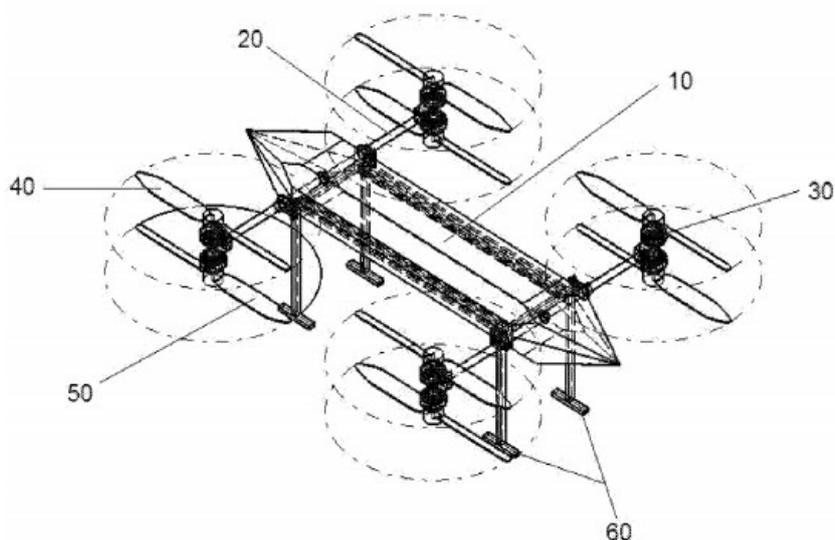
En este Anexo se recogen los dibujos de aquellas patentes que se han estudiado en profundidad.

- **Patentes descartadas**

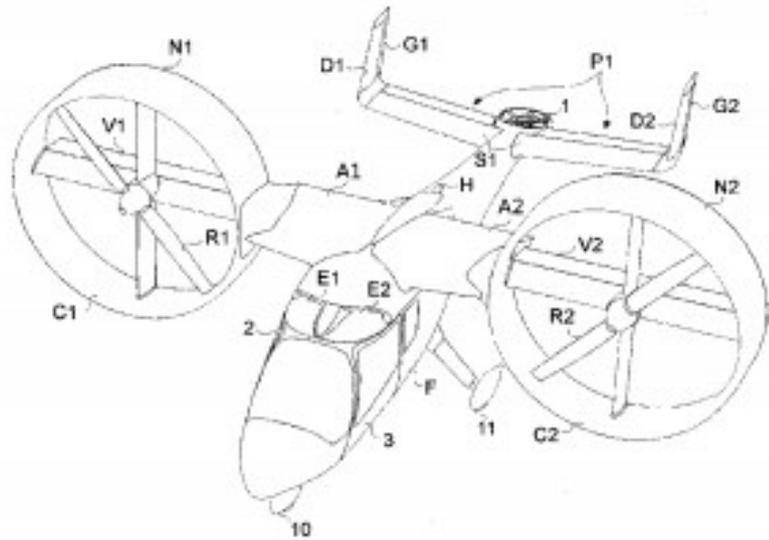
- EP2826710: Vertical take-off and landing device (Tsunekawa Masayoshi, 2013)



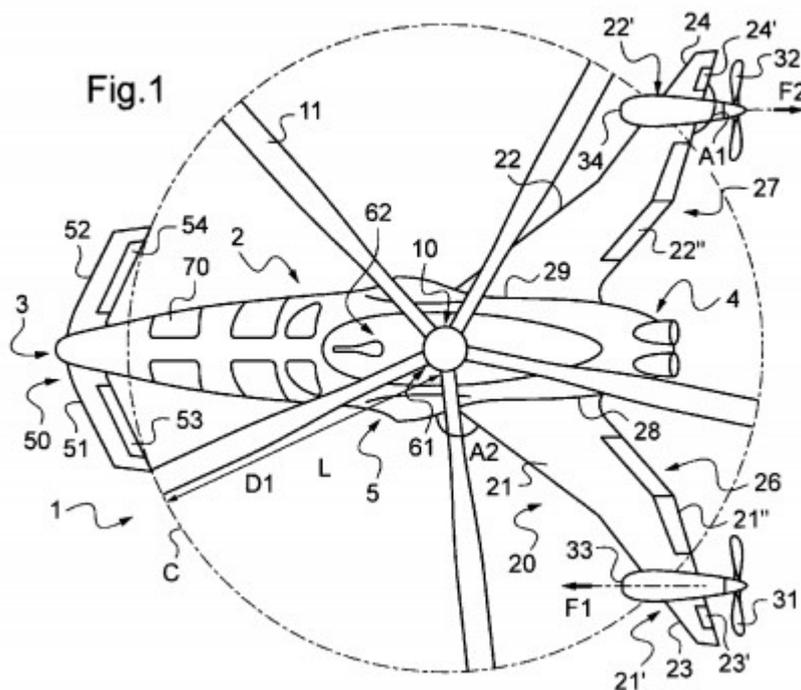
- US2016272312: Tiltrotor Unmanned Aerial Vehicle (Brad Mallard, 2015)



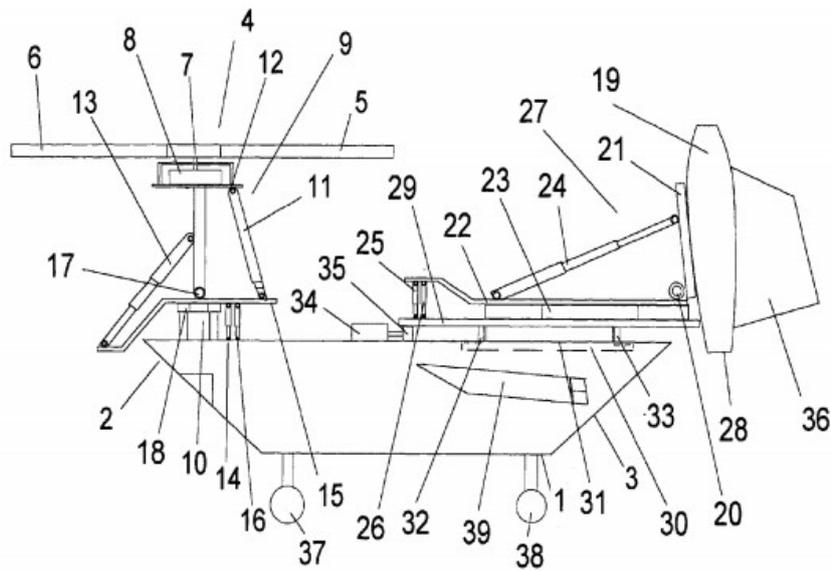
- FR3024431: Aeronef convertible pourvu de deux rotors carenes en bout d'aile et d'un fan horizontal dans le fuselage (Etienne Vandamme, 2016)



- EP2105378: Fast hybrid helicopter with large range (Jean-Jacques Ferrier, 2008)

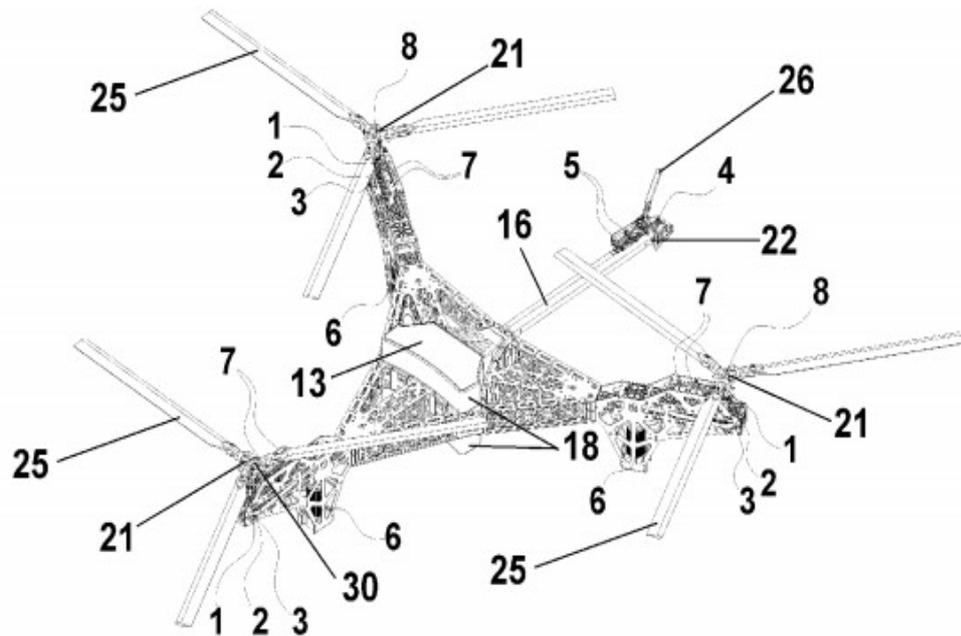


- US2006157616: Tandem powered power tilting aircraft. (Tom Kusic, 2005)



- **Patentes utilizadas como referencia**

- US2016311528: Multi-rotor Vehicle with Yaw Control and Autorotation. (Reza Nemovi, 2016).



- US2016244158: Vertical take-off and landing vehicle with increased cruise efficiency. (William J. Fredericks, 2016)

