(19) OFICINA ESPAÑOLA DE PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA

(11) Número de publicación: **2 911 611**

(51) Int. CI.:

B60F 5/02 (2006.01)
B64C 29/00 (2006.01)

(12) TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA T3

(96) Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **02.08.2019 E 19189848 (5)**

(97) Fecha y número de publicación de la concesión europea: **23.02.2022 EP 3604001**

(54) Título: **Conjunto modular de aeronave para transporte aéreo y terrestre**

(30) Prioridad:

02.08.2018 US 201816052938

(45) Fecha de publicación y mención en BOPI de la traducción de la patente:
20.05.2022

(73) Titular/es:

SUNLIGHT AEROSPACE INC. (100.0%)
2045 Lincoln Highway Suite One West
Edison, NJ 08817, US

(72) Inventor/es:

FROLOV, SERGEY;
CYRUS, MICHAEL y
MOUSSOURIS, JOHN PETER

(74) Agente/Representante:

ELZABURU, S.L.P

Aviso: En el plazo de nueve meses a contar desde la fecha de publicación en el Boletín Europeo de Patentes, de la mención de concesión de la patente europea, cualquier persona podrá oponerse ante la Oficina Europea de Patentes a la patente concedida. La oposición deberá formularse por escrito y estar motivada; sólo se considerará como formulada una vez que se haya realizado el pago de la tasa de oposición (art. 99.1 del Convenio sobre Concesión de Patentes Europeas).

DESCRIPCIÓN

Conjunto modular de aeronave para transporte aéreo y terrestre

CAMPO

Las realizaciones de la presente invención generalmente se refieren a una aeronave para despegue y aterrizaje vertical (VTOL – Vertical Take-Off and Landing) para aplicación en al menos transporte aéreo y otras aplicaciones, y en particular para permitir el transporte modular escalable masivo de pasajeros y carga basado en vehículos aerotransportados de despegue y aterrizaje vertical.

ANTECEDENTES

El transporte aéreo moderno se basa principalmente en aviones de ala fija de gran tamaño que pueden transportar un número relativamente grande de pasajeros y una cantidad de carga entre un número limitado de aeropuertos, que son áreas especialmente creadas para el despegue y aterrizaje de aviones regulares. Como resultado, un sistema de transporte de este tipo está limitado en su capacidad para seguir siendo económico y proporcionar servicios adecuados bajo las crecientes demandas de un rendimiento más rápido, mejor y más fiable. Los aeropuertos representan uno de los cuellos de botella más evidentes de este sistema. Son costosos de operar para los propietarios e inconvenientes de usar para los clientes. Los aeropuertos existentes se están utilizando casi al máximo de su capacidad y aeropuertos adicionales no se construyen lo suficientemente rápido.

Los sistemas de transporte aéreo existentes son, en muchos sentidos, similares a sistemas centralizados basados en tierra para el transporte público y de masas, ejemplos bien conocidos de los cuales son los basados en el transporte por ferrocarril y autobús por carretera. Dichos sistemas carecen de la flexibilidad y comodidad de un sistema de transporte distribuido, como por ejemplo un servicio de transporte en taxi.

Por lo tanto, los inventores han proporcionado un sistema de transporte aéreo mejorado, que proporciona uno o más beneficios del transporte distribuido.

La solicitud de patente europea 3 263 445 A1 describe una aeronave con un conjunto de cápsula de pasajeros acoplable selectivamente. La aeronave tiene una estructura voladora que tiene un sistema de propulsión para despegue y aterrizaje vertical y un modo de vuelo hacia adelante, y está configurada para acoplar selectivamente un conjunto de cápsula de modo que la estructura voladora pueda girar con relación al conjunto de cápsula.

La solicitud de patente europea 3 290 334 A1 describe una aeronave para despegue y aterrizaje vertical. La aeronave tiene una configuración de ala fija que comprende propulsores verticales y horizontales y un fuselaje modular que incluye una porción de estructura abierta para acomodar una cápsula desmontable para transportar pasajeros y/o carga. Al menos una sección de o un fuselaje completo puede ser separable y puede separarse de manera controlable del resto de la estructura de la aeronave.

La solicitud de patente de EE.UU. 2018/194469 A1 describe un sistema de transporte de drones que tiene una cápsula transportadora adaptada para transportar a un pasajero, la cápsula transportadora tiene una primera interfaz de conexión en un extremo superior, y un dron habilitado para volar que tiene una segunda interfaz de conexión orientada hacia abajo. Similarmente, la solicitud de patente de EE. UU. 2009/008499 A1 describe un vehículo volador modular que tiene un vehículo aéreo que puede acoplarse a contenedores de carga, vehículos terrestres, etc., en el que el vehículo aéreo está configurado para levantar una carga útil en la parte inferior del vehículo aéreo.

La solicitud de patente de EE.UU. 2013/228651 A1 describe procedimientos para transferir una carga útil tal como pasajeros y/o equipaje y/o carga entre un aeropuerto y la cabina de una aeronave proporcionando a la aeronave un módulo de cabina extraíble, que está dispuesto para acoplarse a una estructura inferior de la aeronave. Similarmente, la patente de EE.UU. 4.379.533 describe un avión de transporte capaz de transportar pasajeros o carga que tiene una estructura básica que contiene la cabina, las alas, los motores y el empenaje, en el que las porciones de la cabina y el empenaje están conectadas por una sección plana similar a un camión de plataforma en el que se coloca la carga útil.

SUMARIO

Las realizaciones de la presente invención generalmente se refieren a una aeronave para despegue y aterrizaje vertical.

En algunas realizaciones, una aeronave para despegue y aterrizaje vertical incluye una estructura de aeronave que tiene una porción de estructura abierta, al menos un propulsor vertical, una cápsula separable de la aeronave e incluye una cabina para contener al menos carga y/o pasajeros, donde la cápsula, cuando se monta en la aeronave, define al menos una porción de la estructura de la aeronave, y un sistema de montaje que incluye al menos un miembro de fijación configurado para unir la cápsula a la porción de estructura abierta de la estructura de la aeronave y proporcionar soporte estructural para la porción de la estructura abierta cuando se separa la cápsula. El al menos un miembro de fijación incluye una barra transversal en forma de arco para seguir los contornos de la

porción superior de la cápsula. La aeronave es capaz de volar con y sin la cápsula.

En algunas realizaciones, una aeronave incluye una porción de ala que proporciona una fuerza de sustentación durante un vuelo horizontal, al menos un propulsor horizontal y un fuselaje modular. El fuselaje modular incluye una cápsula, separable de la aeronave y que incluye una cabina para contener al menos uno de carga y pasajeros, donde la cápsula, cuando se monta en la aeronave, define al menos una porción de una estructura exterior de la aeronave y un sistema de montaje que incluye una porción de estructura abierta en la estructura de la aeronave y al menos un miembro de fijación configurado para unir la cápsula a la porción de estructura abierta en la estructura de la aeronave y para proporcionar un soporte estructural para la porción de estructura abierta cuando se separa la cápsula. El al menos un miembro de unión incluye una barra transversal en forma de arco para seguir los contornos de la superficie superior de la cápsula. La aeronave es capaz de volar con y sin la cápsula.

En algunas realizaciones, una cápsula, cuando se monta en una aeronave, tal como una aeronave de acuerdo con una o todas las realizaciones descritas anteriormente, se suma a las propiedades aerodinámicas de la aeronave durante el vuelo. Además, en aeronaves de acuerdo con algunas o todas las realizaciones descritas anteriormente, la cápsula puede incluir un medio de transporte terrestre.

En algunas realizaciones, una aeronave, tal como una aeronave de acuerdo con una o todas las realizaciones descritas anteriormente, puede incluir una sección de cola y el sistema de montaje puede ser parte de la sección de cola.

En algunas realizaciones, una aeronave, tal como una aeronave de acuerdo con una o todas las realizaciones descritas anteriormente, puede incluir un sistema para controlar la ubicación del centro de gravedad de la aeronave.

A continuación se describen otros ejemplos y realizaciones adicionales de la presente invención.

BREVE DESCRIPCIÓN DE LOS DIBUJOS

Las realizaciones de la presente invención, brevemente resumidas anteriormente y discutidas con mayor detalle a continuación, pueden entenderse con referencia a los ejemplos ilustrativos y realizaciones de la invención representadas en los dibujos adjuntos. Sin embargo, debe observarse que los dibujos adjuntos ilustran solo ejemplos típicos y realizaciones de esta invención y, por lo tanto, no deben considerarse limitativos de su alcance.

La Figura 1 muestra un sistema aerotransportado para el transporte distribuido de pasajeros y carga.
La Figura 2 muestra una aeronave de ala fija ejemplar con capacidades de despegue y aterrizaje vertical (VTOL).
La Figura 3 muestra una aeronave de ala fija ejemplar con capacidades de despegue y aterrizaje vertical (VTOL) que tiene aberturas de ventilador cerradas en una configuración de vehículo VTOL.
La Figura 4 muestra un diseño VTOL en el que la propulsión la proporcionan dos ventiladores con conductos.
La Figura 5 muestra un procedimiento ejemplar para proporcionar servicios de transporte aéreo distribuido.
La Figura 6 muestra esquemáticamente un ejemplo de un procedimiento de carga.
La Figura 7 muestra esquemáticamente un ejemplo de un procedimiento de viaje.
La Figura 8 muestra esquemáticamente un ejemplo de un procedimiento de carga.
La Figura 9 muestra ejemplos de varias configuraciones de flota.
La Figura 10 muestra esquemáticamente un ejemplo de una porción de un procedimiento de viaje.
La Figura 11 muestra un sistema de transporte distribuido.
La Figura 12 muestra un sistema de transporte distribuido.
La Figura 13 muestra una vista superior de un sistema de transporte distribuido.
La Figura 14 muestra un diagrama de bloques funcional de una aeronave de acuerdo con una realización de la presente invención.
La Figura 15 muestra un diagrama de alto nivel de un conjunto de ala.
La Figura 16 muestra un diagrama de alto nivel de un conjunto de ala.
La Figura 17 muestra un conjunto de hélice sin eje independiente.
La Figura 18 muestra un diagrama de sección transversal de un enfoque de montaje ejemplar para hélices accionadas por eje, como las hélices de la Figura 15.
La Figura 19 muestra un diagrama de sección transversal de un enfoque de montaje ejemplar para hélices accionadas por aros, como las hélices de la Figura 16.
La Figura 20 muestra un diagrama de sección transversal de alto nivel de una porción de un conjunto de ala.
La Figura 21 muestra un diagrama de vista superior de alto nivel de una porción de un conjunto de ala, como el conjunto de ala de la Figura 20.
La Figura 22 muestra un diagrama de vista superior de alto nivel de una porción de un conjunto de ala.
La Figura 23 muestra un diagrama de vista superior de alto nivel de una porción de un conjunto de ala.
La Figura 24 muestra un diagrama de alto nivel de un conjunto de salida de aire que incluye aletas de salida de aire.

La Figura 25 muestra un diagrama de alto nivel de un conjunto de ala.
La Figura 26 muestra un diagrama de sección transversal de un enfoque de montaje ejemplar para propulsores verticales.
La Figura 27 muestra un diagrama de alto nivel de un conjunto de ala.
La Figura 28 muestra un diagrama de alto nivel de un conjunto de aeronave.
La Figura 29 muestra un diagrama de alto nivel de un conjunto de aeronave.
La Figura 30 muestra un diagrama de alto nivel de un conjunto de aeronave.
La Figura 31 muestra un diagrama de alto nivel de un conjunto de aeronave.
La Figura 32 muestra un diagrama de alto nivel de un conjunto de aeronave.
La Figura 33 muestra una vista tridimensional de un conjunto de aeronave, como el conjunto de aeronave de la Figura 32.
La Figura 34 muestra un diagrama de alto nivel de un conjunto de aeronave.
La Figura 35 muestra un diagrama de alto nivel de un conjunto de aeronave.
La Figura 36 muestra un diagrama de alto nivel del conjunto de aeronave de la Figura 35 que tiene un fuselaje separado.
La Figura 37 muestra un diagrama de alto nivel de una cápsula de carga de acuerdo con realizaciones de la presente invención.
La Figura 38 muestra esquemáticamente un ejemplo de un procedimiento de carga.
La Figura 39 muestra un diagrama de alto nivel de un conjunto de aeronave.
La Figura 40 muestra un diagrama de alto nivel de un conjunto de ala.
La Figura 41 muestra un diagrama de alto nivel de un conjunto de aeronave.
La Figura 42 muestra una sección separada del fuselaje de un conjunto de aeronave, también conocido como cápsula, de acuerdo con realizaciones de la presente invención.
La Figura 43 muestra una cápsula móvil integrada de acuerdo con realizaciones de la presente invención.
La Figura 44 muestra una cápsula híbrida de acuerdo con realizaciones de la presente invención.
La Figura 45 muestra un diagrama de alto nivel de una aeronave de acuerdo con realizaciones de la presente invención.
La Figura 46 muestra las vistas frontal (figura superior) y superior (figura inferior) de un conjunto de aeronave de acuerdo con realizaciones de la presente invención.
La Figura 47 muestra un diagrama de alto nivel de un conjunto de aeronave de acuerdo con realizaciones de la presente invención.
La Figura 48 muestra dos vistas frontales del conjunto de aeronave de la Figura 47, en las que la figura superior muestra el conjunto con la cápsula de carga útil conectada y la figura inferior muestra el conjunto con la cápsula de carga útil separada de acuerdo con realizaciones de la presente invención.
La Figura 49 muestra un diagrama de alto nivel de un conjunto de aeronave.
La Figura 50 ilustra el conjunto de aeronave de la Figura 49 que tiene la cápsula en un estado separado.
La Figura 51 muestra un diagrama de alto nivel de una aeronave.
La Figura 52 muestra un diagrama de alto nivel de una aeronave.
La Figura 53 muestra un diagrama de alto nivel de una aeronave.
La Figura 54 muestra las vistas superior y lateral de una cápsula de carga útil que se puede acoplar a la aeronave de la Figura 54.
La Figura 55 muestra un diagrama de alto nivel de una aeronave de acuerdo con realizaciones de la presente invención.
La Figura 56 muestra vistas superior y lateral de una cápsula de carga útil correspondiente para la aeronave de la Figura 55 de acuerdo con realizaciones de la presente invención.
La Figura 57 muestra un diagrama de alto nivel de una aeronave.
La Figura 58 muestra un conjunto de aeronave compuesto por la aeronave de la Figura 57 y una cápsula de carga útil acoplada.
La Figura 59 ilustra tres posiciones diferentes para montar una carga útil en el conjunto de la aeronave de la Figura 58.
La Figura 60 muestra las vistas inferior y frontal de un conjunto de aeronave.

Para facilitar la comprensión, se han utilizado números de referencia idénticos, en lo posible, para designar elementos idénticos que son comunes a las figuras. Las figuras no están dibujadas a escala y pueden simplificarse para mayor claridad. Se contempla que los elementos y características de una realización pueden incorporarse beneficiosamente en otras realizaciones sin más mención.

DESCRIPCIÓN DETALLADA

En la siguiente descripción detallada, se exponen numerosos detalles específicos para proporcionar una comprensión completa de las realizaciones ejemplares u otros ejemplos descritos en esta invención. Sin embargo, se entenderá que estas realizaciones y ejemplos pueden practicarse sin los detalles específicos. En otros casos, los procedimientos, componentes y/o circuitos bien conocidos no se han descrito en detalle para no oscurecer la siguiente descripción. Además, las realizaciones descritas son solo para fines de ejemplo y se pueden emplear otras realizaciones en lugar de, o en combinación con, las realizaciones descritas.

Las realizaciones de la presente invención se pueden utilizar en un sistema de transporte aéreo distribuido alternativo, que puede operar sin aeropuertos. Este sistema de transporte aéreo distribuido se basa en un enfoque de transporte distribuido modular, que utiliza vehículos aéreos de escala relativamente pequeña capaces de cargar y descargar pasajeros y carga en el punto de solicitud de servicio (servicio *a lo taxi*) y de viajes de largo alcance utilizando formación de vuelo y otros procedimientos. Un sistema de transporte aéreo distribuido de este tipo puede ofrecer ventajas como comodidad para los clientes y escalabilidad (es decir, la capacidad de crecer en tamaño y capacidad). Al mismo tiempo, puede ser más ventajoso que los sistemas distribuidos basados en tierra, ya que no requiere la creación y mantenimiento de caminos en tierra. Ejemplos no limitativos incluyen proporcionar sistemas y procedimientos de transporte basados en vehículos aéreos no tripulados de ala fija con capacidades de despegue y aterrizaje vertical.

Se proporciona un sistema aerotransportado para el transporte distribuido de pasajeros y carga como se muestra en la Figura 1. En un sistema 100, se puede proporcionar un vehículo aerotransportado (vehículo 110) para un cliente 120 en una ubicación arbitraria 125. El vehículo 110 tiene una variedad de capacidades que incluyen, pero no limitado a: 111 - aterrizar en un sitio cerca de la ubicación del cliente, 112 - abordar a un cliente y despegar, y 113 - ascender y alcanzar la velocidad y altitud de crucero. A una altitud de crucero, el vehículo 110 puede unirse a una flota 130 compuesta por vehículos aerotransportados similares para producir una formación de vuelo. La flota 130 puede incluir vehículos que viajan a diferentes destinos, pero a lo largo de la misma ruta en la misma dirección general.

Formación de vuelo, como se emplea en esta memoria, significa un arreglo de vehículos aerotransportados que vuelan lo suficientemente cerca uno del otro para impactar las características de vuelo de la flota como un todo. Las flotas en formación de vuelo pueden incluir dos o más vehículos aerotransportados. La formación de vuelo permite un vuelo más eficiente desde el punto de vista energético, al tiempo que ofrece la flexibilidad de entrar o salir de la flota en cualquier momento. Por ejemplo, el vuelo en formación en V puede mejorar en gran medida la eficiencia aerodinámica general de la flota al reducir la resistencia y, por lo tanto, aumentar la autonomía de vuelo.

Los vehículos aerotransportados que se pueden usar en el sistema 100 incluyen helicópteros, aviones de ala fija, aeronaves VTOL (despegue y aterrizaje vertical), aerogiros, aeronaves más ligeras que el aire, aeronaves híbridas y otros. Algunos de los procedimientos descritos en esta invención también pueden aplicarse a una variedad más amplia de opciones de aeronaves, incluidos los aviones regulares de ala fija. En este último caso, sin embargo, la carga y descarga de la carga y los pasajeros puede estar restringida a lugares especiales y tener lugar en pequeños aeropuertos y aeródromos.

Aeronaves de pequeña escala adecuadas para estos procedimientos pueden utilizar diferentes opciones de control de vuelo, como pilotaje manual, pilotaje remoto y pilotaje automático. En el caso del pilotaje manual, un piloto a bordo tiene el control total de una aeronave y sus maniobras. En el pilotaje remoto, una aeronave es pilotada por una persona que no está a bordo de una aeronave a través de un enlace de comunicación por radio. En el pilotaje automático, un sistema informático de a bordo proporciona capacidades completas de control de vuelo, incluida la planificación del vuelo, el seguimiento de la ruta, las maniobras, la transición entre diferentes configuraciones de aeronave, etc. Finalmente, en una opción de control de vuelo híbrido pueden estar disponibles dos o más de estas opciones, por ejemplo, para que la misma aeronave pueda ser pilotada de forma manual, remota o automática en diferentes momentos. La opción de pilotaje automático es particularmente atractiva para formaciones de vuelo, donde es esencial una maniobra precisa y rápida.

Las secciones de carga en estas aeronaves pueden tomar diferentes formas dependiendo de si se trata de transporte de pasajeros. Los pasajeros también pueden etiquetarse como "Carga Humana" (HC – Human Cargo) para fines de generalización. El transporte de HC puede ocurrir a través de contenedores especializados o cápsulas de HC. Dichos módulos pueden cargarse y descargarse en vehículos aerotransportados de manera similar a los contenedores de carga normales.

Uno de los vehículos preferidos para este sistema es una aeronave de ala fija con capacidad de despegue y aterrizaje vertical (VTOL). Esto combina las ventajas de poder despegar y aterrizar fuera de los aeropuertos y volar a velocidades de crucero relativamente altas (por ejemplo, en relación con los helicópteros). La Figura 2 muestra, como ejemplo de una aeronave de este tipo, un avión VTOL 200. Este avión tiene un diseño sin cola que usa un fuselaje 202 con espacio suficiente para acomodar a uno o más pasajeros. Las secciones de ala, colectivamente 210, tienen ventiladores integrados (o más generalmente propulsores verticales), colectivamente 240, para proporcionar una fuerza de elevación vertical para el despegue y el aterrizaje. La sección de ala 210 también puede plegar sus puntas, colectivamente 220, para minimizar el tamaño del lugar de aterrizaje. Después de un despegue, otro motor con una hélice 250 (o más generalmente propulsores horizontales) puede proporcionar propulsión para alcanzar la velocidad suficiente, a la cual el ala tiene suficiente sustentación y los ventiladores pueden apagarse. En este punto, las aberturas de los ventiladores pueden cerrarse 310 como se muestra en la Figura 3 en una configuración de vehículo VTOL 300.

Pueden ser posibles muchos otros diseños de vehículos VTOL. Por ejemplo, la Figura 4 muestra un diseño VTOL

400 en el que la propulsión la proporcionan dos ventiladores canalizados, colectivamente 405. En lugar de ventiladores, se pueden usar motores cardánicos con hélices para propulsión tanto vertical como lateral. Un mecanismo de propulsión preferido puede incluir un motor eléctrico con una hélice. Sin embargo, se puede utilizar un motor de chorro de plasma accionado eléctricamente como alternativa. Como resultado, las velocidades de crucero, que pueden ser alcanzadas por vehículos individuales o dentro de una flota, pueden alcanzar velocidades supersónicas.

También, el ala puede adoptar diferentes formas. Además, se puede utilizar como alternativa un diseño VTOL con cola. Los diseños de ala plegable y/o cola plegable son particularmente atractivos, porque permiten que los vehículos VTOL aterricen en áreas más estrechas del suelo. Un ala plegable se muestra como ejemplo en la Figura 2. Las alas o algunas de sus partes pueden girar para habilitar las capacidades VTOL, en las que, por ejemplo, un motor conectado al ala puede girar al menos 90 grados. Alternativamente, otras secciones de la estructura de la aeronave pueden girar, por ejemplo, el fuselaje o algunas de sus secciones.

Se pueden usar varios sistemas de energía y sus combinaciones para impulsar dichos vehículos, incluidos combustibles fósiles, baterías eléctricas, celdas de combustible, energía solar y otras fuentes de energía renovable. Una solución particularmente atractiva para esta aplicación comprende un avión VTOL alimentado eléctricamente con un sistema de energía solar fotovoltaica (PV) adicional, debido a su eficiencia y bajo nivel de ruido. Además, sistemas de conversión de energía cinética también pueden utilizarse como fuentes de energía alternativas, especialmente en situaciones de emergencia. Un sistema de energía preferido puede tener varias fuentes de energía redundantes, como baterías eléctricas, celdas de combustible y celdas solares.

La Figura 5 muestra un procedimiento ejemplar 500 para proporcionar servicios de transporte aéreo distribuido. El procedimiento 500 incluye lo siguiente: (1) realizar un aterrizaje vertical, (2) recoger pasajeros y/o carga, (3) realizar un despegue vertical, (4) transformar a la posición de ala fija, (5) aumentar la altitud y proyectar el rumbo, (6) ubicar la flota adecuada, (7) unirse a una flota en formación de vuelo, (8) viajar al destino, (9) retirarse de la flota, (10) descender al lugar de aterrizaje, (11) realizar un aterrizaje vertical y (12) descargar pasajeros o carga. Algunos de estos, como (5) aumentar la altitud y establecer el rumbo para el vehículo aerotransportado, pueden ser opcionales. Alternativamente, se pueden agregar acciones adicionales, como la carga y descarga de pasajeros y/o carga adicionales.

El procedimiento anterior se puede subdividir en tres categorías de procedimientos: (1) procedimientos de carga, (2) procedimientos de viaje y (3) procedimientos de descarga. Los procedimientos de carga y descarga pueden diferir dependiendo de si el servicio está destinado a pasajeros, carga o combinaciones de los mismos. Por ejemplo, se pueden implementar equipos adicionales y procedimientos de carga automatizados para cargar y descargar carga. Además, la carga puede cargarse y descargarse incluso sin que el vehículo de transporte VTOL toque realmente el suelo, por ejemplo, mediante transferencia aire-aire entre vehículos aerotransportados o mediante el uso de cables y paracaídas.

Los procedimientos de viaje en particular pueden describir varias fases del transporte aéreo o, de manera más general, el vuelo de una aeronave VTOL. Se pueden enfatizar al menos dos fases de vuelo, incluida la fase de vuelo vertical y la fase de vuelo horizontal. Durante la fase de vuelo vertical, la aeronave puede permanecer en el aire utilizando principalmente su sistema de propulsión vertical. En esta fase, la fuerza de sustentación es proporcionada por el empuje vertical del sistema de propulsión vertical, mientras que la aeronave puede moverse en una dirección arbitraria de acuerdo con su plan de vuelo, como hacia arriba, hacia abajo, hacia adelante, hacia atrás, lateralmente o en cualquier otra dirección en el espacio. Para este propósito, el sistema de propulsión horizontal puede usarse para proporcionar no solo el empuje hacia adelante, sino también el empuje hacia atrás para los movimientos laterales. Además, la aeronave en la fase de vuelo vertical puede planear en una posición y altitud constantes y puede cambiar su postura, por ejemplo, orientación en el espacio (por ejemplo, ángulos de viraje, balanceo y cabeceo). Esta fase de vuelo puede implementarse, por ejemplo, inmediatamente después de un despegue o antes de un aterrizaje. Durante la fase de vuelo horizontal, la aeronave puede permanecer en el aire utilizando principalmente su sistema de propulsión horizontal. En esta fase de vuelo, la fuerza de sustentación la proporciona la sustentación aerodinámica del ala de la aeronave, que surge del movimiento hacia adelante de la aeronave activado por el sistema de propulsión horizontal. El movimiento de la aeronave en la fase de vuelo horizontal es algo limitado en comparación con la fase de vuelo vertical, por lo que la aeronave puede moverse sustancialmente en el plano horizontal, es decir, puede tener que mantener una componente horizontal sustancial de su vector de velocidad para permanecer en el aire. Además, la aeronave en fase de vuelo horizontal puede ser capaz de realizar maniobras de vuelo típicas de aeronaves de ala fija, tales como ascenso, descenso, virajes y otros. Además de estos dos modos de vuelo principales, pueden existir otros modos de vuelo, incluidos los modos de transición e híbridos, en los que los sistemas de propulsión vertical y horizontal pueden activarse al mismo tiempo proporcionando capacidades de sustentación y maniobra.

La Figura 6 muestra esquemáticamente un ejemplo de un procedimiento de carga 600, que puede usarse, por ejemplo, en combinación con el procedimiento 500 descrito anteriormente. El procedimiento 600 incluye: realizar un aterrizaje vertical de un vehículo 615 (mostrado por 610), cargar un pasajero 616 (mostrado por 620) y realizar un

despegue vertical del vehículo 615 con el pasajero 616 a bordo (mostrado por 630). Además, el procedimiento 600 puede incluir además un ascenso vertical, en el que la velocidad del vehículo es sustancialmente vertical y el componente de velocidad lateral (horizontal) puede ser menor que el componente de velocidad vertical. Por supuesto, el mismo procedimiento puede aplicarse a la carga de múltiples pasajeros y/o carga de carga en el mismo lugar. Alternativamente, el procedimiento 600 puede repetirse en diferentes sitios y ubicaciones, de modo que diferentes pasajeros y carga o tipos de carga puedan cargarse en el mismo vehículo 615 (con o sin descarga total o parcial de cualquier pasajero o carga existente).

La Figura 7 muestra esquemáticamente un ejemplo de un procedimiento de viaje 700, que puede usarse, por ejemplo, en combinación con el procedimiento 500 descrito anteriormente. El procedimiento 700 incluye: aumentar la altitud del vehículo 715 utilizando sus capacidades VTOL (mostrada por 710), transformar el vehículo 715 en una posición de ala fija y aumentar su velocidad lateral (horizontal) (mostrada por 720), ubicar una flota adecuada de vehículos aerotransportados (flota 735) y unirse a la flota 735 en formación de vuelo (mostrado por 730), viajar hacia un destino con la flota 735 (mostrado por 740), desconectarse de la flota 735 (mostrado por 750), descender hacia un lugar de aterrizaje y hacer la transición a una posición vertical de aterrizaje (mostrada por 760), y reducir la altitud del vehículo 715 usando sus capacidades VTOL (mostrada por 770). En lugar de unirse a una flota existente, el vehículo 715 también puede unirse a otro vehículo aerotransportado (similar o diferente) y formar así una flota de dos vehículos.

Por supuesto, algunos de los aspectos anteriores pueden ser opcionales y omitirse, o alternativamente, se pueden introducir acciones adicionales. Por ejemplo, el vehículo 715 puede comunicarse con la flota 735 antes y/o después de incorporarse a la flota. Además, el vehículo 715 puede viajar distancias sustanciales sin una flota que lo acompañe. Además, algunas acciones pueden repetirse. Por ejemplo, el vehículo 1010 puede cambiar entre diferentes flotas 1020 y 1030, como se muestra con 1000 en la Figura 10, en el que una parte de su recorrido puede recorrerse con una flota adecuada (p. ej., 1020) y otra parte del recorrido puede recorrerse con una flota diferente, preferiblemente más adecuada (por ejemplo, 1030). La flota diferente puede ser más adecuada al proporcionar una o más rutas de vuelo diferentes, un destino diferente, una formación de vuelo más eficiente o similar. Como alternativa o en combinación, el procedimiento 700 puede incluir el cambio de posición del vehículo 715 dentro de la flota 735. El procedimiento 700 puede incluir el reabastecimiento de combustible y la recarga de un vehículo aerotransportado por otro vehículo aerotransportado (opcionalmente dentro de la misma flota), donde el combustible y/o respectivamente, la energía eléctrica se intercambia entre los dos vehículos con la ayuda de una línea de transferencia o un cable. Cualquier procedimiento de viaje también puede incluir acciones opcionales relacionadas con situaciones de emergencia, en las que un vehículo realiza una o más acciones necesarias para comunicarse con una flota y/o autoridades de control de vuelo, desconexión rápida de una flota, descenso rápido o similares.

La Figura 8 muestra esquemáticamente un ejemplo de un procedimiento de descarga 800, que puede usarse, por ejemplo, en combinación con el procedimiento 500 descrito anteriormente. El procedimiento 800 incluye: realizar un aterrizaje vertical de un vehículo 815 (como se muestra en 810), descargar un pasajero 816 (como se muestra en 820) y realizar un despegue vertical del vehículo 815 (como se muestra en 830). Además, el procedimiento 800 puede incluir un descenso vertical antes del aterrizaje, en el que la velocidad del vehículo es sustancialmente vertical. Por supuesto, el mismo procedimiento puede aplicarse a la descarga de múltiples pasajeros y/o descarga de carga en el mismo lugar. Alternativamente, el procedimiento descrito por el procedimiento 800 puede repetirse en diferentes sitios y ubicaciones, de modo que diferentes pasajeros y carga o tipos de carga puedan descargarse en el mismo vehículo 815. Además, tanto los procedimientos de carga como de descarga incluyen aterrizar en superficies adecuadas tales como superficies del suelo, superficies de techos (especialmente techos planos), plataformas de vuelo de grandes edificios y vehículos, plataformas flotantes sobre superficies de agua, superficies de agua (con tren de aterrizaje adecuado), superficies de carreteras, superficies fuera de carretera, etc.

Los procedimientos de carga, descarga y viaje descritos anteriormente pueden modificarse, acortarse, expandirse y combinarse entre sí para producir diferentes secuencias de procedimientos para los servicios de transporte aéreo. Por ejemplo, los procedimientos de carga pueden combinarse con los procedimientos de descarga, de modo que el mismo vehículo aéreo pueda usarse para cargar y descargar pasajeros/carga en el mismo lugar al mismo tiempo. En otro ejemplo, el mismo vehículo aerotransportado puede usarse para cargar y/o descargar pasajeros/carga en el mismo lugar al mismo tiempo mientras uno o más pasajeros y/o carga permanecen en el avión para continuar hacia un destino posterior.

Se pueden utilizar diferentes configuraciones de flota en los procedimientos de viaje descritos anteriormente. La Figura 9 muestra ejemplos de varias configuraciones de flota 910 - 950, que difieren entre sí en tamaño, forma y número de miembros. Al menos uno de los factores que impulsan la formación de una flota es la optimización del consumo de energía de cada vehículo dentro de la flota. Al volar uno al lado del otro, los vehículos de una flota en su conjunto reducen la energía necesaria para su propulsión en un vuelo nivelado. Generalmente, la reducción de energía es mayor en una flota más grande. Por lo tanto, la flota puede realizar un vuelo nivelado con una energía de propulsión neta que es menor que la suma de las energías de propulsión de todos sus vehículos aéreos volados por separado. La separación entre vehículos dentro de la flota debe ser inferior a 100 envergaduras de alas de un vehículo miembro típico y, en general, puede variar de decenas a una fracción de la envergadura característica de

sus miembros. Para minimizar el tamaño de la flota y maximizar su eficiencia, puede ser preferible que la separación entre los vehículos aerotransportados vecinos sea inferior a 10 envergaduras. También es preferible que la separación lateral (a lo largo de la envergadura del ala) entre los vehículos aéreos sea sustancialmente menor que la separación longitudinal (a lo largo de la trayectoria de vuelo). La altitud de los vehículos aerotransportados en formación de vuelo puede ser sustancialmente la misma. La diferencia de altitud puede regirse por el requisito de retener la reducción de la resistencia aerodinámica en la formación de vuelo y normalmente es una fracción de la envergadura del ala del vehículo aerotransportado.

Como resultado, las flotas pueden formar patrones complejos de dos y tres dimensiones. Las aeronaves dentro de una sola flota pueden cambiar sus posiciones entre sí, para optimizar su consumo de energía, cambiar la configuración de la flota y responder a los cambios ambientales. Debido a esta complejidad, los vehículos pilotados de forma autónoma (APV) pueden ser mejores en el vuelo en formación en comparación con las aeronaves pilotadas manualmente. El software de pilotaje automático a bordo de los APV puede especializarse aún más para el vuelo en formación. Las capacidades adicionales de APV que simplifican el vuelo en formación pueden incluir canales de comunicación directa entre diferentes APV dentro de una flota, capacidades de redes de área local para el intercambio de datos dentro de una flota (por ejemplo, redes ad hoc), sensores y balizas para evitar colisiones automáticas, etc.

Las flotas descritas anteriormente pueden tener al menos dos formas de organizarse en una formación estable. Una forma es a través de un control centralizado desde una sola fuente de comando siguiendo procedimientos y patrones formulados de antemano. La otra forma es a través de un mecanismo de control distribuido (ad hoc), en el que cada vehículo aerotransportado determina su posición dentro de su flota de forma autónoma y con la ayuda de otros vehículos de la misma flota solo si es necesario. El último enfoque de una flota aerotransportada autoorganizada es particularmente atractivo y debería ser una forma preferida, ya que es más rápido, más seguro, más económico, receptivo, adaptable y escalable.

La Figura 11 muestra un sistema de transporte distribuido 1100, que incluye un centro de control 1110, vehículos aéreos individuales 1120 y una flota de vehículos aéreos 1130. El centro de control y cada vehículo están equipados con medios para comunicaciones inalámbricas (p. ej., 1111 en la Figura 11), como antenas, transmisores y receptores RF. Alternativamente, este medio puede incluir un equipo de comunicaciones ópticas en espacio libre. Como resultado, el sistema 1100 está configurado para tener enlaces inalámbricos bidireccionales entre sus componentes (es decir, estaciones terrestres y activos aerotransportados) para el intercambio de señales de control de vuelo, datos de telemetría, señalización de navegación, etc. Por ejemplo, la Figura 11 muestra enlaces inalámbricos 1125 entre el centro de control 1110 y los vehículos aéreos individuales 1120 y enlaces inalámbricos 1135 entre el centro de control 1110 y la flota de vehículos aéreos 1130, así como enlaces inalámbricos directos 1126 entre vehículos aéreos individuales 1120. Además, el sistema 1100 está provisto de enlaces de comunicación con los clientes y/o sus instalaciones 1140, incluidos los enlaces inalámbricos 1145 y los enlaces por cable 1146, con el fin de recibir pedidos de clientes, rastrear su ubicación, actualizar su estado, intercambiar información relevante, etc. Además, se puede establecer un enlace de comunicación directa 1155 entre un vehículo aerotransportado 1120 y clientes/instalaciones para un intercambio de información más rápido y preciso. Así, como se muestra en la Figura 11, se pueden establecer uno o más enlaces de comunicación con un vehículo aéreo para proporcionar una o más información del cliente, datos de navegación o datos de vuelo de otros vehículos aéreos al vehículo aéreo.

Además, el sistema 1100 puede expandirse para incluir otros elementos. Por ejemplo, puede comprender múltiples flotas de varios tamaños que pueden variar dinámicamente en tamaño y complejidad. Puede incluir instalaciones terrestres adicionales, como centros de control adicionales, centros de mantenimiento, helipuertos, torres de comunicación, etc. Puede incluir áreas de estacionamiento para vehículos en espera, esperando a los pasajeros. También puede incluir instalaciones en el mar, como portaaviones, centros de control en el mar (por ejemplo, ubicados en barcos y embarcaciones) y aeronaves adecuadas para aterrizar en el agua. Además, puede incluir instalaciones basadas en el espacio, como satélites para establecer enlaces de comunicación adicionales entre los centros de control, los vehículos aéreos y los clientes.

La Figura 12 muestra un sistema de transporte distribuido 1200, en el que se utiliza la formación de vuelo para organizar el transporte aéreo en el área urbana. En este caso, un área en tierra puede estar densamente poblada con personas y edificios 1210. Tal área puede estar muy transitada tanto en tierra como en el aire. El vuelo en formación puede ser una herramienta útil en tales condiciones para organizar patrones de vuelo y garantizar la seguridad de múltiples aeronaves de pequeña escala del tipo descrito anteriormente, incluso para viajes de corto alcance dentro de la misma área metropolitana. En este caso, minimizar el consumo de energía de la flota no es importante o es menos importante y, por lo tanto, son posibles diferentes formaciones de vuelo. Por ejemplo, la Figura 12 muestra dos flotas 1220 y 1230, cada una compuesta por múltiples vehículos aerotransportados 1225 y 1235 en línea recta. Estas flotas pueden volar en formación en diferentes direcciones sin colisión e interferencia entre sí al tener diferentes altitudes y/o diferentes posiciones laterales.

De manera similar, la Figura 13 muestra una vista superior de un sistema de transporte distribuido 1300 en un área

urbana poblada de edificios 1310. El sistema 1300 incluye dos flotas 1320 y 1330, cada una compuesta por múltiples aeronaves 1325 y 1335 en formación de vuelo. Las aeronaves en la misma formación mantienen la misma velocidad, rumbo, altitud y separación entre aeronaves vecinas. Las rutas de vuelo para dichas flotas se pueden predefinir de antemano y programar con marcadores GPS (Sistema de Posicionamiento Global) en el software de control de vuelo. Por lo tanto, las dos flotas a diferentes altitudes pueden cruzarse sin interferencias, como se ilustra en la Figura 13. La separación típica entre diferentes aeronaves en formación de vuelo urbano puede variar de 1 a 10 envergaduras de ala de un solo vehículo aerotransportado, pero en casos generales puede exceder este intervalo. Las áreas urbanas también brindan opciones adicionales para el despegue y el aterrizaje, como los techos de los edificios. Los vehículos VTOL pueden utilizar techos planos como una alternativa conveniente y más segura para la carga y descarga de pasajeros y carga. En este caso, el techo puede modificarse adecuadamente para adaptarse a los requisitos de dichos vehículos VTOL, por ejemplo, proporcionando marcas de plataforma de lanzamiento/aterrizaje, refuerzos de techo para soportar el peso de la aeronave, espacio libre para aterrizar y despegar por encima de una plataforma de lanzamiento/aterrizaje, instalaciones de apoyo para acomodar carga, pasajeros y aeronaves para mantenimiento, etc.

Aunque anteriormente se describen varios procedimientos y aparatos en ejemplos particulares, se contemplan variaciones y combinaciones de los procedimientos y aparatos. Por ejemplo, los procedimientos divulgados pueden realizarse en relación con cualquiera de los sistemas y vehículos aéreos divulgados, así como con otros sistemas y vehículos alternativos. Además, se pueden realizar varias modificaciones de los procedimientos, como la omisión de procedimientos opcionales o la adición de procedimientos adicionales.

Por ejemplo, un procedimiento para el transporte aéreo distribuido puede incluir proporcionar un vehículo aéreo con un ala y una envergadura que tenga capacidad para transportar uno o más pasajeros o carga (por ejemplo, cualquiera de los vehículos aéreos descritos anteriormente). El vehículo aerotransportado puede aterrizar cerca de uno o más pasajeros o carga y el al menos uno de los pasajeros o carga puede cargarse en el vehículo aerotransportado. A continuación, se determina el despegue del vehículo aerotransportado y una dirección de vuelo para el vehículo aerotransportado. Se localiza al menos otro vehículo aerotransportado que tiene sustancialmente la misma dirección de vuelo. El vehículo aerotransportado luego se une al menos a otro vehículo aerotransportado en formación de vuelo para formar una flota, en la que los vehículos aerotransportados vuelan con la misma velocidad y dirección y en la que los vehículos aerotransportados adyacentes están separados por una distancia de menos de 100 envergaduras de alas.

En otro ejemplo, se puede proporcionar un procedimiento para el transporte aéreo distribuido dentro de un área en tierra al proporcionar un vehículo aéreo con un ala y una envergadura, que tenga capacidad para transportar al menos uno de los pasajeros o carga (por ejemplo, cualquiera de los vehículos aéreos descritos anteriormente). Se determinan y definen rutas de vuelo que no se cruzan en el área. El vehículo aerotransportado aterriza y al menos uno de los pasajeros o carga se carga en el vehículo aerotransportado. A continuación, el vehículo aerotransportado despega y se selecciona una ruta de vuelo apropiada para el vehículo aerotransportado. El vehículo aerotransportado luego se incorpora a la ruta de vuelo.

En otro ejemplo, un sistema de transporte aerotransportado distribuido incluye una pluralidad de vehículos aerotransportados, cada uno de los cuales tiene un ala y capacidades de despegue y aterrizaje vertical (por ejemplo, cualquiera de los vehículos aerotransportados descritos anteriormente). Se define una flota aerotransportada que comprende al menos dos de la pluralidad de vehículos aerotransportados volados en formación de vuelo. La separación lateral y vertical entre los vehículos aerotransportados de la flota es menor que la envergadura media de la pluralidad de vehículos aerotransportados de la flota aerotransportada. Se proporciona un centro de control de vuelo (por ejemplo, 1110) con enlaces de comunicación inalámbrica establecidos entre el centro de control de vuelo y la pluralidad de vehículos aerotransportados.

Uno de los vehículos preferidos para los procedimientos y sistemas descritos anteriormente es una aeronave de ala fija con capacidades de despegue y aterrizaje vertical (VTOL). Una aeronave de este tipo de la presente invención combina las ventajas de poder despegar y aterrizar fuera de los aeropuertos y volar a velocidades de crucero relativamente altas (por ejemplo, con respecto a los helicópteros). La Figura 14 muestra un diagrama de bloques funcional de una aeronave, ilustrativamente un avión VTOL 1400, de acuerdo con una realización de la presente invención. El diagrama de bloques funcional del avión VTOL 1400 de la Figura 4 incluye ilustrativamente una estructura de aeronave 1405 y sistemas de energía (sistema de energía 1410), control de vuelo 1415, propulsión horizontal 1420 y vertical 1425. Como se representará y describirá con referencia a las Figuras que se describen a continuación, la estructura de la aeronave 1405 puede incluir una o más porciones de ala, un fuselaje y un empenaje (una sección de cola). Partes de la estructura de la aeronave 1405 pueden ser modulares y/o pueden cambiar su forma (por ejemplo, un fuselaje modular que puede separarse en múltiples secciones, un ala plegable que puede cambiar su forma en vuelo, etc.). El sistema de energía 1410 puede incluir subsistemas de almacenamiento y distribución de combustible, almacenamiento eléctrico (por ejemplo, baterías), unidades de generación de energía (por ejemplo, sistemas de energía solar fotovoltaica, celdas de combustible y generadores eléctricos), circuitos de distribución de energía eléctrica y electrónica de energía (no mostrados). Los sistemas de propulsión horizontal y vertical pueden incluir medios de propulsión, tales como hélices, turbinas y chorros, accionados por máquinas y/o

motores eléctricos. Los sistemas de propulsión horizontal y vertical pueden estar separados entre sí, de modo que puedan diseñarse y operarse de forma independiente.

Las aeronaves VTOL de acuerdo con diversas realizaciones de la presente invención, a diferencia de las aeronaves VTOL más convencionales, pueden tener varias características distintivas. En una realización de acuerdo con la presente invención, una aeronave VTOL tiene sistemas de propulsión separados para el transporte vertical y horizontal, de modo que el sistema de propulsión vertical sirve principalmente para proporcionar el empuje vertical (hacia arriba) y el sistema de propulsión horizontal sirve principalmente para el propósito de proporcionar el empuje hacia adelante. Tales realizaciones permiten un diseño más eficiente, capacidad de optimización por separado y un mejor rendimiento de cada sistema de propulsión. Tales realizaciones también permiten la integración de mecanismos de propulsión muy diferentes, por ejemplo, propulsión a chorro y propulsión accionada por hélice para los sistemas de propulsión horizontal y vertical, respectivamente, o viceversa.

El sistema de propulsión vertical puede estar alojado en el ala principal de una aeronave VTOL, en lugar de una parte separada de la estructura de la aeronave. La carcasa de los propulsores verticales puede integrarse en la estructura del ala. Para lograr esto, el ala de una aeronave VTOL puede incluir aberturas para propulsores verticales. Como resultado, el ala puede tener el doble propósito de albergar el sistema de propulsión vertical y proporcionar la fuerza de sustentación durante la fase de vuelo horizontal. La fuerza de sustentación puede ser proporcionada por toda la superficie del ala, incluida la parte del ala con las aberturas y el alojamiento para los propulsores verticales. La extensión de la superficie de sustentación al área alrededor de las aberturas del ala se puede lograr proporcionando una forma aerodinámica continua en todo el ala, incluidas las aberturas.

Para ilustrar mejor este punto, la Figura 40 muestra un conjunto de ala 4000, que comprende una superficie de ala 4010 y al menos una abertura de ala 4020 para alojar un propulsor vertical (no mostrado). También se resalta una sección del ala 4030 alrededor de la abertura del ala 4020. La sección 4030 puede comprender a su vez al menos la sección de proa 4031 y la sección de popa 4032, que son las áreas del ala inmediatamente antes y después de la abertura del ala 4020, respectivamente, a lo largo de la dirección de vuelo del ala. Toda la sección 4030 y las secciones 4031 y 4032, en particular, se pueden conformar para tener perfiles aerodinámicos para minimizar la resistencia y proporcionar la fuerza de sustentación aerodinámica.

Las aberturas de las alas para el sistema de propulsión vertical pueden incluir salidas de aire, que pueden cerrarse para cubrir los propulsores verticales y crear una superficie de ala continua en ambos lados del ala en la fase de vuelo horizontal. Esto puede aumentar aún más la fuerza de sustentación del ala en la fase de vuelo horizontal aumentando el área de la superficie de sustentación del ala. Las salidas de aire pueden incluir aletas que permiten que el ala forme una superficie aerodinámica continua en ambos lados del ala en el área de apertura del ala. Esto permite la integración de propulsores verticales mucho más grandes y/o una mayor cantidad de propulsores verticales de lo que sería posible sin las salidas de aire.

Los propulsores verticales pueden tener perfiles delgados para caber dentro de las aberturas de las alas. El grosor del ala en el área de la abertura del ala debe ser lo suficientemente grande para abarcar todo el conjunto del propulsor vertical y permitir que se cierre cualquier entrada de aire existente. Se representan y describen varios ejemplos que permiten el diseño delgado con referencia a las siguientes figuras, incluidos, en particular, los propulsores verticales sin eje que se describen a continuación.

Los sistemas de propulsión vertical y horizontal pueden funcionar independientemente el uno del otro y su operación puede estar habilitada por un solo sistema de control de vuelo o un sistema de control de vuelo doble; este último compuesto por dos subsistemas de control de vuelo, que controlan los sistemas de propulsión vertical y horizontal, respectivamente. Los dos sistemas de propulsión también pueden operar simultáneamente, proporcionando simultáneamente los empujes vertical y horizontal, por ejemplo, durante un período de transición entre las fases de vuelo vertical y vuelo horizontal. Un modo de control de vuelo híbrido puede ser ejecutado por el sistema de control de vuelo que permite y sincroniza la operación simultánea de los sistemas de propulsión vertical y horizontal. Debido a la complejidad de tal operación, los modos de control de vuelo pueden automatizarse al menos en parte.

Una aeronave VTOL de la presente invención puede habilitar modos de vuelo híbridos no disponibles en una aeronave convencional, en los que los sistemas de propulsión vertical y horizontal funcionan simultáneamente. Por ejemplo, los propulsores verticales basados en hélices pueden proporcionar sustentación en la fase de vuelo horizontal utilizando el efecto de autogiro, como se describe con más detalle a continuación. Alternativamente, los propulsores verticales pueden usarse en la fase de vuelo horizontal para cambios de disposición de una aeronave en lugar de superficies de control de vuelo convencionales, tales como alerones, elevadores y timones, que se describe con más detalle a continuación.

La Figura 15 muestra un diagrama de alto nivel de un conjunto de ala 1500. El conjunto de ala 1500 de la Figura 15 incluye ilustrativamente un cuerpo de ala 1510 y aberturas de ala 1520, 1530 que se usan para albergar ventiladores o propulsores de propulsión vertical que consisten en estructuras de montaje 1522 y 1532, ejes de motor 1524 y 1534 y hélices 1526 y 1536. Un conjunto de ala puede incluir una o más aberturas para montar un conjunto de

propulsión vertical. Las aberturas de las alas proporcionan un paso de flujo de aire a través de un ala, lo cual es necesario para lograr un empuje vertical para el despegue o el aterrizaje. Las hélices 1526 y 1536 pueden tener un paso fijo o variable, lo que permite una mayor flexibilidad en el diseño y las capacidades operativas de una aeronave, como una aeronave VTOL de la presente invención. Se pueden usar motores y otras máquinas productoras de par en lugar de los motores utilizados para impulsar las hélices. Además, máquinas que producen empuje directo, como los motores a reacción, pueden usarse en lugar de la propulsión basada en hélices.

La Figura 16 muestra un diagrama de alto nivel de un conjunto de ala 1600. El conjunto de ala 1600 de la Figura 16 incluye ilustrativamente un cuerpo de ala 1610 y aberturas de ala 1620 y 1630 que se usan para alojar propulsores verticales que consisten en hélices sin eje 1622 y 1632 y aros. 1624 y 1634. En el ejemplo de la Figura 16, las hélices 1622 y 1632 están unidas a los aros respectivos, que a su vez están conectados a las estructuras de las aberturas de las alas 1620 y 1630 de tal manera que permiten que los aros giren libremente. alrededor de sus respectivos ejes. Esto se logra mediante el uso de suspensión por contacto, p. ej., con cojinetes de bolas, o suspensión sin contacto, discutido con más detalle a continuación. Los aros también pueden contener motores anulares o partes de motores anulares que proporcionan el par necesario para su rotación.

Para fines de aclaración, la Figura 17 muestra una vista ampliada de un conjunto de hélice sin eje 1700 independiente. El conjunto de hélice 1700 de la Figura 17 incluye ilustrativamente un aro 1710 y cuatro palas de hélice 1720. Cabe señalar que, de acuerdo con los presentes principios, el número de hélices puede variar, sin embargo, se puede preferir tener al menos dos palas para una rotación equilibrada. Las palas de la hélice pueden tener un paso fijo o variable. El conjunto 1700, en su totalidad o en parte, se puede construir a partir de materiales compuestos ligeros, ya sea como una pieza única o como piezas múltiples. Las ventajas de una hélice accionada por aro sin eje en comparación con una hélice accionada por eje típica incluyen al menos una mayor eficiencia de la hélice, un diseño más compacto, un perfil más bajo y un peso más bajo debido a la falta de un eje y su estructura de montaje.

La Figura 18 muestra un enfoque de montaje ejemplar 1800 para hélices accionadas por eje, como las hélices 1526, 1536 de la Figura 15. En el ejemplo de la Figura 18, el cuerpo del ala 1810 incluye una abertura 1820 para albergar un estructura de montaje 1830. La abertura 1820 puede usarse para unir un eje 1840 con una hélice montada 1850. El eje 1840 puede comprender un motor eléctrico (no mostrado) u otro motor (no mostrado) para hacer girar las hélices con respecto a la estructura 1830. Como se muestra en el ejemplo ilustrativo de la Figura 18, la abertura 1820 puede tener un espacio libre adicional para las palas de la hélice montada 1850.

La Figura 19 muestra un enfoque de montaje ejemplar 1900 para hélices accionadas por aro, como por ejemplo las hélices 1622 y 1632 de la Figura 16. En el ejemplo de la Figura 19, el cuerpo del ala 1910 incluye una abertura 1920 y un mecanismo de suspensión 1930. El mecanismo de suspensión 1930 puede usarse para sujetar un aro 1950 con palas de hélice montadas en el aro (no mostradas). El mecanismo de suspensión puede estar en contacto mecánico con el aro 1950 utilizando un conjunto de cojinete de bolas 1940 u otro aparato para reducir la fricción. Alternativamente, se puede usar una suspensión sin contacto, por ejemplo, como sistemas de suspensión magnética o un sistema de suspensión basado en corrientes de aire presurizado. En un ejemplo que incluye suspensión magnética, se pueden usar imanes permanentes y activados eléctricamente para levitar el aro 1950 entre los bordes del mecanismo de suspensión 1930. En un ejemplo que incluye suspensión por corriente de aire, se pueden soplar corrientes de aire de alta presión en el espacio entre el aro 1950 y el mecanismo de suspensión 1930, lo que permite que el aro 1950 flote y mantenga la separación con el mecanismo de suspensión 1930. El aro 1950 y el mecanismo de suspensión 1930 pueden estar integrados junto con un motor eléctrico (no mostrado) para girar el aro 1950 con respecto a la estructura del cuerpo del ala 1910. Por ejemplo, el aro 1950 puede contener el rotor de un motor anular, mientras que el mecanismo de suspensión 1930 puede contener el estator del motor anular.

La Figura 20 muestra un diagrama de sección transversal de alto nivel de una porción de un conjunto de ala. De forma ilustrativa, en el ejemplo de la Figura 20, se incluyen salidas de aire 2030 para proporcionar, por ejemplo, generación de empuje vertical. Es decir, el conjunto de ala 2000 que se muestra en la Figura 20 puede incluir un cuerpo de ala 2010, una abertura de ala 2020 y salidas de aire 2030. Las salidas de aire 2030 se pueden abrir y cerrar usando persianas o aletas 2040. La abertura de ala 2020 se puede usar para albergar un propulsor, que no se muestra en la Figura 20. Las salidas de aire 2030 en la posición abierta permiten que el flujo de aire pase desde la parte superior hasta la parte inferior del ala a través de la abertura del ala, y en la posición cerrada extienden el área cerrada del ala y aumentar la fuerza de sustentación y cubrir y proteger el propulsor vertical alojado dentro de la abertura del ala.

La Figura 21 muestra un diagrama de vista superior de alto nivel de una parte de un conjunto de ala 2100, como el conjunto de ala de la Figura 20. El conjunto de ala 2100 de la Figura 21 incluye ilustrativamente un cuerpo de ala 2110, una abertura 2120 y aletas de salida de aire. 2130. Las aletas de salida de aire 2130 pueden alinearse a lo largo de la dirección del vuelo 2140.

La Figura 22 muestra un diagrama de vista superior de alto nivel de una parte de un conjunto de ala 2200. El conjunto de ala 2200 de la Figura 22 incluye ilustrativamente un cuerpo de ala 2210 con una abertura 2220 y aletas

de salida de aire 2230 perpendiculares a la dirección de vuelo 2240. En algunas aplicaciones, el conjunto de ala 2200 de la Figura 22 puede ser más beneficioso que el conjunto de ala 2100 de la Figura 21, porque permite que las superficies de los flaps en su posición cerrada sigan mejor el contorno aerodinámico del conjunto de ala 2200.

La Figura 23 muestra un diagrama de vista superior de alto nivel de una parte de un conjunto de ala 2300. El conjunto de ala 2300 de la Figura 23 incluye ilustrativamente un cuerpo de ala 2310, una abertura de ala 2320 y aletas de salida de aire 2330, ilustrativamente dispuestas en un patrón de cuadrícula rectangular. Las aletas de salida de aire 2330 de la Figura 23 proporcionan más flexibilidad en el diseño y funcionamiento de la aeronave y mejoran su rendimiento al proporcionar una mayor sustentación en vuelo hacia adelante.

La Figura 24 muestra un diagrama de alto nivel de un conjunto de salida de aire que incluye aletas de salida de aire. Las aletas de salida de aire se pueden abrir y cerrar individualmente o juntas. La salida de aire 2400 de la Figura 24 incluye ilustrativamente una rejilla de salida 2410 y aletas de salida 2420. En el conjunto de salida de aire 2400 de la Figura 24, se muestran tres configuraciones de salida diferentes 2401, 2402 y 2403 correspondientes a las posiciones de salida abierta, parcialmente abierta y cerrada, respectivamente. En el ejemplo de la Figura 24, se elige una rejilla de salida rectangular 2410, sin embargo, son posibles muchas otras formas y tamaños (por ejemplo, cuadrada, redonda, ovalada, poligonal, etc.). Las aletas de salida de aire 2420 también pueden incluir bisagras (no mostradas) y actuadores (no mostrados) que permiten abrir y cerrar las aletas. Los actuadores pueden accionarse mecánica, eléctrica o neumáticamente para proporcionar una fuerza activa para el accionamiento. Alternativamente, los actuadores pueden ser pasivos, por ejemplo, las aletas pueden ser cargadas por resorte, de modo que, en condiciones normales, cuando los impulsores verticales no están activados, están en una posición cerrada, pero pueden abrirse bajo la influencia del flujo de aire vertical cuando los propulsores están produciendo empuje vertical. Además de las aletas, se pueden utilizar otros mecanismos de disparo de las salidas de aire, como mamparas correderas, contraventanas de diafragma, puertas plegables, contraventanas enrollables, etc.

La Figura 25 muestra un diagrama de alto nivel de un conjunto de ala 2500. El conjunto de ala 2500 de la Figura 25 incluye ilustrativamente un cuerpo de ala 2510 y aberturas de ala 2520. Las aberturas de ala 2520 pueden usarse para contener propulsores usados para propulsión vertical que comprende una estructura 2522, un eje 2524 y palas de hélice 2526. Alternativamente y como se ha descrito anteriormente, puede usarse un sistema de propulsión vertical sin eje. Como se muestra en el conjunto de ala 2500 de la Figura 25, al menos una de las aberturas de ala 2520 puede incluir salidas de aire 2540. Las salidas de aire 2540 pueden abrirse para proporcionar un flujo de aire vertical entre la parte superior e inferior del conjunto de ala 2500, cuando el propulsor se enciende para producir empuje vertical. Las salidas de aire 2540 pueden cerrarse cuando la aeronave está en una fase de vuelo horizontal, cuando el propulsor horizontal está conectado y la sustentación es generada principalmente por el ala, en lugar del sistema de propulsión vertical. Las salidas de aire cerradas 2540 pueden reproducir fielmente la forma del perfil aerodinámico del ala, de modo que la sección del ala con las aberturas pueda generar sustancialmente la misma sustentación que todas las secciones del ala y la sustentación aerodinámica general se maximiza y la resistencia total se minimiza.

Alternativamente, los propulsores usados para la propulsión vertical durante el ascenso o descenso vertical también pueden usarse para producir sustentación durante el vuelo hacia adelante. En lugar de usar orificios de salida para mejorar la aerodinámica del ala, la sustentación puede ser producida por hélices giratorias motorizadas o no motorizadas durante el vuelo hacia adelante a través de un efecto de sustentación de autogiro, en el que las hélices de propulsión vertical pueden autorrotar bajo la influencia del flujo de aire entrante y generar sustentación vertical de manera similar a la de un ala fija.

Se proporciona un procedimiento para la transición del vuelo vertical al horizontal de una aeronave VTOL, en el que el sistema de propulsión horizontal proporciona empuje hacia adelante y las hélices de propulsión vertical están habilitadas para autorrotar y proporcionar al menos una parte de la sustentación necesaria para mantener un vuelo nivelado. La autorrotación puede ocurrir cuando se permite que las hélices giren libremente. Al menos para este propósito, el sistema de propulsión vertical puede incluir una caja de engranajes, que puede permitir que las hélices de propulsión vertical se desacoplen del motor (u otra máquina que produzca par), cambiar a una marcha neutral y permitir la rotación libre de las hélices de propulsión vertical. Además, la caja de engranajes se puede usar para cambiar la relación de transmisión entre el motor y las hélices, lo que les permite girar a diferentes velocidades, de modo que el sistema de propulsión vertical se puede usar en diferentes modos de vuelo y en diferentes misiones de vuelo que requieren diferentes capacidades de empuje. Por ejemplo, una aeronave vacía y una aeronave completamente cargada pueden tener diferentes pesos y, por lo tanto, requieren diferentes empujes verticales, que pueden cambiarse y optimizarse variando la relación de transmisión.

La Figura 26 muestra un diagrama en sección transversal de un enfoque de montaje ejemplar 2600 para propulsores verticales. Es decir, la Figura 26 muestra un enfoque de montaje 2600 para propulsores verticales con capacidades mecánicas adicionales. En el ejemplo de la Figura 26, el cuerpo del ala 2610 puede tener una abertura 2620 para albergar una estructura de montaje 2630. La estructura de montaje 2630 se puede usar para conectar un soporte de cardán 2660, que a su vez puede contener un eje de motor 2640 con hélices montadas en eje 2650. El soporte de cardán puede tener uno o dos ejes de rotación y puede usarse para inclinar el conjunto de propulsor vertical con

respecto a la estructura de montaje 2630 y el resto de la estructura de la aeronave, lo que puede ser útil en diferentes condiciones de vuelo. Más específicamente, durante la fase de vuelo vertical, cuando la sustentación es producida principalmente por el sistema de propulsión vertical, el soporte de cardán basculante 2660 puede usarse para estabilizar una aeronave y proporcionar un componente de empuje horizontal en la dirección determinada por la dirección de inclinación. Durante la fase de vuelo horizontal, cuando la sustentación es producida principalmente por las alas, el soporte de cardán basculante 2660 puede usarse para controlar la sustentación del autogiro producida por las hélices autorrotativas. Esto permite el control independiente de los ángulos entre el ala y las hélices del propulsor vertical. Alternativamente, en lugar de hélices montadas en eje, se pueden usar hélices montadas en aro (por ejemplo, Figura 19) para lograr una funcionalidad similar. El conjunto de aro se puede girar como un todo alrededor de uno o dos ejes para inclinar el empuje vertical en una o más direcciones.

El sistema de propulsión vertical puede comprender uno o múltiples propulsores, donde cada propulsor vertical puede estar alojado en una abertura separada de un ala de aeronave. El número de propulsores se puede seleccionar en función de las características de la aeronave y de los propulsores. Además, se pueden usar diferentes propulsores (por ejemplo, que tengan diferentes tamaños o capacidades de empuje) en el mismo sistema de propulsión vertical. Por ejemplo, una aeronave de ala delta que tiene un ala con forma triangular, puede tener un sistema de propulsión vertical con tres propulsores. Si se utilizan propulsores basados en hélices similares en este caso, entonces cada propulsor puede comprender dos hélices coaxiales que giran en sentido contrario entre sí para mejorar la estabilidad de la aeronave. Las hélices coaxiales que giran en sentido contrario también se pueden utilizar en otras configuraciones con un número diferente de propulsores, para aumentar el empuje total y minimizar la huella del sistema de propulsión vertical resultante. Un sistema con una pequeña cantidad de propulsores puede requerir propulsores relativamente grandes y potentes, mientras que un sistema con una mayor cantidad de propulsores puede funcionar con propulsores mucho más pequeños pero más eficientes, como se ilustra a continuación.

La Figura 27 muestra un diagrama de alto nivel de un conjunto de ala 2700. El conjunto de ala 2700 de la Figura 27 incluye ilustrativamente un cuerpo de ala 2710, múltiples aberturas de ala 2720 y salidas de aire opcionales 2730. En el conjunto de ala 2700 de la Figura 27, las aberturas de ala 2720 se puede utilizar para albergar propulsores verticales. Las salidas de aire 2730 pueden abrirse y cerrarse independientemente unas de otras, como se muestra en la Figura 27. Es decir, el conjunto de alas 2701 representa las salidas de aire de las alas que están completamente cerradas, el conjunto de ala 2702 representa algunas salidas de aire de las alas que están abiertas y algunas salidas de aire de las alas que están cerradas y el conjunto de ala 2703 representa salidas de aire de ala que están completamente abiertas. Tal configuración permite el ajuste gradual del empuje vertical producido por los propulsores y mejora la transición entre las fases de vuelo vertical y horizontal descritas anteriormente. Además, se puede permitir que las hélices verticales giren automáticamente en la fase de vuelo horizontal y produzcan sustentación en las posiciones de salida abierta.

La Figura 28 muestra un diagrama de alto nivel de un conjunto de aeronave 2800. En el ejemplo de la Figura 28, el conjunto de aeronave 2800 comprende una aeronave VTOL que tiene forma de ala y, como tal, como en el ejemplo de la Figura 28, la totalidad del conjunto de aeronave 2800 puede considerarse un ala o porción de ala.

Los inventores determinaron que un ala con una relación de aspecto pequeña, en la que la relación entre la envergadura del ala y la cuerda media es inferior a 10, puede permitir una mejor colocación de los ventiladores de propulsión vertical en un ala. Al mismo tiempo, el vuelo en formación cerrada puede contrarrestar algunas de las ineficiencias debidas a la pequeña relación de aspecto de un ala. El conjunto de aeronave 2800 de la Figura 28 comprende una aeronave sin cola que incluye una porción de ala 2810, aberturas de alas, colectivamente 2820, y propulsores verticales, ilustrativamente hélices 2831, 2832, 2833 y 2834. El conjunto de aeronave 2800 de la Figura 28 puede incluir además un sistema de propulsión horizontal (no mostrado). La Figura 28 muestra cuatro aberturas para las alas, pero se pueden lograr resultados similares con cualquier número de aberturas para las alas mayor o igual a 3.

El conjunto de aeronave 2800 puede utilizar los propulsores verticales para controlar su balanceo, viraje y cabeceo, lo que permitiría no solo el despegue y el aterrizaje verticales, sino también las capacidades de maniobra en la fase de vuelo horizontal, como girar, rodar, ascender y descender. Por ejemplo, un empuje vertical positivo proporcionado por cualquiera de las hélices 2832 o 2834 puede hacer rodar el conjunto de aeronave 2800 hacia la izquierda o hacia la derecha, respectivamente, y un empuje vertical proporcionado por cualquiera de las hélices 2831 o 2833 puede inclinar el conjunto de aeronave 2800 hacia arriba o hacia abajo, respectivamente. Si ambos propulsores mantienen el mismo nivel de empuje en cada par de propulsores (2831 y 2833 o 2832 y 2834), de modo que giren en la misma dirección, es posible que el conjunto de la aeronave 2800 gire hacia la izquierda o hacia la derecha, girando así la aeronave en una nueva dirección. Para compensar el balanceo, cabeceo y viraje no deseados, se pueden accionar los cuatro propulsores para proporcionar la maniobra necesaria. El conjunto de aeronave 2800 puede incluir un controlador de vuelo automático (un piloto automático), que coordina los pares y empujes de todos los impulsores verticales para producir una maniobra deseada que implique cambios en los ángulos de cabeceo, balanceo y viraje. El empuje producido por cada propulsor en este caso puede ser sustancialmente menor que el empuje logrado durante la fase de vuelo vertical. Los propulsores se pueden controlar individualmente para proporcionar control de

vuelo para el conjunto de aeronave de la presente invención. Es decir, los propulsores se pueden encender y apagar individualmente y el empuje de cada propulsor también se puede controlar individualmente.

La Figura 29 muestra un diagrama de alto nivel de un conjunto de aeronave 2900. El conjunto de aeronave 2900 de la Figura 29 comprende una aeronave sin cola que incluye una porción de ala 2910, aberturas de ala, conjuntamente 2920, propulsores verticales, conjuntamente 2930, y alerones, conjuntamente 2940. El conjunto de aeronave 2900 de la Figura 29 puede incluir además un sistema de propulsión horizontal (no mostrado). Una diferencia entre los conjuntos de aeronave 2800 y 2900 es que este último tiene superficies de control de vuelo adicionales que permiten maniobrar la aeronave en la fase de vuelo horizontal. A diferencia de un avión regular, el conjunto de aeronave 2900 tiene la opción de usar los propulsores verticales para maniobras horizontales como se describe anteriormente con respecto al conjunto de aeronave 2800, que también aumenta su redundancia de control de vuelo y capacidades de maniobra.

La Figura 30 muestra un diagrama de alto nivel de un conjunto de aeronave 3000. El conjunto de aeronave 3000 de la Figura 30 incluye una porción de ala 3010, aberturas de ala, conjuntamente 3020, impulsores verticales, conjuntamente 3030, un estructura de propulsión vertical 3040, largueros de ala 3050 y sistema de propulsión con un motor 3060 y una hélice 3065. La estructura de propulsión vertical 3040 y los largueros de ala 3050 pueden estar empotrados en el conjunto de aeronave 3000 y ocultos a la vista. La estructura de propulsión vertical 3040 y los largueros de ala 3050 se muestran en la Figura 30 para mayor claridad.

En el ejemplo de la Figura 30, la estructura de propulsión vertical 3040 se utiliza para mantener unidos los propulsores verticales 3030 y para transferir el empuje vertical producido por los propulsores verticales 3030 a la estructura de la aeronave del conjunto de aeronave 3000. El resto de la estructura de la aeronave está soportado mecánicamente por los largueros de ala 3050. En un ejemplo, el estructura de propulsión vertical 3040 está unida directamente a los largueros de ala 3050. El sistema de propulsión horizontal puede usarse para proporcionar empuje horizontal a la estructura de la aeronave. Se pueden incluir otros componentes de la estructura de la aeronave en el conjunto de la aeronave VTOL 3000, como un compartimiento de carga útil (no se muestra), un fuselaje (no se muestra), una cola (no se muestra), superficies de control de vuelo (no se muestran), trenes de aterrizaje (no se muestran), motores y hélices adicionales (no se muestran), salidas de aire (no se muestran), sistemas de control de vuelo (no se muestran), cargas útiles (no se muestran) y otros.

La Figura 31 muestra un diagrama de alto nivel de un conjunto de aeronave 3100. El conjunto de aeronave 3100 de la Figura 31 incluye porciones de ala, conjuntamente 3110, un larguero de ala 3115, un fuselaje 3120, un estructura de propulsión vertical 3130, propulsores verticales, conjuntamente 3140, y un propulsor horizontal 3150. En el ejemplo de la Figura 31, las porciones de ala 3110 están seccionadas en partes, de manera que la estructura de propulsión vertical 3130 puede insertarse en un espacio entre sus secciones como alternativa a las aberturas de las alas. En este ejemplo, el sistema de propulsión se coloca entre dos mitades de las porciones de ala 3110, que se mantienen unidas por el larguero de ala 3115. Las porciones de ala 3110 se pueden subdividir en más secciones con espacio adicional para propulsores verticales y secciones de ala adicionales pueden ser proporcionadas. Además, se pueden proporcionar superficies de control de vuelo adicionales en las porciones de ala 3110 para controlar la trayectoria de vuelo horizontal. Alternativamente, la maniobra horizontal de la aeronave puede controlarse utilizando los propulsores verticales.

La Figura 32 muestra un diagrama de alto nivel de un conjunto de aeronave 3200. El conjunto de aeronave 3200 de la Figura 32 incluye un primer conjunto de ala 3210, un segundo conjunto de ala 3220, un fuselaje 3230, un sistema de propulsión vertical, conjuntamente 3240 y un sistema de propulsión horizontal, colectivamente 3250. En el ejemplo de la Figura 32, el sistema de propulsión vertical 3240 incluye cuatro propulsores, mientras que el sistema de propulsión horizontal incluye dos propulsores. Los conjuntos de ala primero y segundo 3210 y 3220 pueden conectarse mediante extensiones de ala 3215, produciendo así una configuración de ala cerrada. El conjunto de aeronave 3200 también puede incluir un tren de aterrizaje (no mostrado) que permite que la aeronave aterrice y se mueva a lo largo de la superficie del suelo.

La Figura 33 muestra una vista tridimensional de un conjunto de aeronave, como el conjunto de aeronave 3200 de la Figura 32. Al igual que el conjunto de aeronave 3200 de la Figura 32, el conjunto de aeronave 3300 de la Figura 33 también utiliza una configuración de ala cerrada. Sin embargo, en lugar de dos motores de propulsión horizontales y hélices como en el conjunto de aeronave 3200 de la Figura 32, se utiliza un solo motor con una hélice para la propulsión horizontal en el conjunto de aeronave 3300 de la Figura 33. El conjunto de aeronave 3300 de la Figura 33 incluye ilustrativamente un primer conjunto de ala 3310, un segundo conjunto de ala 3320, un fuselaje 3330, un sistema de propulsión vertical, colectivamente 3340, un sistema de propulsión horizontal 3350 y un tren de aterrizaje 3360. El sistema de propulsión vertical 3340 puede incluir cuatro propulsores (no mostrados), dos en cada ala, mientras que el sistema de propulsión horizontal puede incluir una hélice de empuje. Se puede usar una hélice de tracción frente a un conjunto de aeronave para la propulsión horizontal.

En el ejemplo de la Figura 33, las secciones del ala delantera (primera) y trasera (segunda) están escalonadas y ubicadas en diferentes planos verticales. Las secciones de ala forman una configuración de ala cerrada, donde las

secciones de ala delantera y trasera están conectadas por extensiones de ala verticales 3315 que también pueden servir como estabilizadores verticales. La configuración de ala cerrada mejora el rendimiento aerodinámico de una aeronave, sin embargo, las alas primera y segunda no tienen que estar conectadas a través de las extensiones de ala y pueden formar otras configuraciones de ala. Por ejemplo, las configuraciones de ala canard y biplano también pueden ser adecuadas para un conjunto de aeronave VTOL. También se pueden agregar porciones de ala adicionales y superficies que producen sustentación para mejorar el rendimiento. Al menos una parte de las porciones del ala y las superficies que producen sustentación pueden ser mecánicamente flexibles, de modo que el ala pueda cambiar de forma si es necesario, como se muestra en el ejemplo de la Figura 2. Como alternativa o además, una o ambas alas pueden separarse del fuselaje 3330, para que el fuselaje 3330 o sus partes puedan separarse del resto de la estructura de la aeronave y transportarse de forma independiente.

La aeronave VTOL descrita de la presente invención puede ser pilotada y no pilotada. En el último caso, la aeronave VTOL puede ser un vehículo aerotransportado no tripulado (UAV – Unmanned Airborn Vehicle) con un sistema de control de vuelo autónomo o un sistema de control de vuelo controlado a distancia. Los sistemas de control de vuelo pueden permitir interacciones directas con los pasajeros a bordo, como proporcionar solicitudes de destino, direcciones de vuelo, alertas, comunicaciones y otros. Los sistemas de control de vuelo pueden permitir interacciones directas con la carga a bordo, p.ej., utilizando etiquetas electrónicas, comunicaciones de máquina a máquina y otros sistemas informáticos integrados en la carga. Tal aeronave VTOL en general y VTOL UAV de la presente invención en particular pueden usarse para el transporte automatizado de carga y pasajeros, especialmente hacia y desde lugares que son inaccesibles para otras aeronaves aerotransportadas. Además de usarse para el transporte, un UAV VTOL puede usarse para vigilancia terrestre, monitoreo del clima, comunicaciones y muchas otras aplicaciones.

La aeronave VTOL descrita puede utilizarse para diferentes modos de vuelo. Los modos de vuelo pueden incluir diferentes formas de transporte vertical y horizontal. Los modos de transporte vertical pueden incluir modos de aeronave única y múltiple. El transporte vertical también puede clasificarse en varias categorías de despegue y aterrizaje vertical coordinado y no coordinado, así como de descenso y ascenso vertical. De manera similar, los modos de transporte horizontal pueden incluir vuelos individuales (es decir, una sola aeronave) (es decir, fuera de cualquier formación de vuelo) y modos de vuelo de múltiples aeronaves como se describe anteriormente. Este último puede incluir modos de vuelo descoordinados, parcialmente coordinados y totalmente coordinados. En el modo de vuelo no coordinado, es posible que cada aeronave no tenga que coordinar su plan de vuelo con ninguna otra aeronave o autoridad de vuelo. La seguridad de la aeronave puede estar garantizada por un piloto o un sistema de prevención de colisiones a bordo (es decir, como parte de un piloto automático a bordo de un UAV). En el modo de vuelo parcialmente coordinado, cada aeronave puede tener al menos cierta conciencia de su entorno y capacidades para coordinar su patrón de vuelo con otras aeronaves, ya sea directamente o a través de un controlador de vuelo centralizado. Por ejemplo, los sistemas de transporte 1200 y 1300 que se muestran en las Figuras 12 y 13 también pueden incluir aeronaves que viajan en el modo de vuelo parcialmente coordinado. En el modo de vuelo totalmente coordinado, el patrón de vuelo de cada aeronave está estrechamente coordinado con otras aeronaves cercanas. Por ejemplo, el vuelo en formación y el vuelo en formación cerrada son ejemplos de un modo de vuelo totalmente coordinado.

Una aeronave VTOL puede usar varias fuentes de energía, incluidos gas, combustibles líquidos y sólidos, baterías y supercondensadores eléctricos, celdas de combustible regenerativas y no regenerativas, fuentes de energía renovables, como energía solar, térmica y eólica, y otras. Se pueden usar varios mecanismos de conversión de energía a bordo, como la generación eléctrica para la transferencia mecánica a eléctrica, la energía solar fotovoltaica para la transferencia óptica a eléctrica, la energía termovoltaica para la transferencia térmica a eléctrica, etc. Para acelerar la transferencia de energía, algunos módulos de energía pueden intercambiarse. Por ejemplo, una batería agotada puede cambiarse por una recién cargada. Además, se pueden usar varios mecanismos de transferencia de energía para transferir energía a una aeronave VTOL, incluido el reabastecimiento de combustible en el aire y la transmisión inalámbrica de energía utilizando haces ópticos y de radiofrecuencia. La aeronave VTOL puede estar equipada con un haz de reabastecimiento de combustible, receptores ópticos de alta energía y antenas de RF, respectivamente.

La Figura 34 muestra un diagrama de alto nivel de un conjunto de aeronave 3400. El conjunto de aeronave 3400 de la Figura 34 incluye ilustrativamente porciones de ala, colectivamente 3410, un fuselaje 3420, un sistema de propulsión vertical, colectivamente 3430 y un sistema de propulsión horizontal, colectivamente 3440. El fuselaje 3420 puede configurarse para incluir una cabina, un compartimento de carga y/o una cabina de pasajeros (no se muestra). Como se representa en el ejemplo de la Figura 34, el sistema de propulsión vertical 3430 puede incluir al menos dos propulsores, mientras que el sistema de propulsión horizontal 3440 puede incluir dos motores de propulsión a chorro. Además, el conjunto de aeronave 3400 puede incluir otros sistemas como tren de aterrizaje, salidas de aire de propulsión vertical, empenaje, superficies de elevación adicionales, cápsulas y contenedores externos, sistemas de energía externos como módulos solares fotovoltaicos y otros sistemas (no mostrados). Además, el conjunto de aeronave 3400 puede incluir varios sensores para sistemas de control de vuelo, incluidos sensores de vórtice para permitir el vuelo en formación cerrada (no mostrado). Los sensores de vórtice pueden proporcionar información a las aeronaves en una formación sobre la posición de los vórtices producidos por una aeronave líder en la formación, lo

que a su vez permite que el sistema de control de vuelo optimice los parámetros de vuelo de una aeronave seguidora para un mejor rendimiento de vuelo.

La Figura 35 muestra un diagrama de alto nivel de un conjunto de aeronave 3500. El conjunto de aeronave 3500 de la Figura 35 incluye porciones de ala, colectivamente 3510, un fuselaje 3520, un sistema de propulsión vertical, colectivamente 3530 y un sistema de propulsión horizontal, colectivamente 3540. El fuselaje 3520 puede configurarse para incluir una cabina, un compartimento de carga y/o una cabina de pasajeros (no se muestra). Como se muestra en el ejemplo de la Figura 35, el sistema de propulsión vertical 3530 puede incluir cuatro propulsores, mientras que el sistema de propulsión horizontal 3540 puede incluir dos motores de propulsión a chorro. Además, el diseño del fuselaje 3520 puede ser modular, de modo que al menos una sección o todo el fuselaje 3520 pueda ser separable y pueda separarse de manera controlable del resto de la estructura de la aeronave.

La Figura 36 muestra un diagrama de alto nivel de un conjunto de aeronave, como el conjunto de aeronave 3500 de la Figura 35, que tiene un fuselaje separado. El conjunto de aeronave 3600 de la Figura 36 representa las porciones de ala 3510 del conjunto de aeronave 3500 de la Figura 35, un sistema de montaje 3625 para un fuselaje o una sección de un fuselaje y el sistema de propulsión vertical 3530 y el sistema de propulsión horizontal 3540 del conjunto de aeronave 3500 de la Figura 35. Similar al conjunto de aeronave 3500 de la Figura 35, el conjunto de aeronave 3600 de la Figura 36 puede ser una aeronave pilotada de forma autónoma o remota y, por lo tanto, incluir un sistema de control de vuelo (no mostrado) con capacidades de vuelo autónomas (por ejemplo, un sistema con autopiloto). Las capacidades adicionales del conjunto de aeronave 3600 pueden incluir la capacidad de ubicar y montar un fuselaje o una sección de un fuselaje en su sistema de montaje 3625. Esto se puede lograr, por ejemplo, durante el descenso vertical del conjunto de aeronave 3600 mientras el fuselaje o su sección se coloca en el suelo.

El sistema de montaje 3625 puede incluir diferentes mecanismos para sujetar el fuselaje 3520. Por ejemplo, la Figura 36 muestra barras horizontales planas como parte del sistema de montaje 3625. Estas barras pueden actuar como largueros de carga para el fuselaje y como sistema de suspensión para el fuselaje 3520. Pueden ser fijos o móviles. En el último caso, las barras pueden ser retráctiles en el cuerpo del conjunto de la aeronave 3600, giratorias alrededor de un punto de pivote en el conjunto de la aeronave 3600 o movibles para permitir el libre movimiento del fuselaje 3520 dentro y fuera del conjunto de la aeronave 3600, ya sea en la dirección vertical o en la horizontal. El fuselaje 3520 puede tener elementos en su casco (por ejemplo, orificios o aberturas) que se acoplan y se pueden fijar al sistema de montaje 3625.

La Figura 37 muestra un diagrama de alto nivel de una cápsula de carga (o similarmente una cápsula de HC) 3700 de acuerdo con realizaciones de la presente invención. La cápsula de carga 3700 de la Figura 37 se puede unir a la aeronave 3600 como parte de su fuselaje usando el sistema de montaje 3625. Como se muestra en la Figura 37, la cápsula de carga 3700 puede incluir un estructura de cápsula 3710, una cabina 3720 y un sistema de transporte terrestre 3730. La cabina 3720 puede ser utilizada para el transporte de carga y pasajeros. El sistema de transporte terrestre 3730 puede incluir ruedas y un tren motriz (no mostrado) que proporcionen las capacidades para impulsar la cápsula de carga 3700 en la superficie del suelo. El sistema de transporte terrestre 3730 puede ser conducido por un pasajero, de forma remota o autónoma utilizando un sistema informático de conducción autónoma (no mostrado) a bordo de la cápsula de carga 3700. El sistema de transporte terrestre 3730 también puede separarse del resto de la cápsula de carga 3700, para que pueda separarse y permanecer en tierra después de que la cápsula de carga 3700 se monte en un conjunto de aeronave de acuerdo con la presente invención.

La Figura 38 muestra un diagrama esquemático de alto nivel de un procedimiento de carga 3800. El procedimiento de carga 3800 de la Figura 38 representa un ejemplo del uso de una aeronave como el conjunto de aeronave 3600 de la Figura 36 y una cápsula de carga como la cápsula de carga 3700 de la Figura 37 de acuerdo con realizaciones de la presente invención. El procedimiento de carga 3800 de la Figura 38 se puede considerar como un procedimiento de carga modificado de la Figura 6. En el ejemplo de un procedimiento de carga 3800 de la Figura 38, se usa un área en el suelo 3810 para ubicar una cápsula de carga 3820 usando una aeronave VTOL 3830 de realizaciones de la presente invención. En el ejemplo de la Figura 38, se pueden usar diferentes medios de transporte terrestre para transportar la cápsula de carga 3820 en tierra antes de cargarla y montarla en un conjunto de aeronave de la presente invención. Dichos medios de transporte terrestre pueden incluir medios incorporados (p. ej., autopropulsión) y medios asistidos (p. ej., vehículos de transporte terrestre especializados para cápsulas de carga). Antes de aterrizar y cargar, la aeronave VTOL 3830 puede tener un área de compartimiento abierto (no mostrada) en su sistema de montaje de fuselaje. Al aterrizar o mientras se mantiene en una posición estable sobre la cápsula de carga 3820, la aeronave VTOL 3830 puede unir la cápsula a su estructura de montaje como parte de su fuselaje y asumir una nueva configuración de aeronave 3835, en la que la cápsula de carga 3820 ahora es una parte de la aeronave VTOL y parte de su fuselaje. Se pueden implementar otros enfoques de montaje en áreas de compartimientos situadas de manera diferente en un conjunto de aeronave de la presente invención usando el procedimiento de carga 3800 de la Figura 38.

El procedimiento de carga 3800 y, de manera similar, un procedimiento de descarga definido como su procedimiento inverso, puede implicar un movimiento vertical u horizontal de la aeronave 3830 o de la cápsula de carga 3820, o de ambos. Por ejemplo, la cápsula de carga 3820 puede estar situada en el suelo y mantenerse inmóvil, mientras que la

aeronave 3830 puede moverse verticalmente hacia abajo o hacia arriba durante la carga o descarga, respectivamente. Alternativamente, la aeronave 3830 puede aterrizar y permanecer estacionaria en el suelo, mientras que la cápsula de carga puede moverse horizontalmente hacia dentro y hacia fuera de la estructura de montaje durante la carga y descarga. Además, la carga y descarga puede incluir la fijación y sujeción de la cápsula de carga a la estructura de montaje utilizando hardware de sujeción, como pestillos, abrazaderas, pernos, candados, trabas, etc.

La Figura 39 muestra un diagrama de alto nivel de un conjunto de aeronave 3900. El conjunto de aeronave 3900 de la Figura 39 incluye porciones de ala, conjuntamente 3910, una estructura de fuselaje 3920 y módulos de carga, conjuntamente 3930. En el ejemplo de la Figura 39, los módulos de carga 3930 pueden cargarse y descargarse individualmente e independientemente unos de otros, de modo que diferentes cargas y pasajeros puedan cargarse y descargarse en varios lugares diferentes. Además, las cápsulas de carga pueden cargarse en otras partes del conjunto de la aeronave 3900, como alas y colas, y unirse como unidades independientes a un fuselaje, alas o cola. De acuerdo con la presente invención, el fuselaje de una aeronave se puede segmentar en múltiples secciones y, por lo tanto, contener múltiples cápsulas de carga.

La Figura 41 muestra un diagrama de alto nivel de un conjunto de aeronave 4100. El conjunto de aeronave 4100 incluye porciones de ala, colectivamente 4110, una porción de fuselaje 4120, un sistema de propulsión vertical, colectivamente 4130, y un sistema de propulsión horizontal, colectivamente 4140. El fuselaje 4120 puede estar configurado para incluir una cabina, un compartimiento de carga y/o una cabina de pasajeros, como se muestra en la Figura 41. Como se muestra en el ejemplo de la Figura 41, el sistema de propulsión vertical 4130 puede incluir cuatro propulsores, mientras que el sistema de propulsión horizontal 4140 puede incluir dos motores de propulsión a chorro, motores de hélice de empuje o sistemas de propulsión similares. Además, el diseño del fuselaje 4120 puede ser modular, de modo que al menos una sección o todo el fuselaje 4120 pueda ser separable y pueda separarse de manera controlable del resto de la estructura de la aeronave. Además de la sección de fuselaje desmontable 4120, el fuselaje puede incluir pestillos de montaje de fuselaje, conjuntamente 4160, que se pueden usar para fijar la sección de fuselaje desmontable 4120 a la porción de estructura abierta del conjunto de aeronave 4100.

La Figura 42 muestra una sección separada del fuselaje 4120 del conjunto de aeronave 4100, también conocida como cápsula. La cápsula 4120 puede incluir una carcasa exterior 4210, una cabina 4220 y cerraduras de montaje, colectivamente 4230. La cápsula 4120 puede incluir además escotillas y puertas adicionales para cargar y descargar carga y pasajeros en la cápsula. También puede incluir dispositivos y equipos para facilitar el funcionamiento del conjunto de la aeronave en su conjunto y la sección del fuselaje como una unidad independiente. En el primer caso, la instrumentación puede incluir sensores, como cámaras de video para proporcionar información precisa sobre el posicionamiento relativo entre la cápsula 4120 y el resto del conjunto de la aeronave 4100 durante los procedimientos de carga y descarga, y un sistema de posicionamiento preciso que incluye actuadores y sistemas autónomos. controles para el posicionamiento relativo de la cápsula 4120 con respecto a la estructura de la aeronave 4100. En este último caso, el equipo adicional puede incluir tren de aterrizaje y medios autónomos de transporte terrestre. El tren de aterrizaje puede variar desde un juego de ruedas retráctiles hasta un paracaídas de grado de carga. En este último caso, el procedimiento de descarga podría ocurrir en pleno vuelo, donde la cápsula puede separarse y entregarse a tierra sin aterrizar la aeronave.

Las Figuras 43 y 44 representan realizaciones alternativas de la cápsula 4120 de acuerdo con la presente invención. Por ejemplo, la Figura 43 muestra una cápsula móvil integrada 4300, que consta de una carcasa de cápsula 4310, una cabina (alternativamente, un compartimiento de pasajeros o un espacio de carga con una escotilla) 4320, medios de transporte independientes que incluyen al menos un juego de ruedas 4330 y soporte de montaje. cerraduras, colectivamente 4340. Aparte de las ruedas, los medios de transporte pueden incluir motores, máquinas, engranajes de transmisión, tanques de combustible, baterías, frenos, volantes, sistemas informáticos autónomos y equipos similares. Alternativamente, la Figura 44 muestra una cápsula híbrida 4400, que puede consistir en una carcasa de cápsula 4410, un compartimiento de pasajeros o de carga 4420 y cerraduras de montaje, conjuntamente 4440. En algunas realizaciones, por sí misma, la cápsula 4400 puede carecer de medios de transporte independientes. Sin embargo, la cápsula 4400 puede montarse en una plataforma móvil 4450 mientras está en el suelo. La plataforma 4450 puede incluir diferentes medios de transporte que incluyen un juego de ruedas 4430 como se muestra en la Figura 44. Además, la plataforma puede estar equipada con motores, engranajes de transmisión, tanques de combustible, baterías, frenos, volantes, accionados a distancia y sistemas informáticos autónomos de conducción autónoma y equipos similares.

La Figura 45 muestra un diagrama de alto nivel de una aeronave 4500 de acuerdo con realizaciones de la presente invención. La aeronave 4500 incluye porciones de ala, conjuntamente 4510, una porción de fuselaje abierta 4520, un sistema de propulsión vertical, conjuntamente 4530, y un sistema de propulsión horizontal, conjuntamente 4540. La porción de fuselaje abierta 4520 incluye una estructura de montaje para sujetar módulos de carga útil que transportan carga y pasajeros. La estructura de montaje, a su vez, incluye una barra transversal 4525, como se muestra en la Figura 45. La barra transversal 4525 es un elemento estructural de soporte de carga y sirve para mantener la integridad estructural de la aeronave 4500 en ausencia de las cápsulas de carga útil. La barra transversal 4525 puede comprender múltiples barras transversales ubicadas en diferentes áreas de la porción

abierta del fuselaje 4520. Además, puede ser móvil, retráctil o plegable, de modo que, por ejemplo, podría retraerse para permitir la carga y descarga de las cápsulas de carga útil. La porción de fuselaje abierta 4520 puede estar en la parte trasera de la aeronave 4500, como se muestra en la Figura 45, o alternativamente en las partes media o delantera de una aeronave.

La Figura 46 muestra las vistas frontal (figura superior) y superior (figura inferior) de un conjunto de aeronave 4600 según realizaciones de la presente invención. El conjunto de aeronave 4600 incluye partes de ala, conjuntamente 4610, una porción de fuselaje modular 4620, un sistema de propulsión vertical, conjuntamente 4630, y un sistema de propulsión horizontal, conjuntamente 4640. La porción de fuselaje modular 4620 es una cápsula de carga útil desmontable del resto del conjunto 4600. Como se muestra en la realización de la Figura 46, la cápsula 4620, cuando está montada, define al menos una porción de la estructura exterior del conjunto de la aeronave 4600. Es decir, la cápsula 4620 define la forma de al menos una porción del conjunto de la aeronave 4600.

Como se muestra en la Figura 46, el conjunto de aeronave 4600 incluye un estructura de montaje para unir módulos de carga útil que transportan carga y pasajeros. La estructura de montaje, a su vez, incluye una barra transversal 4625, como se muestra en la Figura 46. La barra transversal 4625 es un elemento estructural que soporta carga y sirve para mantener la integridad estructural de la aeronave 4600. La barra transversal 4625 puede estar ubicada en diferentes áreas de un fuselaje. Además, puede ser fija y tiene la forma para adaptarse a la forma de la cápsula de carga útil 4620. Por ejemplo, la Figura 46 muestra la barra transversal 4625 en forma de arco hacia arriba, que sigue de cerca la forma de la cápsula de carga útil 4620. Como resultado, la cápsula de carga útil 4620 puede cargarse y descargarse del conjunto de aeronave 4600 sin quitar la barra transversal 4625. La barra transversal 4625 y otras partes del fuselaje pueden incluir pestillos para sujetar y mantener la cápsula de carga útil en su lugar.

La Figura 47 muestra un diagrama de alto nivel de un conjunto de aeronave 4700 de acuerdo con realizaciones de la presente invención. El conjunto de aeronave 4700 incluye porciones de ala, colectivamente 4710, una porción de fuselaje abierta 4726 en la parte delantera del conjunto, una cápsula de carga útil 4720 y un sistema de propulsión vertical, colectivamente 4730. Además, puede incluir opcionalmente un sistema de propulsión horizontal. Alternativamente, el sistema de propulsión vertical 4730 también puede servir como un sistema de propulsión horizontal, por ejemplo, girando sus propulsores verticales a una posición horizontal. El conjunto de la aeronave 4700 incluye un estructura de montaje para acoplar módulos de carga útil que transportan carga y pasajeros. La estructura de montaje, a su vez, incluye una barra transversal 4725, como se muestra en las Figuras 47 y 48, con forma de arco para seguir los contornos de la parte superior de la cápsula de carga útil 4720. El conjunto de aeronave 4700 como un todo y la cápsula de carga útil 4720 pueden tener forma para minimizar la resistencia aerodinámica y mejorar el rendimiento en vuelo. La porción fija del fuselaje puede tener una forma que proporcione una baja resistencia aerodinámica tanto para volar con como sin la cápsula de carga útil 4720 unida a la estructura de la aeronave. La cápsula 4720 puede tener una forma individual que, cuando se monta, se suma a las propiedades aerodinámicas del conjunto de aeronave 4700, por ejemplo, proporcionando una resistencia aerodinámica reducida o una mayor sustentación durante el vuelo. Esto se puede lograr diseñando y haciendo las formas de la superficie exterior de la cápsula 4720 y el resto del fuselaje del conjunto de aeronave 4700 para formar una forma continua y aerodinámicamente eficiente. Por ejemplo, esto podría asegurar que no haya grandes espacios de aire ni aberturas entre la cápsula 4720 y la parte abierta del fuselaje en el conjunto de la aeronave 4700, evitando así una resistencia aerodinámica parásita adicional. Además, esto se puede hacer para mejorar el flujo de aire alrededor del conjunto de aeronave 4700 con la cápsula 4720 unida de tal manera que aumente la fuerza de sustentación durante el vuelo horizontal, por ejemplo en el caso en que la cápsula 4720 pueda formar una superficie continua con el ala 4710.

Además, la Figura 48 muestra dos vistas frontales del conjunto de aeronave 4700, en las que la Figura superior muestra el conjunto con la cápsula de carga útil 4720 acoplada y la Figura inferior muestra el conjunto con la cápsula de carga útil 4720 separada. Ambas configuraciones se muestran en posiciones en tierra, donde la aeronave puede estar parada y en movimiento usando el tren de aterrizaje 4712. El tren de aterrizaje 4712 puede ser retráctil durante el vuelo. Además, la cápsula de carga útil 4720 puede estar equipada con su propio tren de aterrizaje 4722, que podría usarse para el transporte independiente de la carga útil en tierra mientras está separada del conjunto de la aeronave 4700. Como se describe anteriormente con respecto a la Figura 46, la carga útil la cápsula 4720, cuando está montada, define al menos una porción de la estructura exterior del conjunto de aeronave 4700. Es decir, la cápsula 4720 define una forma de al menos una porción del conjunto de aeronave 4700.

La Figura 49 muestra un diagrama de alto nivel de un conjunto de aeronave 4900. El conjunto de aeronave 4900 incluye una porción de ala 4910, una cápsula de carga útil 4920 y un sistema de propulsión horizontal, conjuntamente 4930. La cápsula de carga útil puede incluir una escotilla 4921 para cargar y descargar carga y pasajeros. El conjunto de aeronave 4900 puede incluir una porción de estructura de la aeronave abierta y un estructura de montaje para unir la cápsula de carga útil 4920. La Figura 50 ilustra adicionalmente el conjunto de aeronave 4900 en un estado separado, mostrando la aeronave 5000 capaz de volar de manera independiente y una cápsula de carga útil separada 4920. La aeronave 5000 puede incluir un sistema de control de vuelo para vuelo remoto o autónomo. Como alternativa o adicionalmente, puede incluir una cabina pilotada con controles de vuelo manuales que proporcionen una capacidad de vuelo independiente para la aeronave 5000.

La Figura 51 muestra un diagrama de alto nivel de una aeronave 5100. La aeronave 5100 incluye una parte de ala 5110, una porción de fuselaje abierta 5120 y un sistema de propulsión horizontal, conjuntamente 5130. La porción de fuselaje abierta 5120 puede incluir una estructura de montaje para unir cápsulas de carga útil. transportar carga y pasajeros. La porción de fuselaje abierta 5120 puede estar en la parte delantera de la aeronave 5100, como se muestra en la Figura 51, o alternativamente en las partes media o delantera de una aeronave. La estructura de la aeronave 5100 puede reforzarse para proporcionar la integridad estructural y la resistencia mecánica alrededor y cerca de la parte abierta del fuselaje 5120. El refuerzo del fuselaje puede lograrse utilizando largueros y otros elementos estructurales de carga fabricados con materiales compuestos ligeros, como por ejemplo materiales de fibra de carbono. Además, la aeronave 5100 puede tener un sistema de control de posición del centro de gravedad (CG) para el ajuste dinámico de la posición del CG de la aeronave 5100 en tierra y en vuelo. El sistema de control de posición del CG puede incluir, por ejemplo, una serie de contenedores, conjuntamente 5140, interconectados a través de tuberías, conjuntamente 5145, y bombas (no mostradas). Los contenedores 5140 pueden contener fluido que podría transferirse a través de las tuberías 5145 usando las bombas y así desplazar el centro de gravedad de la aeronave en la dirección de la transferencia de fluido. El fluido puede ser un fluido de lastre, como agua, o combustible, como benceno o queroseno.

La Figura 52 muestra un diagrama de alto nivel de una aeronave 5200. La aeronave 5200 incluye una porción de ala 5210, una porción de fuselaje abierta 5220 y un sistema de propulsión horizontal, conjuntamente 5230. Además, similar a la aeronave 5100, la aeronave 5200 puede tener un sistema de control de posición del centro de gravedad (CG), conjuntamente 5240, para el ajuste dinámico de la posición del CG 5200 de la aeronave en tierra y en vuelo. El sistema de control de posición del CG 5240 puede incluir, por ejemplo, varios pesos de lastre, conjuntamente 5242, unidos a un estructura de suspensión, conjuntamente 5244. La estructura de suspensión 5244 puede usarse para cambiar la posición de los pesos de lastre 5242 y, por lo tanto, cambiar el CG de la aeronave 5200. La estructura de suspensión puede incluir engranajes y actuadores que le permitan expandir y/o contraer sus diferentes partes, como se muestra en la Figura 52. Los pesos de lastre 5242 pueden incluir diferentes elementos de la aeronave 5200, como baterías, sistemas de control de vuelo, módulos de carga útil, sistemas de comunicación y otros. Los sistemas de control de posición del CG, como los de las aeronaves 5100 y 5200, se pueden usar, por ejemplo, después de cargar y descargar las cápsulas de carga útil. Por ejemplo, la adición de una cápsula de carga útil puede cambiar el centro de gravedad de un conjunto de aeronave de tal manera que se vuelva inestable y difícil de controlar en vuelo. Por lo tanto, el sistema de control de posición del CG podría usarse para compensar, al menos en parte, los cambios del CG debido a la carga y descarga de las cápsulas de carga útil. Además, también podría usarse en otras situaciones, como durante una transición entre los modos de vuelo vertical y horizontal, en las que las ubicaciones para una posición de CG más estable durante el vuelo pueden diferir y deben ajustarse dinámicamente.

La Figura 53 muestra un diagrama de alto nivel de una aeronave 5300. La aeronave 5300 incluye una porción de ala 5310, una porción de fuselaje abierta 5320, un sistema de propulsión vertical, conjuntamente 5330, y un sistema de propulsión horizontal, conjuntamente 5340. Tanto los sistemas de propulsión vertical como horizontal pueden incluir propulsores basados en hélices impulsados por motores eléctricos o motores de gasolina. La aeronave 5300 también puede utilizar superficies de control de vuelo, como alerones 5350, para controlar el vuelo horizontal. Además, la porción de fuselaje abierta 5320 puede incluir una estructura de montaje 5360 para sujetar las cápsulas de carga útil, que pueden comprender pestillos y abrazaderas para sujetar las cápsulas en su lugar.

La Figura 54 muestra las vistas superior y lateral de una cápsula de carga útil 5400 que se puede acoplar a la aeronave 5300. La forma de la cápsula de carga útil 5400 coincide con la forma de la porción de fuselaje abierta 5320, de modo que cuando se monta la cápsula de carga útil 5400, el conjunto de la aeronave combinada tiene un cuerpo de forma aerodinámica continua con superficies lisas optimizadas para una baja resistencia aerodinámica durante el vuelo horizontal. Además, la cápsula de carga útil 5400 puede tener una escotilla de apertura 5410 para cargar y descargar carga. Además, la cápsula de carga útil 5400 puede tener una serie de pestillos 5420 que se usarán para fijarse a la estructura de montaje 5360. La estructura de montaje 5360 o los pestillos 5420, o ambos, pueden tener actuadores que permitan el control remoto de la carga y descarga de la cápsula de carga útil 5400 en la aeronave 5300.

De manera similar, la Figura 55 muestra un diagrama de alto nivel de una aeronave 5500 de acuerdo con las realizaciones de la presente invención y la Figura 56 muestra las vistas superior y lateral de una cápsula de carga útil 5600 correspondiente. La aeronave 5500 incluye una parte de ala 5510, una porción de fuselaje abierta 5520, sistema de propulsión vertical, colectivamente 5530, y un sistema de propulsión horizontal, colectivamente 5540. La aeronave 5500 también puede incluir superficies de control de vuelo, colectivamente 5550, para controlar el vuelo horizontal de la aeronave 5500. Además, la porción de fuselaje abierto 5520 incluye un estructura de montaje para unir las cápsulas de carga útil, que comprende una barra de montaje 5560 y puede incluir un pestillo 5565. La cápsula de carga útil 5600 puede, a su vez, incluir una ranura correspondiente 5610 y un bloqueo de montaje 5620, para que coincida con la barra de montaje 5560 y el pestillo 5565 en la aeronave 5500, respectivamente. Opcionalmente, el pestillo 5565 se puede accionar de forma remota para permitir el descenso remoto y automático de la cápsula de carga útil 5600.

La Figura 57 muestra un diagrama de alto nivel de una aeronave 5700. La aeronave 5700 incluye una porción fija de un fuselaje 5710, una porción abierta de un fuselaje 5720, un sistema de propulsión vertical, conjuntamente 5730, y un sistema de montaje de cápsula de carga útil, conjuntamente 5740. Además, la aeronave 5700 puede incluir un sistema de control de vuelo 5750, que proporcione capacidades de pilotaje remoto o autónomo. El sistema de propulsión vertical está diseñado para proporcionar sustentación suficiente tanto para la aeronave 5700 como para su carga útil.

La Figura 58 muestra el conjunto de aeronave 5800, compuesto por la aeronave 5700 y su módulo de carga útil 5870. El módulo de carga útil y su sistema de montaje pueden diseñarse utilizando cualquiera de los ejemplos descritos anteriormente. Además, otros objetos y vehículos podrían servir como contenedores de carga útil, incluidos, entre otros, contenedores de carga, paquetes postales, automóviles de pasajeros, motocicletas, otras aeronaves, botes y otras embarcaciones acuáticas. En el caso de las cápsulas de carga útil flotantes, el conjunto de la aeronave puede tener la capacidad de aterrizar y despegar en/desde una superficie de agua.

La Figura 59 ilustra tres ejemplos diferentes de montaje de una carga útil en el conjunto de aeronave 5800: posición superior 5801, posición intermedia 5802 y posición inferior 5803. En este caso, el módulo de carga útil ejemplar es un automóvil, pero puede ser cualquier otro tipo de módulo de carga útil descrito anteriormente. En las dos posiciones 5801 y 5803, posiciones superior e inferior respectivamente, la porción de fuselaje abierta 5520 puede cerrarse parcial o totalmente. Por ejemplo, la porción de fuselaje puede ser, en cambio, una plataforma de soporte de carga, que puede usarse para sujetar y transportar cápsulas de carga útil como parte de la estructura de montaje de la carga útil.

La Figura 60 muestra las vistas inferior (figura superior) y frontal (figura inferior) de un conjunto de aeronave 6000. El conjunto de aeronave 6000 incluye una porción de ala 6010, una cápsula de carga útil modular 6020, un sistema de propulsión vertical, colectivamente 6030, y un sistema de propulsión horizontal, colectivamente 6040. La cápsula de carga útil 6020 se puede unir y separar del resto del conjunto de la aeronave 6000 utilizando una estructura de montaje 6025. En lugar de una porción de fuselaje abierta, la estructura de montaje 6025 se puede unir a una porción de fuselaje completamente cerrada como se muestra en la Figura 60. Al menos una parte de la cápsula de carga útil 6020 puede tener la forma adecuada para que coincida con la forma de la estructura de montaje y al menos una porción de la estructura del conjunto de aeronave 6000. Es decir, la cápsula de carga útil 6020, cuando está montada, puede definir al menos una porción de fuselaje exterior del conjunto de aeronave 6000. Es decir, la cápsula de carga útil 6020 puede definir una forma de al menos una porción del conjunto de aeronave 6000. Además, la forma combinada del conjunto de aeronave 6000, incluida la carga útil 6020, la cápsula se puede moldear para proporcionar una resistencia aerodinámica mínima durante el vuelo horizontal, por ejemplo, proporcionando una resistencia aerodinámica reducida o una mayor sustentación durante el vuelo. Los sistemas de propulsión vertical y horizontal pueden utilizar diferentes propulsores, incluidos, entre otros, propulsores basados en hélices y basados en motores a reacción.

Si bien lo anterior se refiere a realizaciones de la presente invención, se pueden idear otras y más realizaciones de la invención sin apartarse del alcance básico de la misma, que se define en las reivindicaciones siguientes.

REIVINDICACIONES

1. Una aeronave (4600, 4700) para despegue y aterrizaje vertical, que comprende:

una estructura de aeronave que comprende una porción de estructura abierta (4726);
al menos un propulsor vertical (4630, 4730);
una cápsula (4620, 4720), separable de la aeronave (4600, 4700) y que incluye una cabina para contener al menos una de carga y pasajeros, en la que la cápsula (4620, 4720), cuando se monta en la aeronave (4600, 4700), define al menos una porción de la estructura de la aeronave; y
un sistema de montaje que incluye al menos un miembro de fijación (4625, 4725) configurado para unir la cápsula (4620, 4720) a la porción de estructura abierta (4726) de la estructura de la aeronave y para proporcionar soporte estructural para la porción de estructura abierta (4726) cuando la cápsula (4620, 4720) está separada, donde al menos un miembro de fijación (4625, 4725) incluye una barra transversal en forma de arco para seguir los contornos de la parte superior de la cápsula (4620, 4720);
donde la aeronave (4600, 4700) es capaz de volar con y sin la cápsula (4620, 4720).

2. La aeronave (4600, 4700) de la reivindicación 1, donde la cápsula (4620, 4720), cuando se monta en la aeronave (4600, 4700), se suma a las propiedades aerodinámicas de la aeronave (4600, 4700) durante el vuelo.

3. La aeronave (4600, 4700) de cualquiera de las reivindicaciones 1 a 2, donde al menos un miembro de fijación (4625, 4725) es parte de al menos una de las cápsulas (4620, 4720) o la estructura de la aeronave.

4. La aeronave (4600, 4700) de cualquiera de las reivindicaciones 1 a 3, donde la cápsula (4620, 4720) comprende múltiples cápsulas.

5. La aeronave (4600, 4700) de cualquiera de las reivindicaciones 1 a 4, donde la cápsula (4620, 4720) comprende medios para el transporte terrestre (3730, 4330, 4430).

6. La aeronave (4600, 4700) de cualquiera de las reivindicaciones 1 a 5, donde el sistema de montaje comprende al menos uno de los bloqueos, pestillos, abrazaderas o presillas de montaje para montar la cápsula (4620, 4720) en la aeronave (4600, 4700).

7. La aeronave (4600, 4700) de cualquiera de las reivindicaciones 1 a 6, donde el sistema de montaje comprende un miembro de fijación móvil (4625, 4725) para facilitar la fijación y separación de la cápsula (4620, 4720).

8. La aeronave (4600, 4700) de cualquiera de las reivindicaciones 1 a 7, que comprende además una cola, donde el sistema de montaje es parte de la cola.

9. La aeronave (4600, 4700) de cualquiera de las reivindicaciones 1 a 8, que comprende además un sistema para controlar la ubicación del centro de gravedad de la aeronave (4600, 4700), donde el sistema para controlar la ubicación del centro de gravedad es utilizado durante al menos uno de la carga de la cápsula (4620, 4720), la descarga de la cápsula (4620, 4720), o una transición entre los modos de vuelo vertical y horizontal de la aeronave (4600, 4700).

10. Una aeronave (4600), que comprende:

una porción de ala (4610) que proporciona una fuerza de sustentación durante un vuelo horizontal;
al menos un propulsor horizontal (4640);
un fuselaje modular, que comprende:
una cápsula (4620), separable de la aeronave (4600) e que incluye una cabina para contener al menos uno de la carga y pasajeros, donde la cápsula (4620), cuando se monta en la aeronave (4600), define al menos una porción de una estructura exterior de la aeronave; y
un sistema de montaje que incluye una porción de estructura abierta en la estructura de la aeronave y al menos un miembro de fijación (4625) configurado para unir la cápsula (4620) a la porción de estructura abierta en la estructura de la aeronave y proporcionar soporte estructural para la porción de estructura abierta cuando se separa la cápsula (4620), donde al menos un miembro de fijación (4625) incluye una barra transversal en forma de arco para seguir los contornos de la superficie superior de la cápsula (4620);
donde la aeronave (4600) es capaz de volar con y sin la cápsula (4620).

11. La aeronave (4600) de la reivindicación 10, que comprende además un sistema de transporte terrestre (3730, 4330, 4430) para la cápsula (4620), donde el sistema de transporte terrestre comprende ruedas y un tren motriz.

12. La aeronave (4600) de cualquiera de las reivindicaciones 10 a 11, donde la cápsula (4620) tiene una forma que cuando se monta en la aeronave (4600) forma una superficie exterior continua con al menos una de las porciones de ala (4610) o el fuselaje modular.

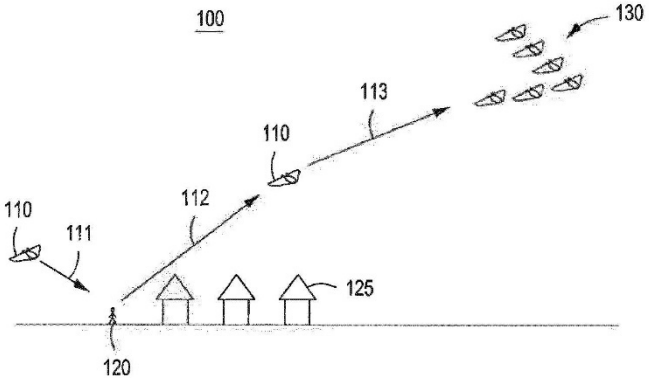

100
130
113
110
112
110
111
125
120

FIG. 1

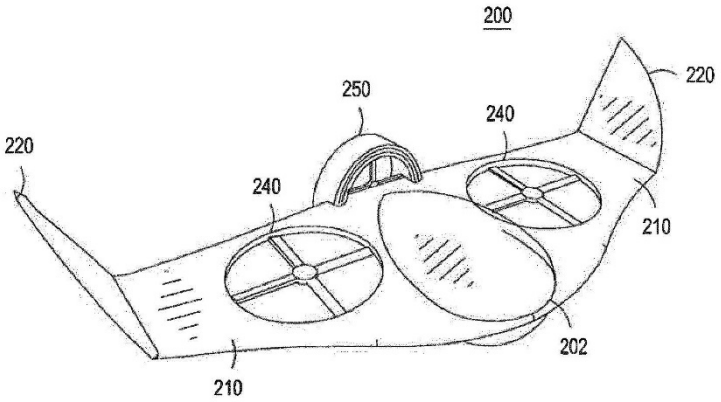

200
220
250
240
220
240
210
202
210

FIG. 2

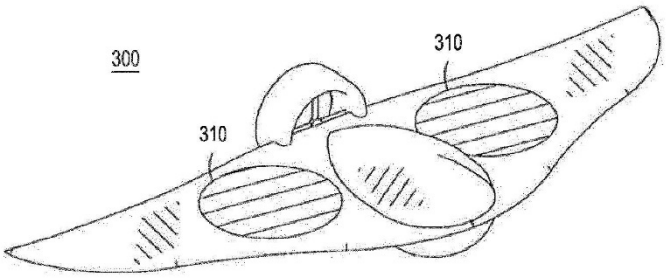


FIG. 3

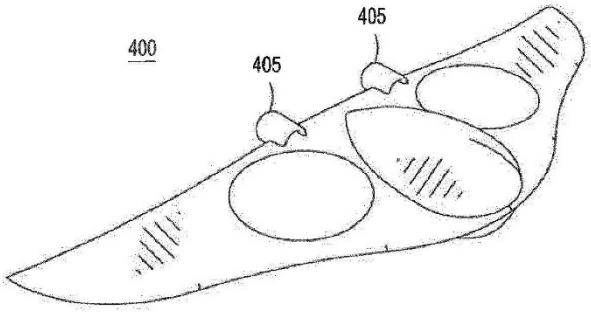


FIG. 4


300
REALIZAR ATERRIZAJE VERTICAL
RECOGER PASAJERO/CARGA
REALIZAR DESPEGUE VERTICAL
CAMBIO A POSICIÓN DE ALA FIJA
AUMENTAR LA ALTITUD Y PROYECTAR EL RUMBO
LOCALIZAR FLOTA ADECUADA
UNIRSE A LA FORMACIÓN DE VUELO DE LA FLOTA
VIAJE A DESTINO
SALIR DE LA FLOTA
DESCENSO A LA CIUDAD DE ATERRIZAJE
REALIZAR ATERRIZAJE VERTICAL
DESCARGAR PASAJERO/CARGA

FIG. 5

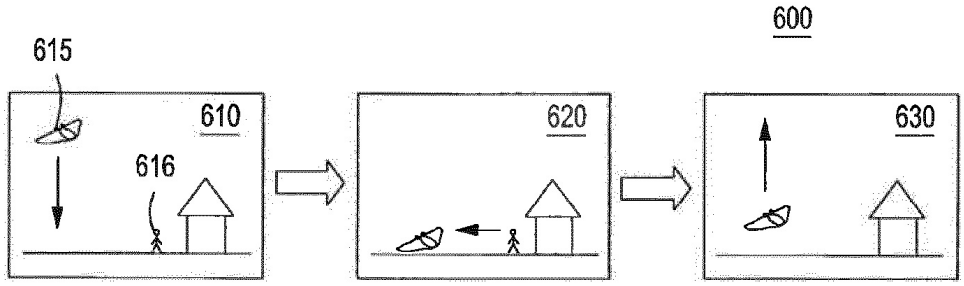

600
615
610
616
620
630

FIG. 6

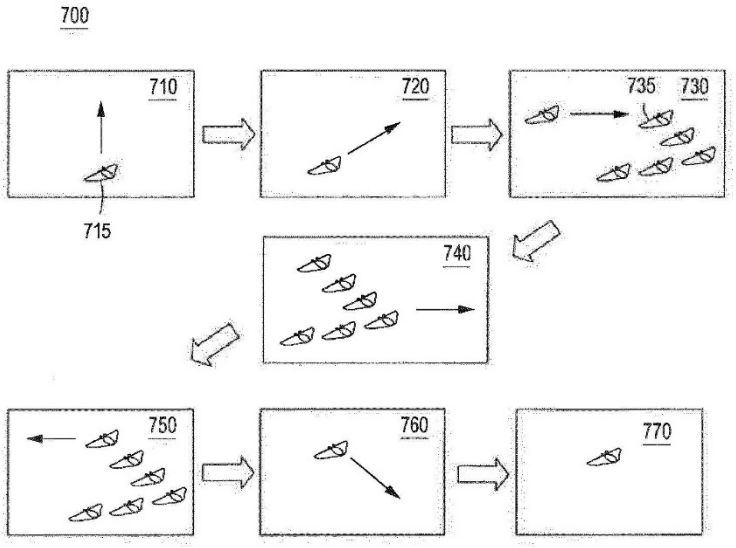


FIG. 7

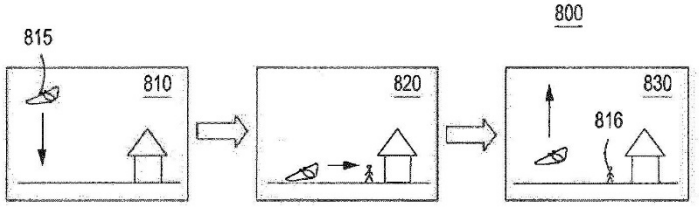


FIG. 8

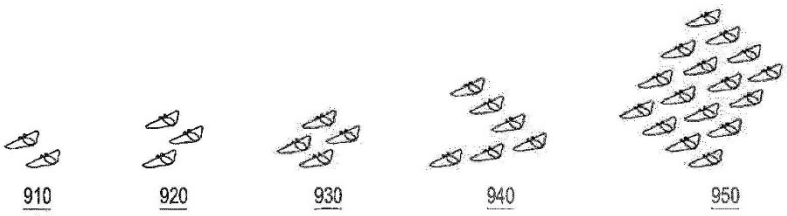


FIG. 9

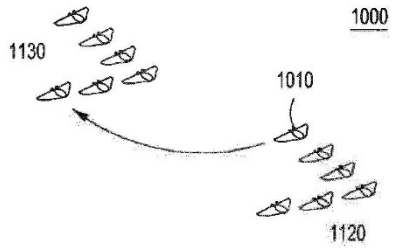

1000
1130
1010
1120

FIG. 10

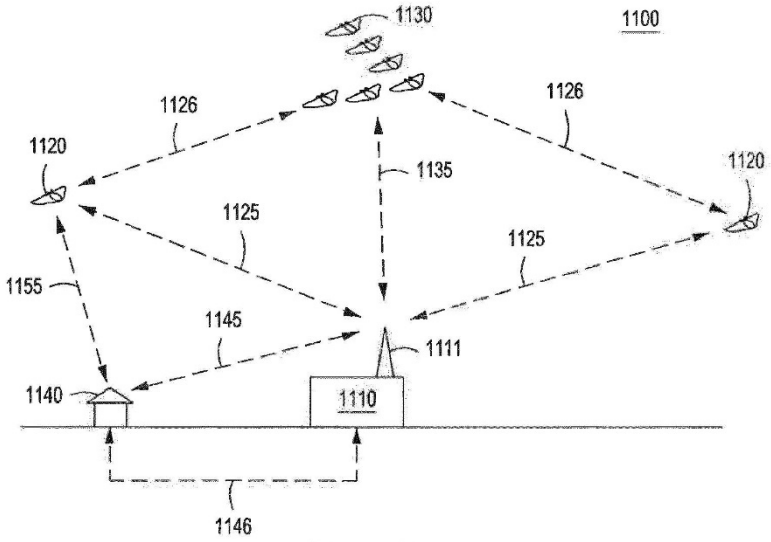

1130
1100
1126
1126
1120
1135
1120
1125
1125
1155
1145
1111
1140
1110
1146

FIG. 11

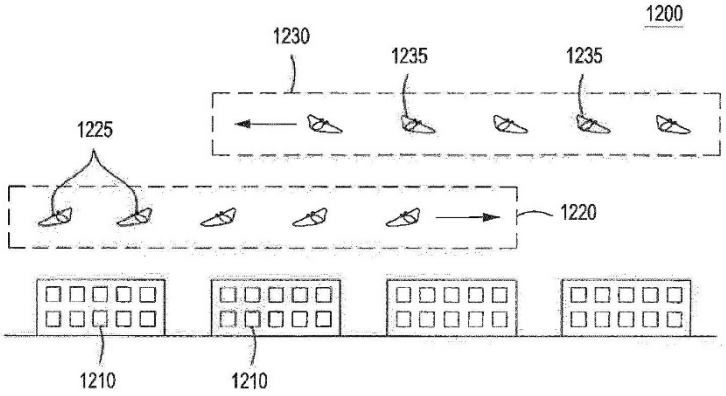

1200
1230
1235
1235
1225
1220
1210
1210

FIG. 12

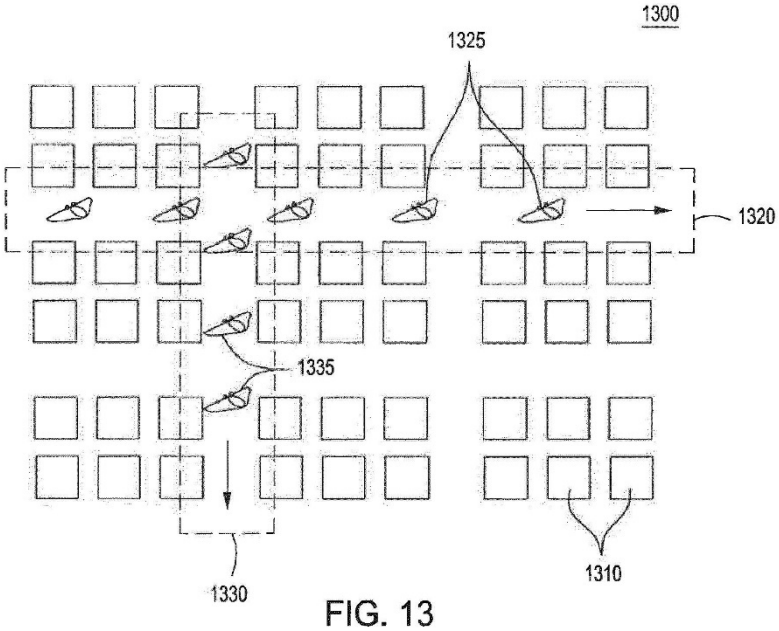

1300
1325
1320
1335
1330
1310

FIG. 13

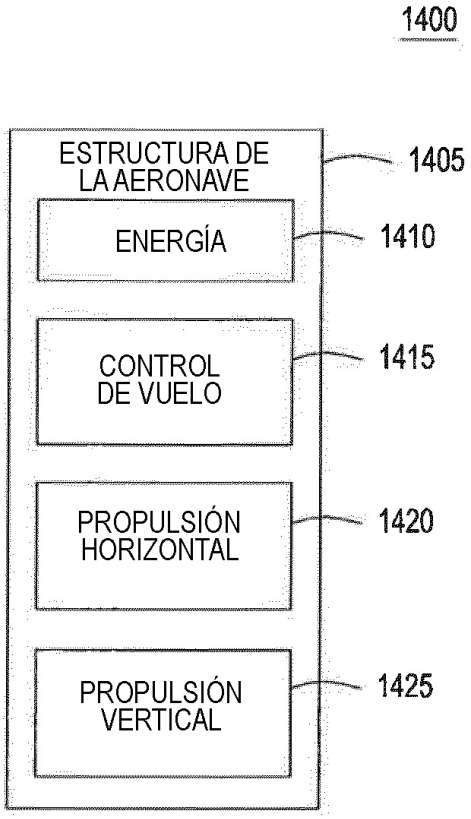

1400
ESTRUCTURA DE LA AERONAVE
1405
ENERGÍA
1410
CONTROL DE VUELO
1415
PROPULSIÓN HORIZONTAL
1420
PROPULSIÓN VERTICAL
1425

FIG. 14

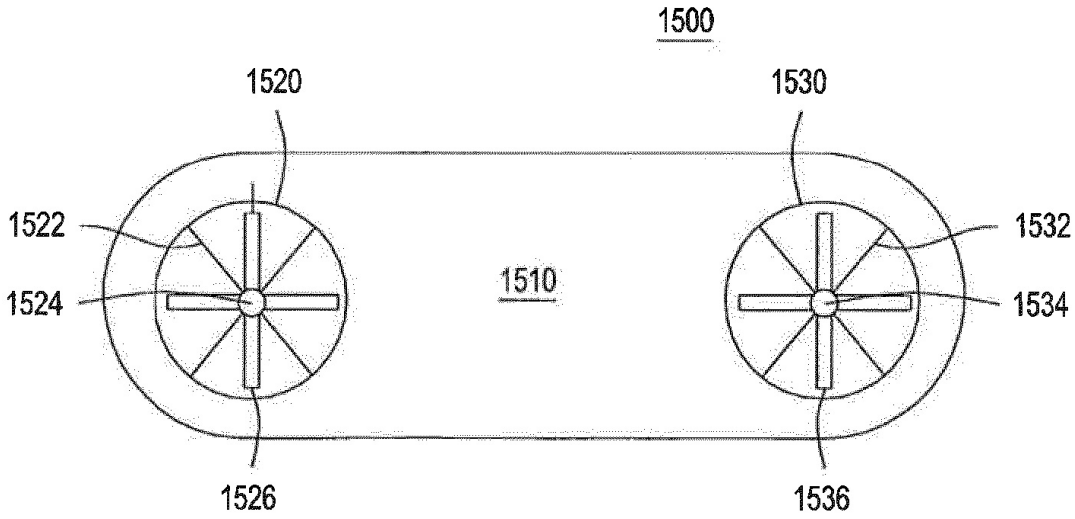

1500
1520
1530
1522
1532
1510
1524
1534
1526
1536

FIG. 15

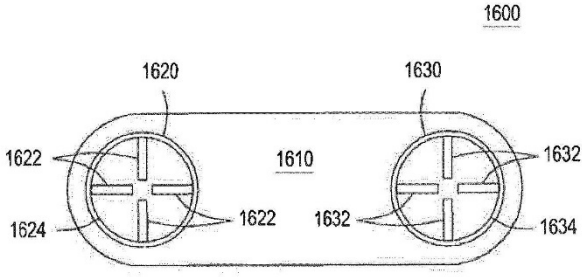


FIG. 16

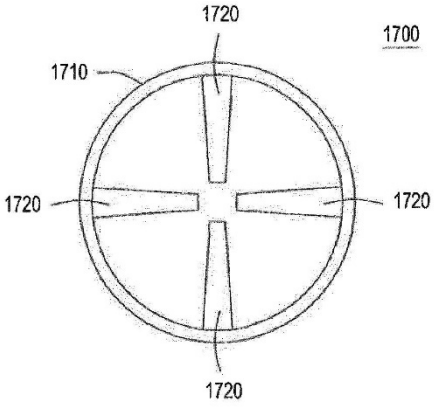


FIG. 17

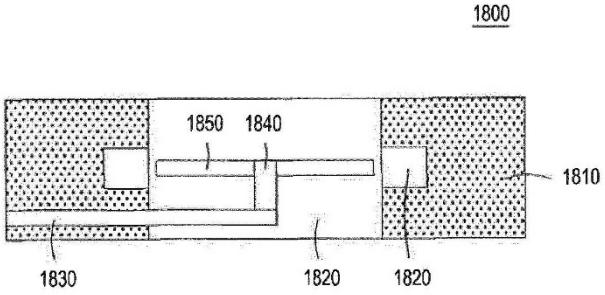


FIG. 18

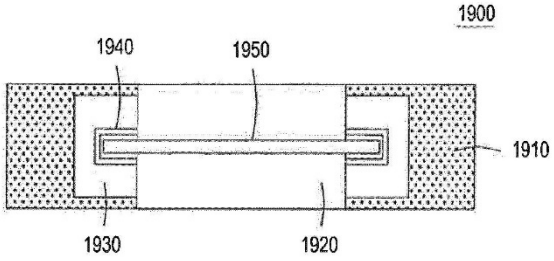


FIG. 19

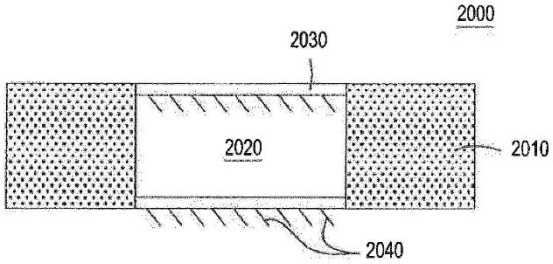


FIG. 20

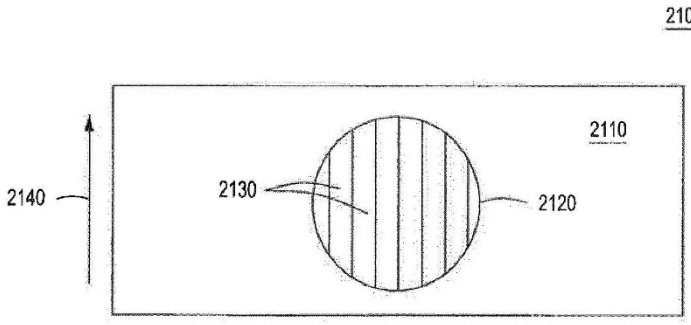


FIG. 21

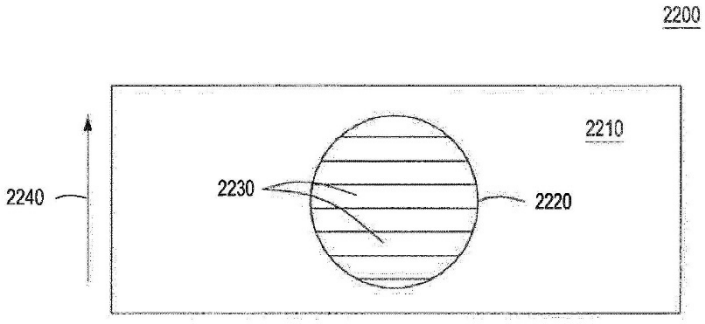


FIG. 22

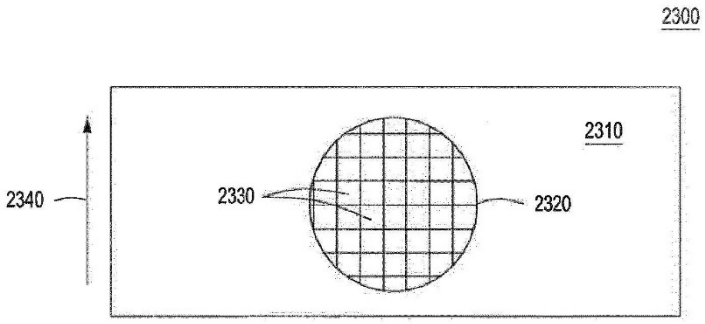


FIG. 23

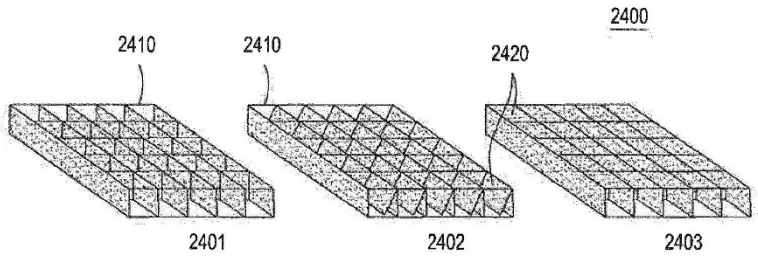

2400
2410
2410
2420
2401
2402
2403

FIG. 24

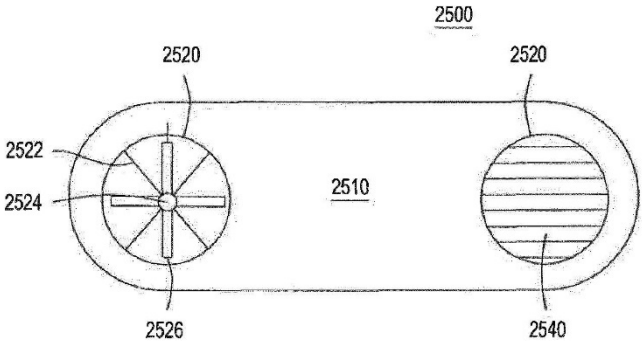

2500
2520
2520
2522
2524
2510
2526
2540

FIG. 25

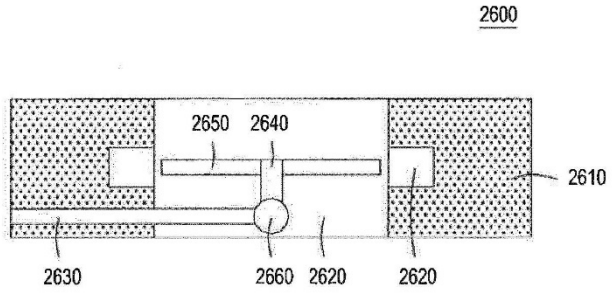

2600
2650
2640
2610
2630
2660
2620
2620

FIG. 26

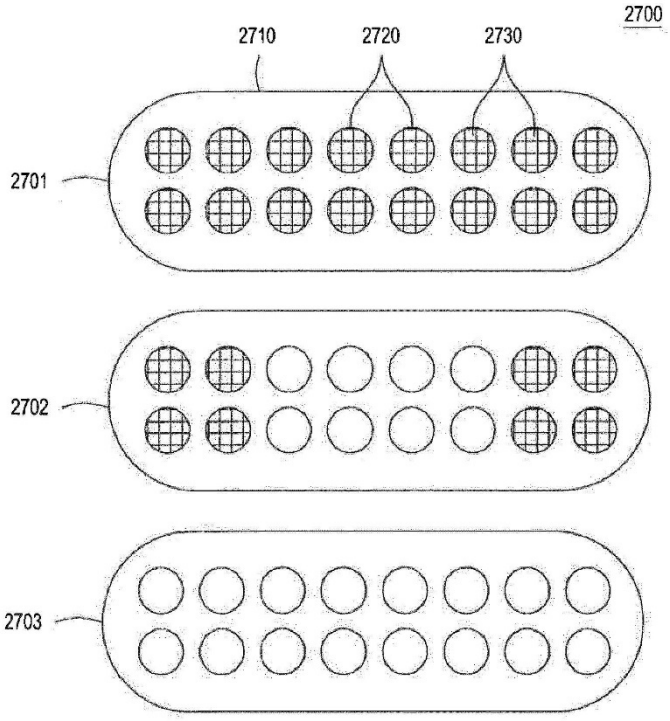

2700
2710
2720
2730
2701
2702
2703

FIG. 27

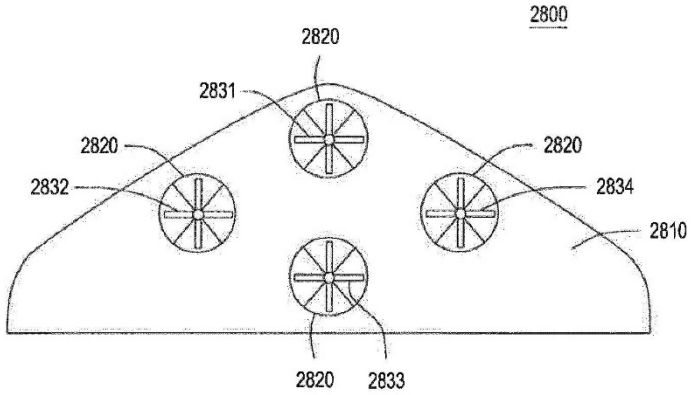

2800
2820
2831
2820
2820
2832
2834
2810
2820
2833

FIG. 28

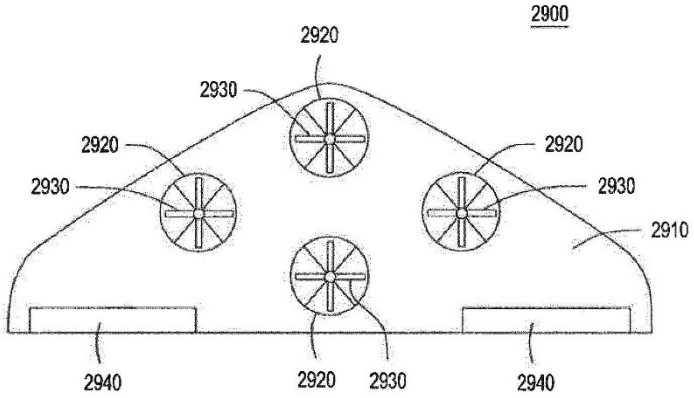

2900
2920
2930
2920
2920
2930
2930
2910
2940
2920
2930
2940

FIG. 29

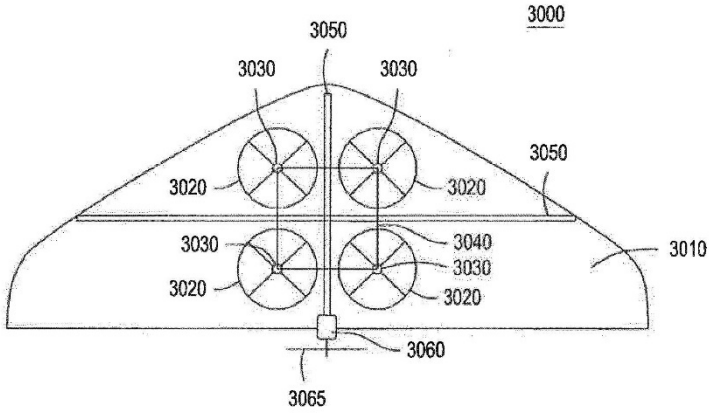

3000
3050
3030
3030
3050
3020
3020
3030
3040
3030
3010
3020
3020
3060
3065

FIG. 30

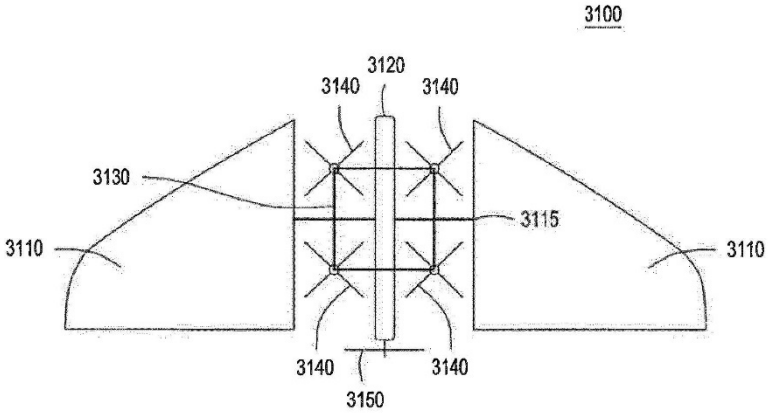

3100
3120
3140
3140
3130
3115
3110
3110
3140
3140
3150

FIG. 31

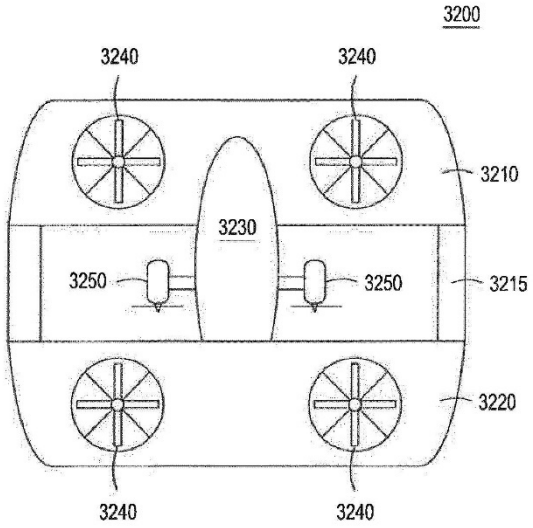

3200
3240
3240
3210
3230
3250
3250
3215
3220
3240
3240

FIG. 32

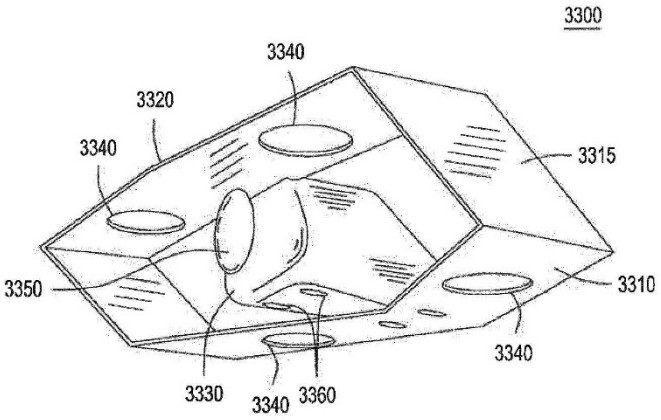

3300
3340
3320
3340
3315
3350
3310
3340
3330
3340
3360

FIG. 33

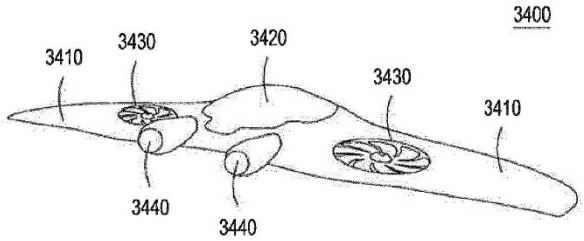


FIG. 34

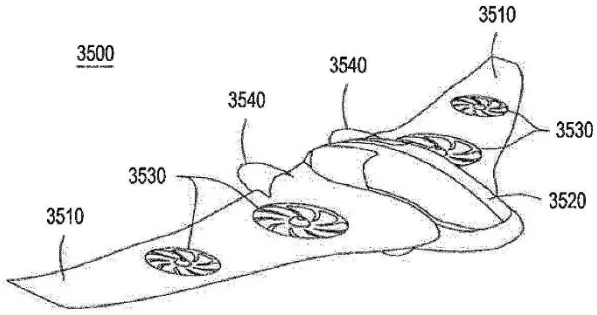


FIG. 35

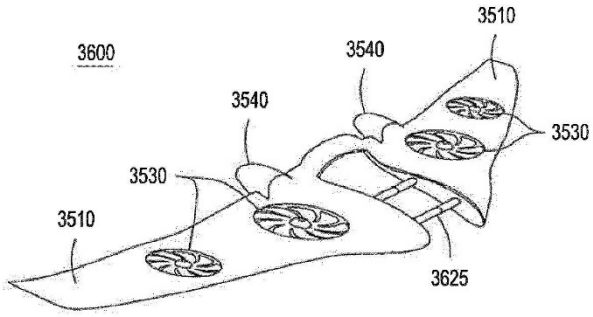


FIG. 36

FIG. 37

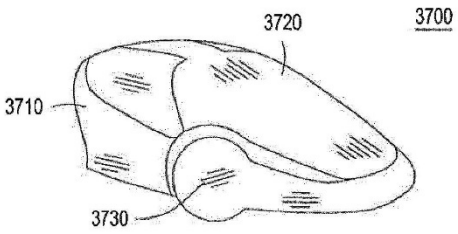


FIG. 38

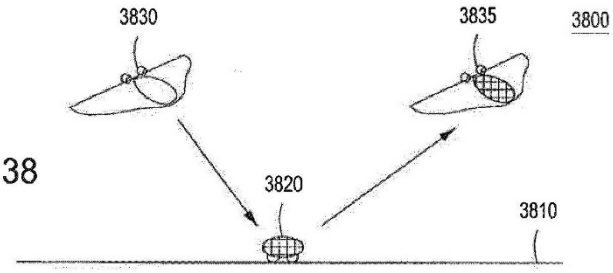


FIG. 39

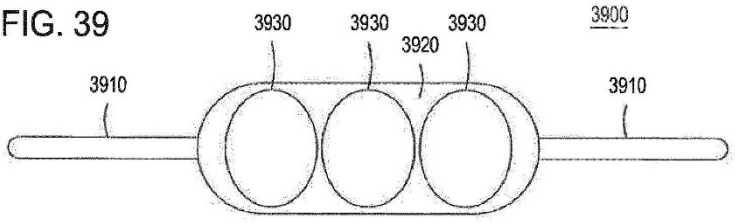
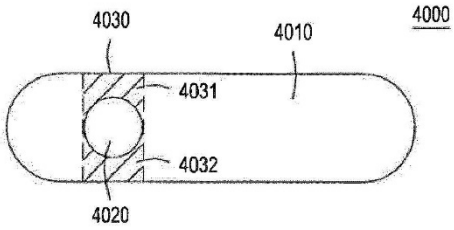
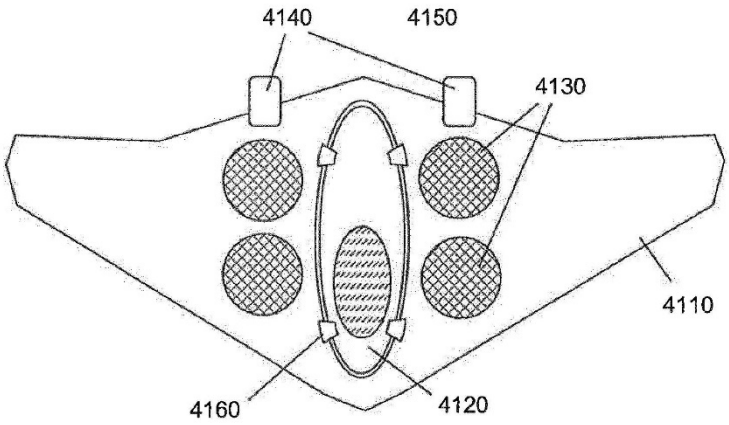


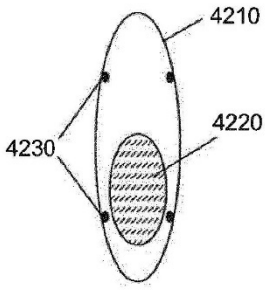
FIG. 40





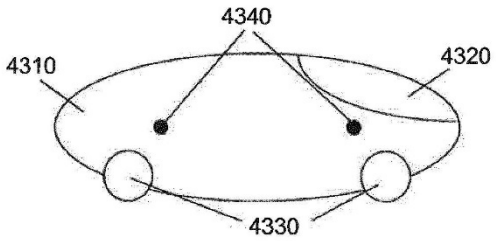
4100

FIG. 41.



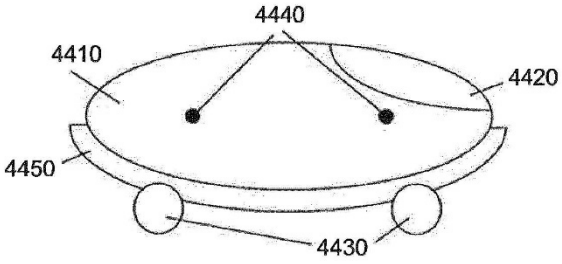
4120

FIG. 42.



4300

FIG. 43.



4400

FIG. 44.

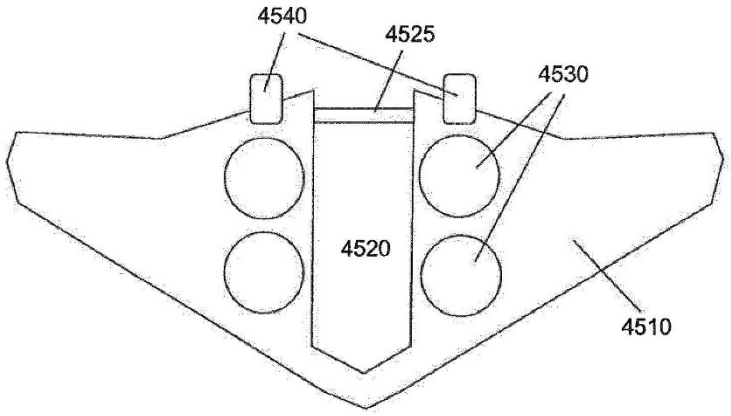


FIG. 45.

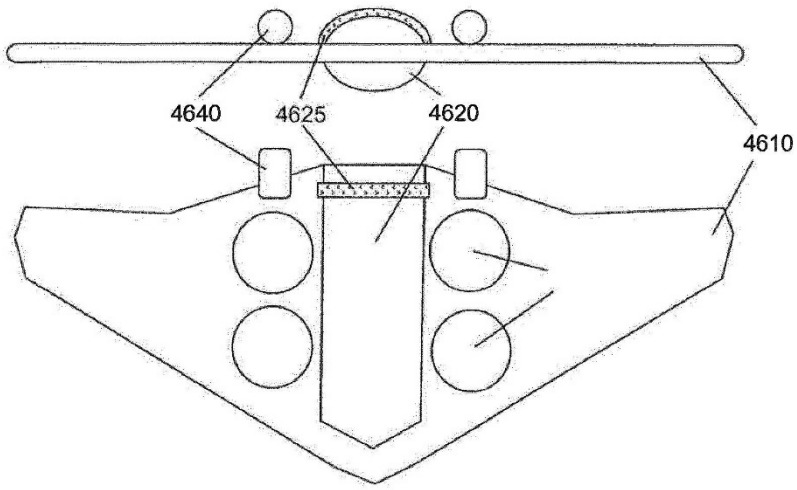
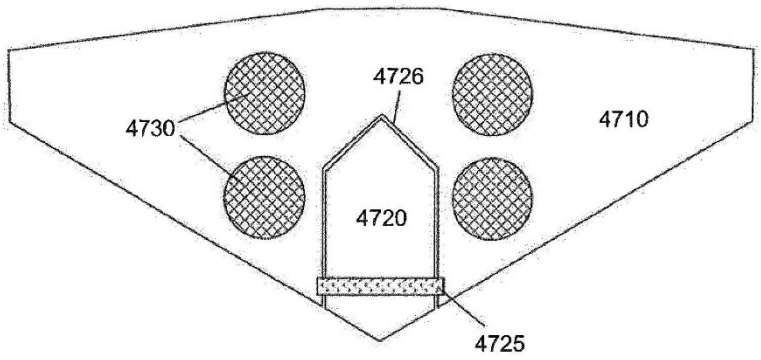


FIG. 46.



4700

FIG. 47.

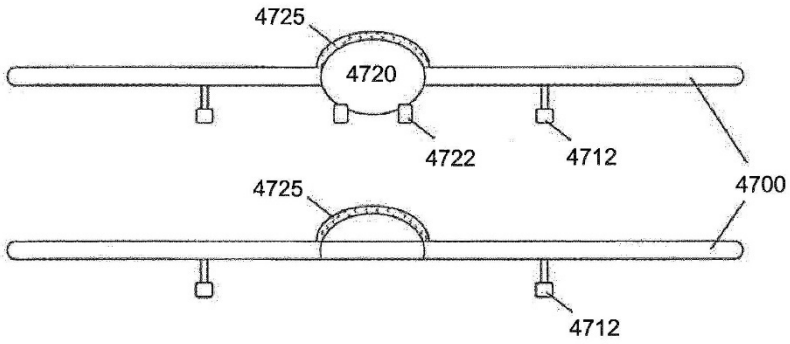


FIG. 48.

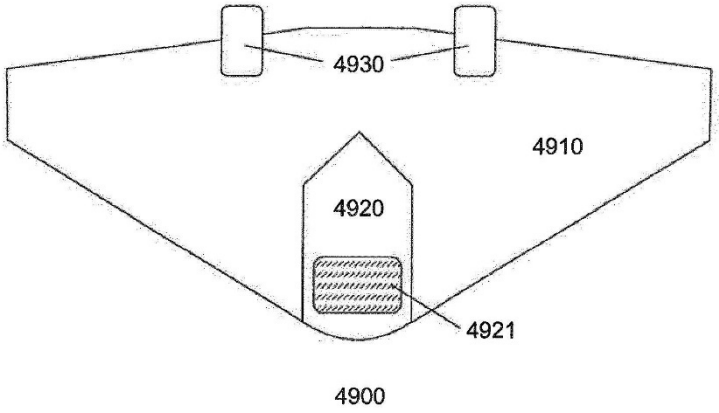


FIG. 49.

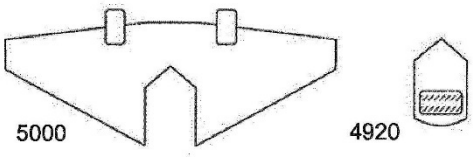
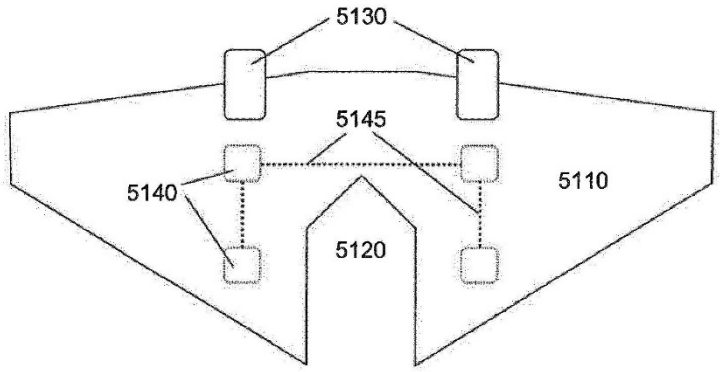
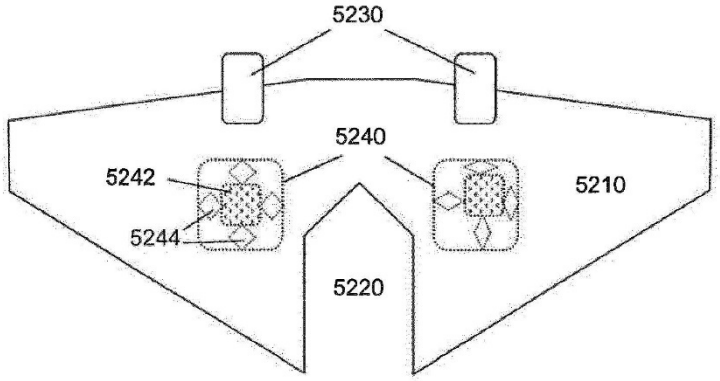


FIG. 50.



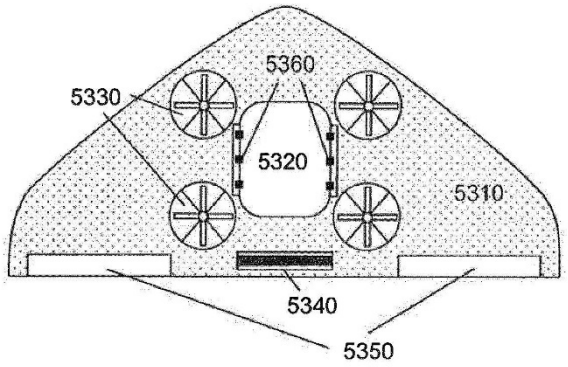
5100

FIG. 51.



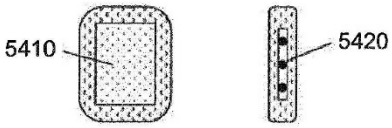
5200

FIG. 52.



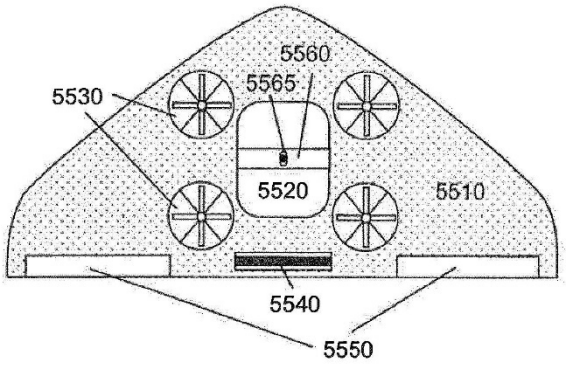
5300

FIG. 53.



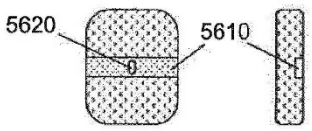
5400

FIG. 54.



5500

FIG. 55.



5600

FIG. 56.

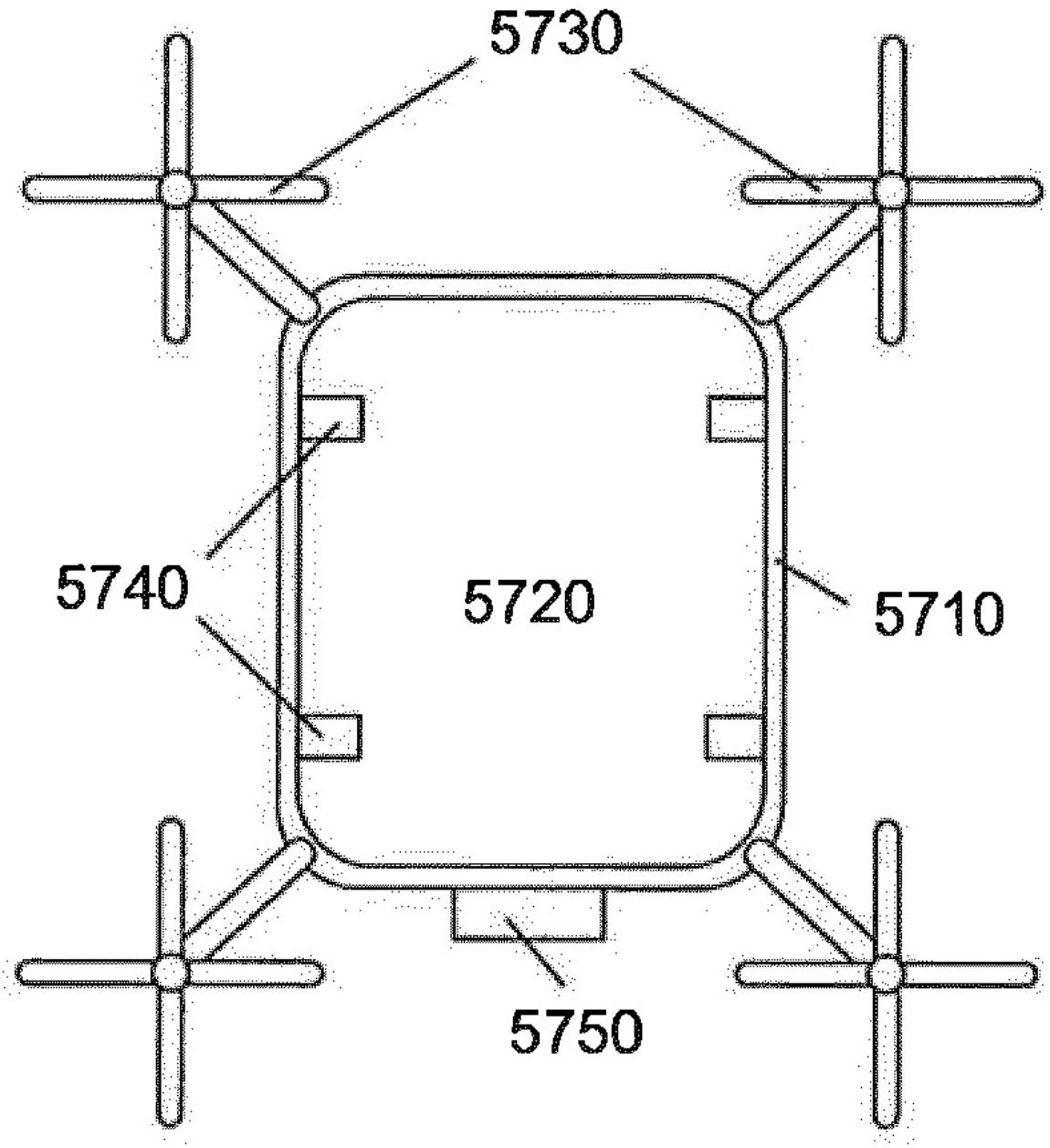
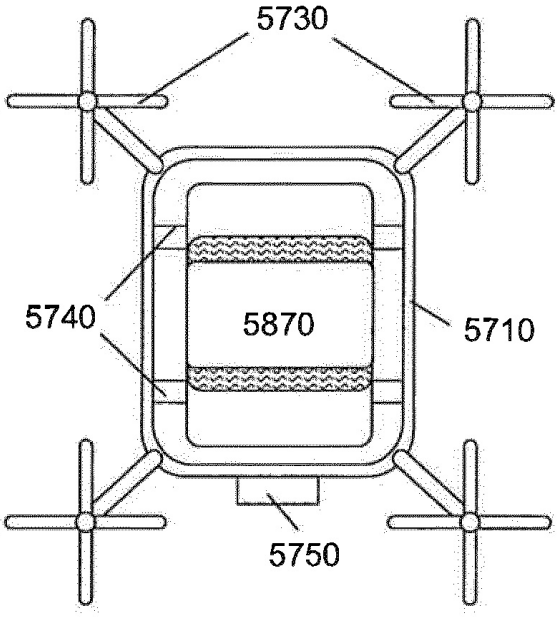


FIG. 57.



5800

FIG. 58.

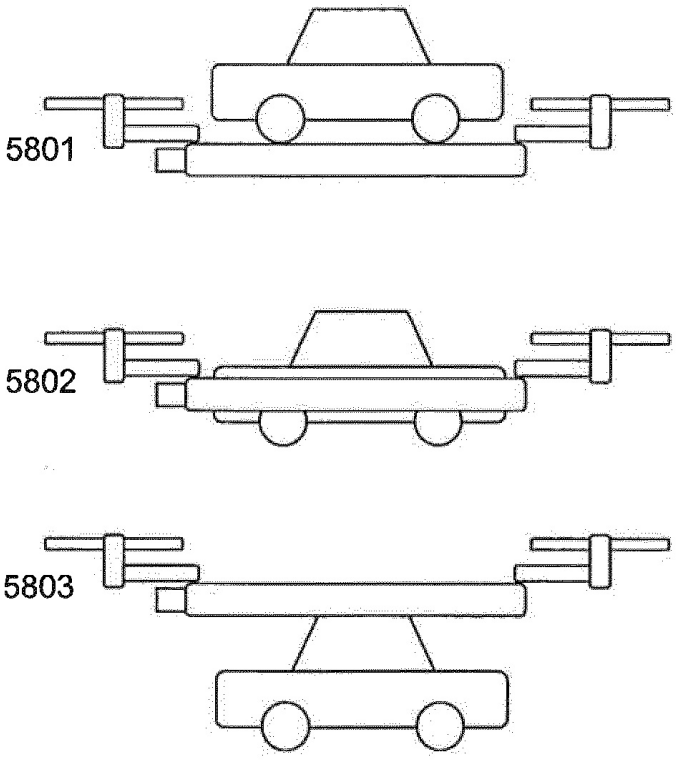
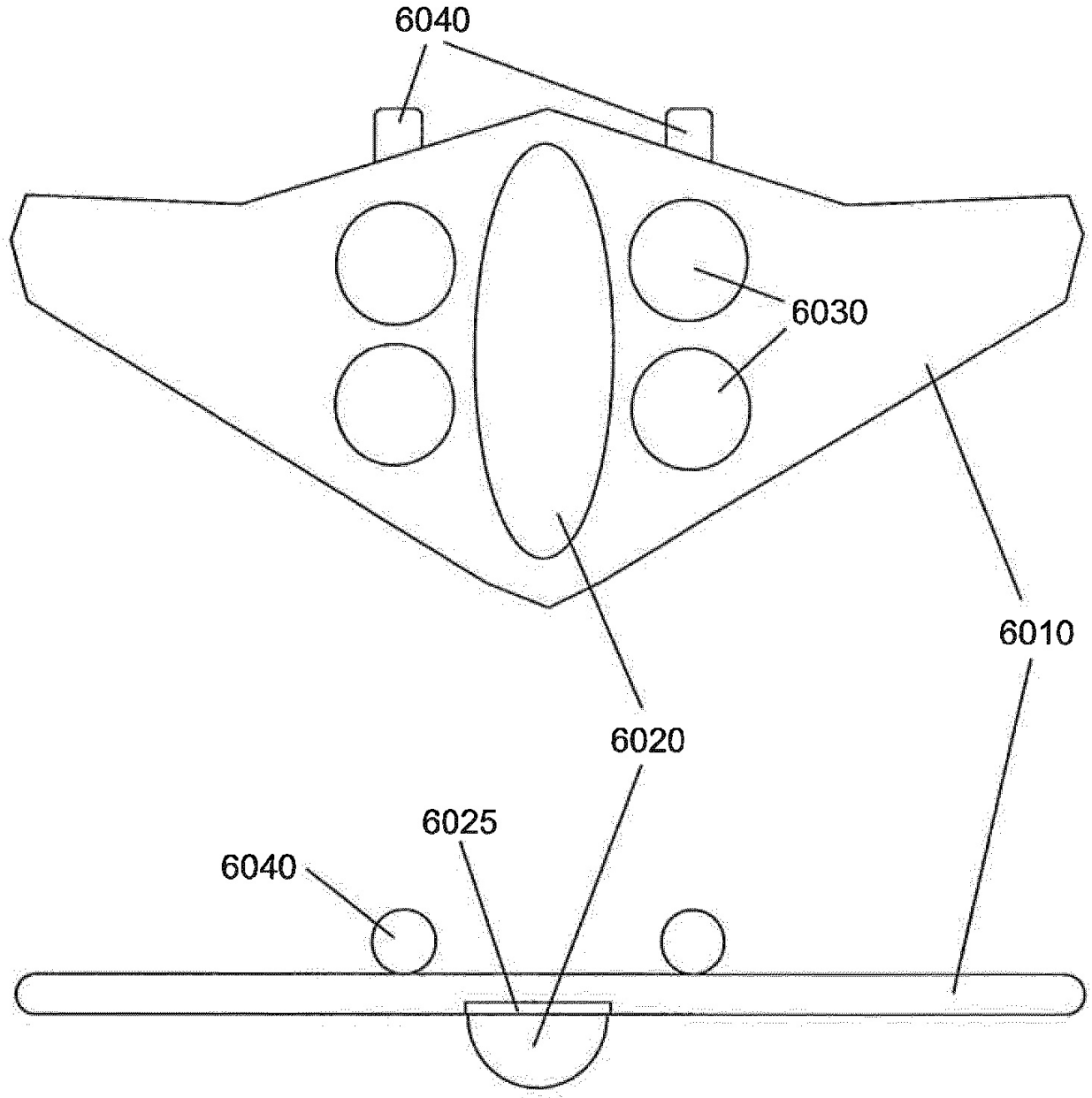


FIG. 59



6000

FIG. 60.