

19



OFICINA ESPAÑOLA DE  
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 744 631**

51 Int. Cl.:

**B64C 39/02** (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

86 Fecha de presentación y número de la solicitud internacional: **25.07.2013 PCT/US2013/051959**

87 Fecha y número de publicación internacional: **17.04.2014 WO14058510**

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **25.07.2013 E 13845941 (7)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **26.06.2019 EP 2879954**

54 Título: **Sistemas aéreos no tripulados**

30 Prioridad:

**01.08.2012 US 201261678501 P  
01.08.2012 US 201261678507 P  
01.08.2012 US 201261678503 P  
01.08.2012 US 201261678517 P  
01.08.2012 US 201261678525 P  
01.08.2012 US 201261678529 P  
01.08.2012 US 201261678521 P**

45 Fecha de publicación y mención en BOPI de la traducción de la patente:  
**25.02.2020**

73 Titular/es:

**BYE UAS INC. (100.0%)  
317 Commercial Street NE  
Albuquerque, NM 87102, US**

72 Inventor/es:

**BYE, GEORGE y  
BICKEL, MATT**

74 Agente/Representante:

**ISERN JARA, Jorge**

**ES 2 744 631 T3**

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

**DESCRIPCIÓN**

Sistemas aéreos no tripulados

5 Campo técnico

La presente invención se refiere al campo de los pequeños sistemas de aeronaves no tripulados (pSANT, sUAS por sus siglas en inglés), y más particularmente a un vehículo aéreo no tripulado y un kit de sistema de aeronave no tripulado.

10 Antecedentes

Los vehículos aéreos no tripulados (VANT, UAV por sus siglas en inglés) están aumentando en importancia en una gama de aplicaciones, que incluyen militares, de seguridad, de vigilancia, de mapeo, de aplicación de la ley, de seguridad fronteriza, de interdicción de drogas y una amplia diversidad de aplicaciones de seguridad pública. Los VANT tienen la tarea de una amplia diversidad de misiones. Sin embargo, un VANT optimizado para una misión a menudo será menos efectivo en una misión diferente. Por ejemplo, un VANT optimizado para largos tiempos de vuelo podría no tener la velocidad o maniobrabilidad deseada para otras misiones. Además, los VANT a menudo se usan en entornos en los que es costoso y arriesgado transportar múltiples VANT. Además, los VANT son propensos a daños, lo que puede conducir a costosos costes de reparación o reemplazo, y la pérdida de misiones si un VANT necesario no está disponible debido a daños. El término VANT se ha reemplazado en muchos casos con sistema de aeronaves no tripuladas (SANT) para reflejar el hecho de que estos son algo más que simplemente vehículos aéreos no tripulados, en lugar de una colección de sistemas integrados complejos, en los que el vehículo aéreo no tripulado es uno de estos sistemas integrados. El documento WO2007066895 describe el equipo de aterrizaje vertical para una aeronave multiusos de control por radio. El documento US2776622 describe un dispositivo para conectar cohetes auxiliares a una máquina voladora. El documento US2005/0230535 describe un vehículo aéreo no tripulado sumergible y un sistema de lanzamiento, recuperación y relanzamiento en el mar.

La presente invención proporciona un vehículo aéreo no tripulado según la reivindicación independiente 1 y un kit de sistema de aeronave no tripulada según la reivindicación independiente 7, con aspectos adicionales de la invención definidos en las reivindicaciones dependientes. Un sistema de aeronave no tripulada (SANT), que incluye un VANT integrado y todos los componentes y subsistemas relacionados, puede empaquetarse y transportarse como un kit, y personalizarse para adaptarse a los perfiles de misión deseados, y repararse fácilmente mediante el reemplazo de componentes o subsistemas dañados. La presente invención proporciona además componentes y subsistemas SANT que facilitan el funcionamiento de baja potencia y bajo ruido, y tiempos de vuelo prolongados.

35 Breve descripción de las figuras

La figura 1 es una ilustración de un ejemplo de aparato de lanzamiento y recuperación según la presente invención.  
 La figura 2 es una vista inferior de un VANT con un módulo de lanzamiento y recuperación instalado.  
 La figura 3 es una ilustración de un VANT con un paracaídas de recuperación como se describió anteriormente desplegado.  
 La figura 4 es una ilustración a lo largo de la sección BB de la figura 2.  
 La figura 5 es una ilustración a lo largo de la sección CC de la figura 2.  
 La figura 6 es una ilustración del detalle D de la figura 5.  
 La figura 7 es una ilustración a lo largo de la sección EE de la figura 5.  
 La figura 8 proporciona una vista isométrica de un aparato de fijación de alas según la presente invención.  
 La figura 9 es una ilustración del soporte de ala integral, que es una realización de ejemplo desde la parte superior (o inferior si se trata de una configuración de ala montada en la parte inferior).  
 La figura 10 es una ilustración del detalle A identificado en la figura 9.  
 La figura 11 es una ilustración de un conector de dos botones de liberación rápida como se menciona en relación con la figura 8.  
 La figura 12 proporciona vistas superior, isométrica, frontal y lateral de una pala de hélice según la presente invención.  
 La figura 13 proporciona una vista frontal de una pala de hélice según la presente invención, con secciones identificadas.  
 La figura 14 proporciona vistas en sección a escala de una pala de hélice según la presente invención.  
 La figura 15 proporciona una vista de una hélice ensamblada según la presente invención.  
 Las figuras 16, 17 proporcionan ilustraciones de un cubo de apoyo de ejemplo.  
 La figura 18 es una ilustración isométrica de una realización de ejemplo de la presente invención.  
 La figura 19 es una ilustración de una realización de ejemplo desde arriba, que muestra la sección CC.  
 La figura 20 es una ilustración de la sección CC.  
 La figura 21 es una ilustración de una vista frontal de una punta de ala según la presente invención.  
 La figura 22 proporciona una ilustración de un VANT de ejemplo según la presente invención.  
 La figura 23 proporciona una ilustración de un VANT de ejemplo según la presente invención.  
 La figura 24 proporciona una representación esquemática de la administración de energía según la presente

invención.

Modos de llevar a cabo la invención y aplicabilidad industrial

5 La presente invención proporciona un kit SANT que puede acomodar una configuración basada en el campo del VANT y el reemplazo de componentes dañados. Un kit de ejemplo comprende uno o más fuselajes VANT, uno o más juegos de alas y uno o más juegos de puntas de alas. El kit puede comprender además una o más cargas útiles, tales como sensores y armas. El kit puede comprender además uno o más sistemas de generación y almacenamiento de energía, tales como baterías, pilas de combustible y generadores.

10 La capacidad de acomodar diferentes alas puede permitir que un VANT ensamblado en el campo desde el kit se optimice para una diversidad de misiones diferentes. Por ejemplo, el kit puede comprender tres conjuntos de alas, cada uno de los cuales se caracteriza por parámetros tales como longitud, cuerda, ancho, peso y forma de la superficie de sustentación. Una vez que se conoce la misión deseada, el conjunto de alas que proporciona el mejor rendimiento para ese perfil de misión se puede seleccionar del kit y montar con el fuselaje. Si el VANT se recupera en el campo, se puede reconfigurar para un rendimiento óptimo en una misión posterior al reemplazar el conjunto de alas. Como ejemplos, las misiones pueden variar en sus requisitos de tiempo en el aire, velocidad de vuelo, altitud, capacidad de carga, capacidad de generación de energía fotovoltaica basada en alas, etc. La capacidad de seleccionar configuraciones de ala en el campo puede permitir que un solo kit SANT sirva para múltiples misiones, sin la necesidad de suministrar, transportar y mantener múltiples VANT completos. Los conjuntos de alas múltiples también pueden permitir el funcionamiento continuo de un VANT incluso si un conjunto de alas está dañado. Al menos un conjunto de alas puede comprender alas con capacidad integrada de generación fotovoltaica.

25 La inclusión de múltiples conjuntos de puntas de ala puede proporcionar una optimización de misión similar a la provisión de múltiples conjuntos de alas. Las puntas de las alas pueden ser particularmente susceptibles al daño; Por ejemplo, en la recuperación de un VANT, las puntas de las alas pueden ser una parte del VANT expuesta a colisión o daño. Las puntas de las alas son pequeñas en relación con el VANT general, por lo que se puede incluir un número relativamente grande en un kit, lo que permite múltiples reemplazos y extiende el tiempo que el kit SANT puede permanecer en uso antes de su retiro o renovación.

30 La inclusión de múltiples fuselajes puede permitir que el kit acomode misiones muy variadas. Por ejemplo, un fuselaje optimizado para armas puede ser muy diferente de uno optimizado para sensores; la inclusión de ambos en el kit puede permitir que se despliegue un solo kit que pueda acomodar la selección de misión después del despliegue. Las hélices pueden montarse con cada fuselaje, y se pueden incluir múltiples diseños de hélices para permitir una personalización adicional de la misión. Como ejemplo, una hélice de 6 palas puede ser adecuada.

35 En la medida permitida por el (los) fuselaje (s), también se puede incluir una pluralidad de cargas útiles en el kit. Como ejemplos, diferentes sensores pueden tener diferentes requisitos de potencia. La capacidad de seleccionar sensores para los requisitos de la misión puede permitir compensaciones basadas en el campo entre la capacidad del sensor y el tiempo de vuelo, por ejemplo.

40 El ensamblaje de los diversos componentes en el kit en un VANT confiable puede depender de diseños de sistemas de conexión adecuados. En las siguientes secciones se describen ejemplos de conexiones de ala-fuselaje adecuadas y conexiones de ala-punta de ala. Las características que facilitan el funcionamiento de baja potencia y bajo ruido, y los tiempos de vuelo prolongados, también se describen en las siguientes secciones.

Lanzamiento y módulo de recuperación.

50 En muchas aplicaciones, puede ser importante que el VANT se inicie y se recupere sin requerir una infraestructura fija, tales como pistas de aterrizaje, y sin requerir peso adicional para características como el tren de aterrizaje. Además, puede ser importante lanzar un VANT sin consumir energía limitada. Además, puede ser importante poder lanzar un VANT sin requerir equipos de lanzamiento voluminosos tales como "tirachinas" o personal especializado para lanzar el VANT manualmente.

55 La figura 1 es una ilustración de un aparato de ejemplo según la presente invención. El aparato comprende un módulo que se puede montar con un VANT. El aparato se puede configurar como una unidad reemplazable en campo para facilitar ciclos repetidos de lanzamiento/recuperación. Además, partes del aparato pueden montarse permanentemente con el VANT con partes configuradas como unidades reemplazables en campo. El aparato comprende una placa base 104, un motor de cohete 101, un paracaídas de recuperación 103, un mecanismo de despliegue de paracaídas y un carenado con la puerta 102 para cubrir el módulo. El motor del cohete se monta con la placa base. La placa base está configurada para montarse de forma segura con el VANT, por ejemplo mediante pasadores, pestañas, pernos u otros mecanismos conocidos por los expertos en la materia. El paracaídas y el mecanismo de despliegue del paracaídas se montan con la placa base. Como alternativa, pueden montarse con el VANT. El carenado y la puerta se montan con el VANT y opcionalmente con la placa base (por ejemplo, si toda la unidad está diseñada para ser reemplazable en campo), y se configura para ajustarse a las características aerodinámicas deseadas para el VANT.

En funcionamiento, el aparato se monta con el VANT antes del lanzamiento. El VANT se puede orientar a lo largo de una dirección de vuelo deseada, como ejemplos dispuestos a lo largo de una superficie inclinada en una dirección deseable, montado con un riel de guía orientado en una dirección de lanzamiento deseada, o mantenido en una posición de inicio y orientación deseadas por el personal de campo. El motor del cohete se puede energizar, por ejemplo, mediante activación manual o por control remoto. El motor del cohete proporciona entonces energía inicial para el lanzamiento del VANT, después de lo cual el sistema de propulsión a bordo del VANT toma el control. El motor del cohete puede proporcionar la alta energía necesaria para el lanzamiento sin utilizar cantidades indeseables de combustible del VANT, y el combustible del VANT, la aerodinámica y el sistema de propulsión pueden optimizarse para las características del vuelo de la misión (por ejemplo, largo alcance, eficiencia, silencio) sin concesiones que podrían necesitarse si también tuvieran que proporcionar el lanzamiento inicial.

Cuando se desea recuperar el VANT, la puerta se puede abrir, por ejemplo, por control remoto o detectando una posición particular del VANT (por ejemplo, recuperarse cuando alcanza una ubicación predeterminada) o una condición (por ejemplo, recuperarse cuando el combustible alcanza un nivel predeterminado). El mecanismo de despliegue del paracaídas se puede activar, y el paracaídas actuará para permitir que el VANT descienda a una velocidad controlada para ser atrapado o aterrizar (por ejemplo, en el terreno o en una superficie elástica seleccionada, tal como vegetación natural o una superficie de recuperación sintética).

El aparato está configurado para montarse de forma extraíble con el VANT, el aparato se puede extraer y un aparato de reemplazo, con motor de cohete no utilizado y paracaídas plegado, se puede montar con el VANT como parte de la preparación del VANT para otro vuelo. El VANT se puede relanzar rápidamente.

La figura 2 es una vista inferior de un VANT con un módulo de lanzamiento y recuperación instalado. El módulo de lanzamiento y recuperación se puede instalar en la parte superior o inferior, como se muestra. La instalación en la parte inferior puede tener beneficios para algunas aplicaciones. Por ejemplo, el despliegue del paracaídas desde la parte inferior puede permitir que cualquier fuerza de impacto del encuentro del VANT con la superficie de recuperación se encuentre en la parte superior del VANT, de modo que la electrónica o la óptica sensible que se montan con la parte inferior del VANT (común con aplicaciones de vigilancia que miran hacia abajo) están protegidas. La ilustración en la figura 2 identifica varias secciones que se usan en otras figuras.

La figura 3 es una ilustración de un VANT con un paracaídas de recuperación como se describió anteriormente desplegado. El detalle en la figura 1 se representa en el cuadro etiquetado A en la figura 3. La orientación de arriba hacia abajo del VANT cuando se despliega el paracaídas se puede ver en la figura.

La figura 4 es una ilustración a lo largo de la sección BB de la figura 2. La placa base 104 se monta con el cuerpo del VANT. Un soporte de motor 106 y una correa de motor 105 se montan con la placa base y sujetan de forma segura el motor 101 en relación con el VANT, de modo que la fuerza generada por el motor se transmite al VANT para su lanzamiento, y el motor no cambia ni daña el VANT. La placa base se puede asegurar aún más al VANT con pasadores u otros mecanismos que faciliten la transferencia de fuerza y faciliten la instalación del módulo en el VANT.

La figura 5 es una ilustración a lo largo de la sección CC de la figura 2. Una placa de lanzamiento de paracaídas está configurada para aceptar un paracaídas. Uno o más (dos en la figura) mecanismos de despliegue de paracaídas se montan con la placa de lanzamiento de paracaídas de manera que los mecanismos obligarán al paracaídas a alejarse del VANT para que se despliegue.

La figura 6 es una ilustración del detalle D de la figura 5. Los resortes 601 se usan en este ejemplo como mecanismo de despliegue de paracaídas. El (los) resorte (s) empujan hacia arriba (como se define en la figura) en la placa de lanzamiento del paracaídas de manera que forzará al paracaídas a alejarse del VANT cuando se abra la puerta. La puerta en su posición cerrada resiste la fuerza de los resortes y mantiene el paracaídas plegado dentro del VANT. También es visible en la figura una pestaña 602 que sirve para sostener el aparato montado con el VANT. La puerta puede abisagrarse en su lado de popa (en relación con el VANT) y engancharse en su lado delantero, de modo que las fuerzas aerodinámicas ayuden a abrir la puerta cuando se suelta el pestillo.

La figura 7 es una ilustración a lo largo de la sección EE de la figura 5. El paracaídas no se representa en la figura, aunque se puede ver la placa de lanzamiento del paracaídas 702. La ubicación del pestillo de la puerta 701, indicado anteriormente, se puede ver en la figura.

El módulo se puede montar con el VANT mediante pasadores y pestañas o clips. El módulo de lanzamiento y recuperación se puede extraer de la aeronave presionando todas las pestañas y tirando del módulo. La secuencia de carga de paracaídas es plegar y envolver las líneas de paracaídas en el tamaño requerido; presionar el paracaídas contra la placa de lanzamiento cargada por resorte; mantener el paracaídas en su lugar mientras presiona la puerta en su lugar; accionar el pestillo a través del servo. La secuencia de despliegue de paracaídas libera el pestillo a través del servo; la placa de lanzamiento cargada por resorte forzará entonces la puerta a abrirse y el paracaídas fuera de la aeronave.

La presente invención puede comprender diversos procedimientos de lanzamiento de VANT. Como ejemplo, puede

erigirse una plataforma o riel corto (0,9 a 1,8 m (3' a 6' pies)), y la aeronave se coloca sobre él y se lanza desde allí. Este procedimiento tiene la ventaja de que el personal puede colocarse a cierta distancia del cohete cuando se enciende. El procedimiento de lanzamiento con dicho riel o plataforma implicaba ensamblar el riel/plataforma según sea necesario, colocar la aeronave en la parte superior del riel/plataforma, encender el cohete y arrancar el motor de la hélice aproximadamente al mismo tiempo.

También hay varios procedimientos de recuperación adecuados para usar con la presente invención. Dado que el paracaídas se desplegará y el VANT flotará hacia abajo sin dirección o control, puede ser conveniente disponer la recuperación en un área de aterrizaje segura y protegida (es decir, "suave"). El paracaídas puede coincidir con el VANT y las condiciones de operación esperadas para que el paracaídas disminuya la velocidad de descenso del VANT a no más de 16 km/h (10 mph). A esa velocidad, el VANT puede ser atrapado por el personal o aterrizado en una forma de área acolchada/enredada.

El paracaídas puede estar hecho de un tejido de nylon o material similar, tal como un material de paracaídas estándar comúnmente conocido como Ripstop. Los cables pueden ser de cualquier cuerda lo suficientemente fuerte como para soportar la carga esperada, por ejemplo 2,3-4,5 kg (5-10 lbs) en un VANT de ejemplo. El material se puede coser en un paracaídas de forma hexagonal con 6 cuerdas. El tamaño del paracaídas puede variar con el peso del VANT y puede dimensionarse después de completar un peso exacto del vehículo. Las pruebas pueden ayudar a garantizar el equilibrio durante el descenso, así como la velocidad de descenso.

El motor del cohete puede fabricarse a medida para el VANT en el que se montará la invención, para obtener la potencia de empuje adecuada, el tiempo de empuje y, si se requiere algún cambio de empuje, dependiendo del peso del vehículo y las necesidades de rendimiento de despegue. Durante el diseño inicial, se seleccionó un cohete de tamaño "G" listo para usar, basado en la estimación de peso actual del VANT de prueba. Un solo cohete, de tamaño adecuado, puede ser suficiente en muchas aplicaciones VANT.

#### Sistema de conector para fijación robusta y facilidad de configuración de componentes VANT.

En muchas aplicaciones, puede ser deseable que un solo fuselaje VANT sea configurable en el campo para diversos perfiles de misión. Por ejemplo, se pueden requerir diferentes tiempos o distancias de vuelo, diferentes requisitos de velocidad o altitud, o diferentes cargas útiles, y puede ser ventajoso poder reconfigurar un solo sistema VANT en el campo para acomodarlos. La presente invención proporciona procedimientos y aparatos para conectar alas a un VANT que permiten diferentes configuraciones de alas (por ejemplo, forma de la superficie de sustentación, envergadura, cargas útiles transportadas por alas) para montarse de manera fácil y segura con un fuselaje VANT.

La figura 8 proporciona una vista isométrica de un aparato de fijación de alas según la presente invención. El ala 801 tiene un tubo 805 que sobresale que encaja en un tubo más grande 806 unido dentro de una parte de montaje del ala 803 del fuselaje 802. Dentro del tubo del ala 806 hay un conector de dos botones de liberación rápida (se muestra en detalle en otra figura) que se utiliza para bloquear positivamente el ala 801 en la aeronave. El conector de dos botones se presiona mientras se deslizan los tubos 805, 806 juntos. Una vez que el conector de dos botones alcanza los orificios de retención 807 en el tubo más grande 806, el ala 801 se asegura en su lugar. El revestimiento del fuselaje superior 803 tiene un bolsillo en la parte superior (o inferior, en el caso de un ala montada en la parte inferior) para presionar el conector de dos botones para extraer el ala, y también se puede usar, por ejemplo, para acceder a las conexiones eléctricas. Una puerta 804 cubre el bolsillo, y está articulado en el lado delantero y enganchado en el lado trasero. El diseño del interior del bolsillo, así como la función de desplazamiento de la puerta, pueden añadir una rigidez significativa a esta área.

El orificio central se puede usar como una ruta de cableado eléctrico hacia el ala que soportará el servocontrol del alerón. El pequeño orificio puede ayudar a evitar la rotación del ala alrededor del tubo grande. El pequeño orificio se puede acoplar con un pasador en un ala modular (no visible en la figura). Esta conexión puede reducir la tensión rotacional en el tubo grande y la conexión de dos botones para estabilizar y restringir de manera segura todas las direcciones de movimiento.

La figura 9 es una ilustración de una realización de ejemplo, conocida como soporte de ala integral, desde la parte superior (o inferior si se trata de una configuración de ala montada en la parte inferior).

La figura 10 es una ilustración del detalle A identificado en la figura 2. Esto detalla la conexión entre mástil y soporte de ala integral a través del conector de 2 botones. Este bolsillo se usa para permitir el acceso al fuselaje y resulta útil al enrutar cables. Los dos orificios hacia la parte inferior del detalle A ilustran los orificios de fijación que pueden permitir la conexión desde el soporte de ala integral al fuselaje.

La figura 11 es una ilustración de un conector de dos botones de liberación rápida como se menciona en relación con la figura 8, en este ejemplo, el conector de dos botones es una pieza estándar disponible de McMaster, número de pieza 92988A730. El conector puede estar hecho de un acero inoxidable dúctil que sea capaz de soportar presiones de flexión sin deformarse permanentemente. Estos conectores se pueden hacer mediante un procedimiento de fabricación por estampado con tinte. Con piezas pequeñas tal como estas, los procedimientos de estampado con tinte

junto con el tratamiento térmico para garantizar las cualidades de ductilidad proporcionan una forma rápida y precisa de producir en masa estos conectores. Las pruebas de conector de doble botón pueden asegurarse mejor que un solo botón porque no solo se asegura de manera que el ala no se puede sacar del soporte integral del ala, sino que también ayuda a evitar la rotación del ala. Las dimensiones de ejemplo para el conector pueden ser un pasador de diá. = 0,64 cm ( $\frac{1}{4}$ "); alt. = 0,64 cm ( $\frac{1}{4}$ "); con patas de longitud = 3,81 cm ( $1\frac{1}{2}$ " ) y anchura = 0,95cm ( $\frac{3}{8}$ "). El conector se monta dentro del tubo del ala, sobresaliendo cada botón de un orificio correspondiente en el tubo del ala.

La presente invención permite la extracción y fijación conveniente y confiable de alas, lo que permite una fácil personalización de alas para misiones específicas, por ejemplo, diferentes longitudes, superficies de sustentación, superficies de control, características montadas en alas, capacidad de generación de energía, etc.

#### Hélice plegable de 6 palas para un funcionamiento silencioso y eficiente del VANT.

En muchas aplicaciones, es importante que el VANT pueda convertir eficientemente su suministro de energía en vuelo prolongado. En muchas aplicaciones, es importante que el VANT evite llamar la atención sobre sí mismo, por ejemplo, al generar ruido que haga que los observadores noten el VANT y permitan determinar su ubicación. La tecnología de propulsión VANT actual no proporciona hélices que ofrezcan la combinación de vuelo eficiente y funcionamiento silencioso requerido para muchas aplicaciones. La presente invención proporciona un diseño de hélice que es especialmente adecuado para su uso en VANT, y proporciona un funcionamiento silencioso y eficiente.

La presente invención proporciona una hélice que es adecuada para el funcionamiento eficiente y silencioso de los VANT. Una hélice de ejemplo según la presente invención comprende un cubo de hélice con 6 palas montadas con el mismo. El cubo puede estar hecho de metal, tal como aluminio, o de otros materiales con características de rendimiento adecuadas. Las palas pueden estar hechas de plástico de alta densidad, fibra de carbono o de otros materiales con características de rendimiento adecuadas.

La figura 12 proporciona vistas superior, isométrica, frontal y lateral de una pala de hélice según la presente invención. Las dimensiones mostradas son solo ejemplos, y son las que se usan en pruebas que demuestran las ventajas de rendimiento proporcionadas por esta realización de ejemplo.

La figura 13 proporciona una vista frontal de una pala de hélice según la presente invención, con secciones identificadas. La figura 14 proporciona vistas en sección a escala de una pala de hélice según la presente invención.

Se puede fabricar una pala de hélice según la presente invención produciendo primero una representación 3D de la pala prevista, que generalmente se realiza a través de un diseño CAD. Una vez creado este diseño CAD, servirá entonces como la base del procedimiento de fabricación. Hay dos técnicas de fabricación comúnmente utilizadas para convertir un modelo CAD en 3D en una pala de hélice tangible. Ambas técnicas de ingeniería son procedimientos de fabricación estándar. La primera técnica es la impresión 3D de producción rápida. Con esto, el modelo CAD se convierte en un programa de software que comunica con el sistema de impresión 3D la forma y el tamaño de la pala de la hélice. De forma autónoma, se colocan capas de plástico de alta densidad hasta que se logra una pieza completa que se ajusta a las especificaciones del modelo CAD. El molde se crea primero, y el plástico de alta densidad se coloca en capas uno por uno en el molde hasta que se crea la pieza real. El molde y la pieza, una vez que se ha formado la estratificación, se colocan luego en una solución que disuelve el molde dejando la pieza final. La impresión 3D se usa generalmente para piezas a corto plazo y se considera beneficiosa en las etapas de creación de prototipos. Esta es una progresión lógica ya que un molde anterior se crea para una pieza, y se destruye cada vez que se crea una pieza, por lo tanto, la pieza individual es más costosa que las creadas por moldes de herramientas duras.

El termoformado es otra técnica de fabricación que puede producir una representación física de una pala de hélice modelada por CAD. La primera etapa en el procedimiento implica la comunicación de la forma y el tamaño de la pala de la hélice a un sistema de control numérico por ordenador (CNC). Autónomamente, el CNC da forma a una herramienta que actuará como molde para dar forma a la pala cuando se termoforme. La herramienta se bloquea en un soporte de termoformado mientras que el plástico de alta densidad se calienta en un horno. Cuando el material alcanza un estado flexible al calentarse, la lámina de plástico se coloca encima de la herramienta y se aspira hasta que el plástico adopta la forma de la herramienta; dejando una forma terminada de la pala de la hélice en la lámina de plástico. La forma de la pala de plástico se corta luego de la lámina. Se hacen herramientas para ambos lados de la pala y pasan por los procedimientos de termoformado. Después de hacer las dos mitades de la pala, pueden unirse para formar una forma 3D terminada, que es el producto final de la pala de la hélice. Este procedimiento es muy adecuado para palas de hélice de producción en masa. Una vez que se crean las herramientas y se recuperan los gastos de fabricación, las palas de la hélice son baratas de crear, ya que las herramientas duras se pueden usar para crear miles de palas de hélice antes de que se destruyan.

Para optimizar las formas de las hélices, tales como las que se muestran en las figuras y como se describe en general en esta invención, la impresión 3D de producción rápida puede ser adecuada para crear las palas de la hélice prototipo inicial a medida que se congelan los diseños y se resuelven los problemas del procedimiento. Luego, una vez que el procedimiento de diseño esté listo para la producción, puede ser adecuado un procedimiento de termoformado, si los volúmenes de producción más altos justifican la inversión necesaria para crear herramientas duras listas para la

5 producción. En este punto, se pueden usar diferentes materiales para el procedimiento de producción que no sean de plástico de alta densidad, por ejemplo, fibra de carbono. Sin embargo, la fibra de carbono puede tener desventajas en una aplicación VANT debido al alto impacto del procedimiento de lanzamiento/recuperación para un VANT. Incluso las palas de la hélice de fibra de carbono pueden perderse o destruirse, de modo que puede ser más rentable utilizar un material menos costoso como plástico de alta densidad.

10 La figura 15 proporciona una vista de una hélice ensamblada según la presente invención. Un cubo de apoyo está configurado para montarse con un eje de propulsión. Las palas de la hélice se montan con el cubo de apoyo, por ejemplo con tornillos de cabeza y tuercas de seguridad como se muestra en la figura. Se muestra en la figura: pala de apoyo 151, hilandero 152, collar 153, tuerca 156, arandela 157, contratuerca de nylon 159, tornillo de cabeza hueca 158, y bolsillo del eje del motor 154.

15 Las figuras 16, 17 proporcionan ilustraciones de un cubo de apoyo de ejemplo. Las dimensiones en las figuras están en pulgadas. El cubo de apoyo se puede producir en aluminio u otro metal utilizando técnicas de mecanizado convencionales. Otros materiales también pueden ser adecuados, con procedimientos de producción adecuados para el material elegido.

20 La realización de ejemplo ilustrada en las figuras se comparó con una hélice de configuración de 2 palas. Las ventajas de la presente invención, en mayor potencia, mayor eficiencia y menor ruido, se pueden ver en la tabla 1.

Tabla 1

4,45N (1 lb) de empuje	RPM requerido	Ruido a 3 metros	Energía requerida
Realización de 6 palas	2.500	64,8dB	67 vatios
Comparación de 2 palas	4.000	72,2dB	94 vatios
8,9N (2 lb) de empuje			
Realización de 6 palas	3.500	73,1dB	155 vatios
Comparación de 2 palas	5.500	79,8dB	189 vatios

25 Como se indicó en la última sección, es probable que el material utilizado para las palas de la hélice sea un plástico de alta densidad o fibra de carbono. Las variaciones de la pala de la hélice son de miles basadas en las muchas variables del diseño, tales como la longitud de la cuerda, el ángulo de ataque (inclinación), la longitud de la pala, los materiales, etc. El montaje de la pala en el cubo o el cubo en el motor puede ser variado también. Como ejemplo, el mecanismo de montaje del cubo puede modificarse para eliminar el soporte basado en fricción y cambiar a una característica de bloqueo positivo, tal como una llave o un tornillo de fijación.

30 Puntas de ala extraíbles en aplicaciones VANT.

35 Las características aerodinámicas de un VANT pueden ser muy importantes para su rendimiento exitoso. Las puntas de las alas, como un ejemplo, pueden diseñarse cuidadosamente para proporcionar el rendimiento deseado en condiciones particulares de vuelo, tales como tiempo en el aire, eficiencia energética, maniobrabilidad, ruido producido, etc. Sin embargo, las puntas de las alas a menudo están expuestas a daños, especialmente en el lanzamiento y la recuperación en las que la ubicación en los extremos de las alas significa que pueden soportar la peor parte de cualquier impacto, aterrizaje o fuerzas de colisión. Una punta de ala dañada puede requerir la reparación o el reemplazo de un VANT completo, o al menos de un ala si el VANT aloja el reemplazo del ala. Esto puede ser un gasto significativo, puede requerir el transporte de alas de repuesto voluminosas y costosas, y puede comprometer los requisitos de la misión si el reemplazo requerido no es adecuado para el personal o las condiciones del campo.

40 La presente invención proporciona procedimientos y aparatos que acomodan el reemplazo a nivel de campo de las puntas de las alas, facilitando la personalización de las características aerodinámicas y permitiendo el reemplazo fácil de las puntas de las alas dañadas.

45 La figura 18 es una ilustración isométrica de una realización de ejemplo de la presente invención. Un ala 1801 comprende los primeros 1811 y segundos orificios 1812 en su extremo distal (en relación con el VANT al que está o estará unido). Uno o ambos orificios pueden comprender un tubo unido con el ala 1801. Una punta de ala 1814 tiene los primeros 1815 y segundos pasadores 1816 montados con la punta del ala, configurados para ajustarse firmemente en los orificios correspondientes en el ala. Los pasadores pueden comprender tubos unidos con la punta del ala 1814.

50 La figura 19 es una ilustración de una realización de ejemplo desde arriba, que muestra la sección CC. La figura 20 es una ilustración de la sección CC. El primer tubo 1815 encaja dentro del primer orificio 1811 deslizándose dentro del orificio. Un pasador 1817 encaja dentro de los orificios en el primer tubo 1815 y las paredes del primer orificio 1811 para bloquear los dos juntos. El segundo pasador (no se muestra en esta figura) y el segundo orificio (no se muestra en esta figura) ayudan a resistir la rotación de la punta del ala en relación con el ala. Otras características podrían proporcionar una función similar; por ejemplo, una lengüeta y un surco coincidentes, o superficies superpuestas de ala/punta de ala. El pasador 1817 puede dimensionarse de manera que se extienda a través del ala y una pared, tanto del primer tubo 1815 como del primer orificio 1811, o puede dimensionarse para extenderse a través de las paredes

opuestas, o puede dimensionarse para extenderse por todo el ensamblaje del ala. El revestimiento del ala se puede embolsar, sangrar, o avellanar para minimizar o eliminar el impacto de arrastre de la cabeza del pasador 1817. El pasador 1817 puede sujetarse en el ensamblaje mediante fricción, mediante un acoplamiento de fijación roscado, mediante un pasador cargado por resorte que se acopla en el ala o que se extiende en un hueco interior del primer orificio 1811, u otro medio de retención. El pasador se puede extraer agarrando la cabeza y tirando, después de acomodar primero cualquier mecanismo de retención empleado.

En uso, las puntas de las alas diseñadas para los requisitos específicos de la misión se pueden transportar y colocar en las alas en cualquier momento antes del vuelo. Se puede transportar una gama más amplia de puntas, ya que cada punta de ala representa mucho menos espacio y peso que un ala correspondiente. Además, las puntas de las alas dañadas se pueden reemplazar fácilmente en el campo. Esto puede permitir tiempos de despliegue más largos, ya que la presente invención permite transportar una mayor cantidad de puntas de las alas de lo que sería posible si se necesitaran reemplazar alas completas. También puede reducir los costos, ya que las alas no dañadas pueden reutilizarse. También puede permitir una gama más amplia de escenarios de lanzamiento y recaptura, ya que el coste operativo y financiero de una punta de ala dañada se reduce mucho.

Las puntas de las alas según la presente invención pueden producirse utilizando un material plástico de baja densidad y bajo coste, junto con procedimientos estándar de la industria para fabricar las puntas de las alas. Este mismo material y técnica de fabricación se pueden usar para crear los pasadores que están diseñados para unir las puntas de las alas con el ala, que pueden ser del mismo material o de un material diferente (por ejemplo, las alas de fibra de carbono pueden ser adecuadas). Como alternativa, las puntas de las alas pueden estar hechas de materiales compuestos pre-preg de fibra de carbono. Las puntas de las alas hechas de este material comparten muchas de las mismas ventajas del material plástico de bajo coste, aunque puede ser un procedimiento y material de fabricación más costoso. También puede ser más costoso producir en masa puntas de alas pre-preg de fibra de carbono y los costes adicionales pueden mitigar algunas de las ventajas de las características "desechables" disponibles con las puntas de las alas según la presente invención.

En algunas aplicaciones, una punta de ala adecuada puede ser de aproximadamente 33,5 cm (13,2 pulgadas) desde el borde de ataque hasta la punta posterior, aproximadamente 22,9 cm (9,0 pulgadas) desde la punta hasta la superficie que se monta con el ala, y puede ser de aproximadamente 5,8 cm (2,3 pulgadas) desde la superficie inferior hasta la superficie superior de la punta hacia arriba (véase la figura 21).

#### VANT de energía solar para perfiles de vuelo prolongados.

En muchas aplicaciones, es importante que el VANT pueda permanecer en el aire durante períodos prolongados, por ejemplo, para mantener la vigilancia durante un período prolongado de tiempo, patrullar un área grande u operar en un área lejos de las ubicaciones aceptables de lanzamiento y recuperación. La presente invención proporciona un VANT con motor eléctrico con ventajas en aplicaciones que requieren tiempos de vuelo prolongados.

Las figuras 22 y 23 proporcionan ilustraciones de VANT de ejemplo según la presente invención. Los VANT comprenden un fuselaje, alas, propulsión de la hélice, cola y electrónica (no se ve). Las alas y otras superficies pueden comprender paneles fotovoltaicos integrados 2201. Este aspecto se describe más completamente en otra parte de esta invención.

El sistema de propulsión puede comprender una o más hélices de 6 palas (una mostrada en la figura 23, aunque las hélices gemelas montadas en popa como se muestra la figura 22 también puede ser adecuado). Las hélices adecuadas pueden proporcionar una conversión altamente eficiente de la energía almacenada en propulsión, como se describe en otra parte de esta invención.

La figura 24 proporciona una representación esquemática de la administración de energía según la presente invención. El sistema de administración de energía utiliza el panel fotovoltaico de película delgada (TFPV) que está incrustado en la superficie del ala del SANT. Esto le permite recolectar eficientemente la energía solar que se convierte en energía eléctrica, que se enruta a través de una placa de circuito de acondicionamiento. Esto permite que los 23 voltios de electricidad que se recogen del TFPV se acondicionen en una fuente de energía que alimenta tanto la batería principal como la batería auxiliar. Además, la placa de circuito de acondicionamiento permite que la energía del TFPV gotee, según sea necesario, tanto en la batería principal como en la batería auxiliar, al tiempo que proporciona el equilibrio de celda necesario. Mientras brille la luz, el TFPV tendrá energía solar distribuida a través de la batería principal y la auxiliar, por lo tanto, alimentando el sistema como un todo. Aunque la corriente eléctrica generada a través del TFPV es pequeña en sí misma, debido al flujo continuo de energía durante el día, contribuye a un aumento significativo en la resistencia al aumentar sustancialmente la cantidad de energía eléctrica almacenada que puede ser invocada por la propulsión y subcomponentes.

Mientras la batería principal está recolectando energía solar, la salida de energía principal se dirige a través del Gimbal, que es el paquete del sensor principal del sistema, y el CEV (ESC, por sus siglas en inglés) (controlador electrónico de velocidad), que posteriormente alimenta el motor. La razón por la que funcionan con la batería principal es que estos componentes tienen el mayor consumo de energía. El CEV convierte la CC (corriente continua) de la batería

principal en una CA (corriente alterna) que se requiere para el motor. Además, el CEV controla la velocidad del motor controlando el flujo, o corriente, de electricidad al motor. En el caso del balanceo de la batería, las celdas se equilibran a través de la placa de circuito de acondicionamiento. Además, las velocidades de descarga en cada celda se igualan con una variación insignificante, por lo que la descarga equilibrada de la batería principal es extraña. El acelerador o RPM del motor, se controla mediante una señal que se envía desde la interfaz de control principal del VANT o el piloto automático básico del sistema. Básicamente, la energía recolectada del TFPV se utiliza para impulsar este procedimiento. Posteriormente, el motor acciona el sistema de propulsión del VANT. Nuevamente, usando energía recolectada del TFPV. Tenga en cuenta que la distribución de energía dentro de subsistemas específicos como el Gimbal se puede administrar internamente a dichos subsistemas.

Toda la electrónica auxiliar, que incluye servos, junto con la interfaz de control o piloto automático, así como el GPS y la radio de comunicaciones, está alimentada por una fuente de alimentación separada: una batería auxiliar más pequeña. Aunque es una batería auxiliar, la energía producida por el TFPV se distribuye a través de la placa de circuito de acondicionamiento, al igual que la batería principal. Esto se puede administrar para garantizar que la batería auxiliar durará más que la batería principal. Una ventaja del uso de dos fuentes de alimentación es la prevención de la pérdida de control si hay una falla crítica de la batería principal. Esto puede servir como una prueba de fallos, para garantizar que se mantenga el control del SANT en caso de que falle la batería principal. Debido al bajo consumo de energía de la electrónica auxiliar, la interfaz de control o el piloto automático, esta fuente de alimentación más pequeña puede tener la capacidad de durar más que la fuente de alimentación principal en cualquier circunstancia.

#### Componentes compuestos de VANT con paneles fotovoltaicos integrales.

En muchas aplicaciones, es importante que el VANT pueda permanecer en el aire durante períodos prolongados. Los paneles fotovoltaicos montados con el VANT pueden proporcionar algo de producción de energía eléctrica en vuelo, lo que permite un mayor tiempo en el aire. Los intentos anteriores de montar los paneles fotovoltaicos con VANT han encontrado problemas, ya que las condiciones de funcionamiento generalmente resistentes de muchos VANT no son compatibles con la naturaleza algo frágil de los paneles fotovoltaicos. La presente invención proporciona componentes VANT, incluyendo alas, con paneles fotovoltaicos integrados; y procedimientos para hacer dichos componentes.

La figura 22 y la figura 23 son ilustraciones de VANT según la presente invención que muestran paneles fotovoltaicos integrados con el ala. La superficie del ala superior se puede producir utilizando técnicas de colocación de capas múltiples, tales como las que se utilizan en la construcción de fibra de vidrio y fibra de carbono. Una parte del ala puede comprender paneles fotovoltaicos, integrados con la formación multicapa del ala. La integración de los paneles fotovoltaicos con la estructura proporciona una gran resistencia y resiste la deslaminación que puede producirse con los paneles fotovoltaicos "fijos". También asegura que los paneles fotovoltaicos no interfieran con la aerodinámica de superficie deseada. La ilustración muestra paneles fotovoltaicos integrados con las alas; se pueden utilizar técnicas similares para integrar los paneles fotovoltaicos con otras superficies en el VANT.

El sistema de propulsión puede comprender una o más hélices de 6 palas (una mostrada en la figura 23, aunque las hélices gemelas montadas en popa como se muestra la figura 22 también puede ser adecuado). Ambas figuras y sistemas de propulsión pueden utilizar el mismo procedimiento para la integración de los paneles fotovoltaicos en las superficies de las alas de los VANT.

La integración de los paneles fotovoltaicos en las superficies de los VANT puede reducir la necesidad de generación o almacenamiento eléctrico a bordo, en el caso de los VANT alimentados por combustión. Puede reducir la necesidad de baterías, y su peso y las demandas de espacio, en VANT con alimentación eléctrica.

Un procedimiento de ejemplo para producir un ala compuesta según la presente invención comprende colocar un panel usando una capa de adhesivo de película transparente aplicada a la superficie de una celda o panel fotovoltaico usando una máquina laminadora de laminado con rodillo estilo oficina. La celda recubierta con adhesivo se puede aplicar a un panel de calafateo de acero inoxidable u otra superficie de molde y se puede compactar durante 15 minutos. Después del compactado, se puede aplicar una capa de adhesivo de película con soporte MTA 240 a la parte posterior de la celda para unir la celda al laminado y proporcionar aislamiento del compuesto de fibra de carbono. Se puede colocar una capa de núcleo de fibra de carbono y una lámina de fibra de carbono detrás de la celda, con capas adicionales que dependen de las características estructurales deseadas. El panel se puede insertar luego en una bolsa de vacío y colocar en un horno para curar, por ejemplo, a 121 grados C (250 grados F) durante 1 hora.

Un procedimiento de ejemplo para producir un ala compuesta según la presente invención comprende colocar un panel usando una capa de adhesivo de película transparente aplicada a la superficie de una celda o panel fotovoltaico usando una máquina laminadora de laminado con rodillo estilo oficina. La celda recubierta con adhesivo se puede aplicar a un panel de calafateo de acero inoxidable u otra superficie de molde y se puede compactar durante 15 minutos. Después del compactado, se puede aplicar una capa de adhesivo de película con soporte MTA 240 a la parte posterior de la celda para unir la celda al laminado y proporcionar aislamiento del compuesto de fibra de carbono. Se puede colocar una capa de núcleo de fibra de carbono y una lámina de fibra de carbono detrás de la celda, con capas adicionales que dependen de las características estructurales deseadas. El panel se puede insertar luego en una bolsa de vacío y colocar en un autoclave para curar, por ejemplo, a 121 grados C (250 grados F) y 3,45 bar (50 psi) durante

1 hora.

5 Un procedimiento de ejemplo para producir un ala compuesta según la presente invención comprende colocar un panel usando una capa de adhesivo de película transparente aplicada a la superficie de una celda o panel fotovoltaico usando una máquina laminadora de laminado con rodillo estilo oficina. La celda recubierta con adhesivo se puede aplicar a un panel de calafateo de acero inoxidable u otra superficie de molde y se puede compactar durante 15 minutos. Después del compactado, se puede aplicar una capa de adhesivo de película con soporte MTA 240 a la parte posterior de la celda para unir la celda al laminado y proporcionar aislamiento del compuesto de fibra de carbono. Se puede colocar una capa de núcleo de fibra de carbono y una lámina de fibra de carbono detrás de la celda, con capas adicionales que dependen de las características estructurales deseadas. El panel de prueba se puede insertar luego en una bolsa de vacío y colocar en un autoclave para curar, por ejemplo, a 82 grados C (180 grados F) y 3,45 bar (50 psi) durante 5 horas.

15 Un procedimiento de ejemplo para producir un ala compuesta según la presente invención comprende colocar un panel usando una capa de adhesivo de película transparente aplicada a la superficie de una celda o panel fotovoltaico usando una máquina laminadora de laminado con rodillo estilo oficina. La celda recubierta con adhesivo se puede aplicar a una superficie de molde de ala superior y compactar durante 15 minutos. Después del compactado, se puede aplicar una capa de adhesivo de película con soporte MTA 240 a la parte posterior de la celda para unir la celda al laminado y proporcionar aislamiento del compuesto de fibra de carbono. Se puede colocar una capa de núcleo de fibra de carbono y una lámina de fibra de carbono detrás de la celda, con capas adicionales que dependen de las características estructurales deseadas. El núcleo se puede mecanizar para que coincida con la forma de la superficie del ala. El panel se puede insertar luego en una bolsa de vacío y colocar en un autoclave para curar, por ejemplo, a 82 grados C (180 grados F) y 3,45 bar (50 psi) durante 5 horas.

25 Un procedimiento de ejemplo para producir un ala compuesta según la presente invención comprende colocar un panel usando una capa de adhesivo de película transparente aplicada a la superficie de una celda o panel fotovoltaico usando una máquina laminadora de laminado con rodillo estilo oficina. La celda recubierta con adhesivo se puede aplicar a una superficie de molde de ala superior y compactar durante 15 minutos. Después del compactado, se puede aplicar una capa de adhesivo de película con soporte MTA 240 a la parte posterior de la celda para unir la celda al laminado y proporcionar aislamiento del compuesto de fibra de carbono. Se puede colocar una capa de núcleo de fibra de carbono y una lámina de fibra de carbono detrás de la celda, con capas adicionales que dependen de las características estructurales deseadas. El núcleo se puede mecanizar para que coincida con la forma de la superficie del ala. El panel de prueba se puede insertar luego en una bolsa de vacío y colocar en un autoclave para curar, por ejemplo, a 93 grados C (200 grados F) y 3,45 bar (50 psi) durante 5 horas.

35 Un procedimiento de ejemplo para producir un ala compuesta según la presente invención comprende:

1. Prepare la herramienta (molde de colocación) limpiando y aplicando la liberación del molde, según los procedimientos convencionales.
- 40 2. Aplique un panel fotovoltaico de película delgada precortada (TFPV) sobre la superficie de la herramienta. Para una herramienta OML masculina, coloque las celdas alejadas de la superficie de la herramienta. Para una herramienta OML femenina, coloque las celdas boca abajo en la superficie de la herramienta.
3. Aplique un material de contención delgado (cinta de alta temperatura o similar) alrededor de la periferia del TFPV para minimizar o reducir el flujo de la resina pre-preg sobre las celdas durante el curado.
- 45 4. Coloque los revestimientos y el núcleo utilizando procedimientos de disposición estándar.
5. Prepare la pieza para el curado utilizando técnicas estándar de embolsado al vacío.
6. Cure la pieza en el horno o en el autoclave según las especificaciones del fabricante del material.
7. Retire los materiales de curado (bolsa de vacío, etc.). Retire el material de contención de la periferia de TFPV.
- 50 8. Conecte los cables conductores a las pestañas TFPV en el VANT.

Los expertos en la materia reconocerán que la presente invención puede manifestarse en una diversidad de formas distintas de las realizaciones específicas descritas y contempladas en esta invención. En consecuencia, se pueden hacer desviaciones en forma y detalle sin apartarse del alcance de la presente invención como se describe en las reivindicaciones adjuntas.

55

**REIVINDICACIONES**

1. Un vehículo aéreo no tripulado que comprende
- 5 un fuselaje (802) con una característica de montaje (803); alas (1801, 801) con características de montaje (805) configuradas para acoplarse de forma extraíble a la característica de montaje (803) en el fuselaje (802); paneles fotovoltaicos (2201) montados en las alas (1801, 801) y configurados para recolectar energía solar y convertirla en energía eléctrica;
- 10 puntas de alas (1814) montadas de forma extraíble en las alas; una hélice de propulsión montada en el fuselaje (802); un módulo reemplazable de lanzamiento y recuperación que tiene un motor de cohete extraíble (101) configurado para proporcionar energía inicial para el lanzamiento del vehículo, y un paracaídas desplegable (103) configurado para permitir que el vehículo descienda a una velocidad controlada, dicho módulo de lanzamiento y recuperación montado de forma extraíble en el fuselaje.
- 15 2. Un vehículo aéreo no tripulado según la reivindicación 1, en el que las alas (1801, 801) tienen un pasador y el fuselaje (802) tiene un receptáculo configurado para aceptar el ala (1801, 801) y el pasador en una relación de montaje extraíble.
- 20 3. Un vehículo aéreo no tripulado según la reivindicación 1, en el que dicha hélice de propulsión es una hélice de propulsión de seis palas.
4. Un vehículo aéreo no tripulado según la reivindicación 1, que comprende además un sistema de generación de energía a bordo proporcionado por dichos paneles fotovoltaicos, dos sistemas de almacenamiento de energía, y un sistema de administración de energía que distribuye la energía generada por el sistema de generación de energía entre los dos sistemas de almacenamiento de energía.
- 25 5. Un vehículo aéreo no tripulado según la reivindicación 1, en el que las alas (1801, 801) están formadas por una pila que comprende los paneles fotovoltaicos y una o más capas estructurales, con capas adhesivas intermedias.
- 30 6. Un vehículo aéreo no tripulado según la reivindicación 5, en el que las capas estructurales comprenden núcleo de fibra de carbono, laminado de fibra de carbono, o una combinación de los mismos.
- 35 7. Un kit de sistema de aeronave no tripulado que comprende:  
 uno o más fuselajes (802) que tienen características de montaje de ala;  
 una pluralidad de conjuntos de alas, comprendiendo cada conjunto un par de alas combinadas (1801, 801), cada una con características de montaje configuradas para acoplarse de forma extraíble a las características de montaje del ala en el fuselaje, y cada una con características de montaje de punta de ala;  
 40 comprendiendo al menos uno de los conjuntos de alas con capacidad integrada de generación fotovoltaica;  
 una pluralidad de puntas de ala, teniendo cada una características de montaje configuradas para acoplarse de forma extraíble a las características de montaje de punta de ala en un ala;  
 al menos una hélice de propulsión configurada para montarse en el fuselaje; y  
 un módulo de lanzamiento y recuperación reemplazable que tiene un motor de cohete extraíble (101) y un  
 45 paracaídas desplegable (103), dicho módulo de lanzamiento y recuperación configurado para montarse de forma extraíble en el fuselaje.
8. Un kit de sistema de aeronave no tripulado según la reivindicación 7, en el que las alas tienen un pasador y el fuselaje (802) tiene un receptáculo configurado para aceptar el ala y el pasador en una relación de montaje extraíble.
- 50

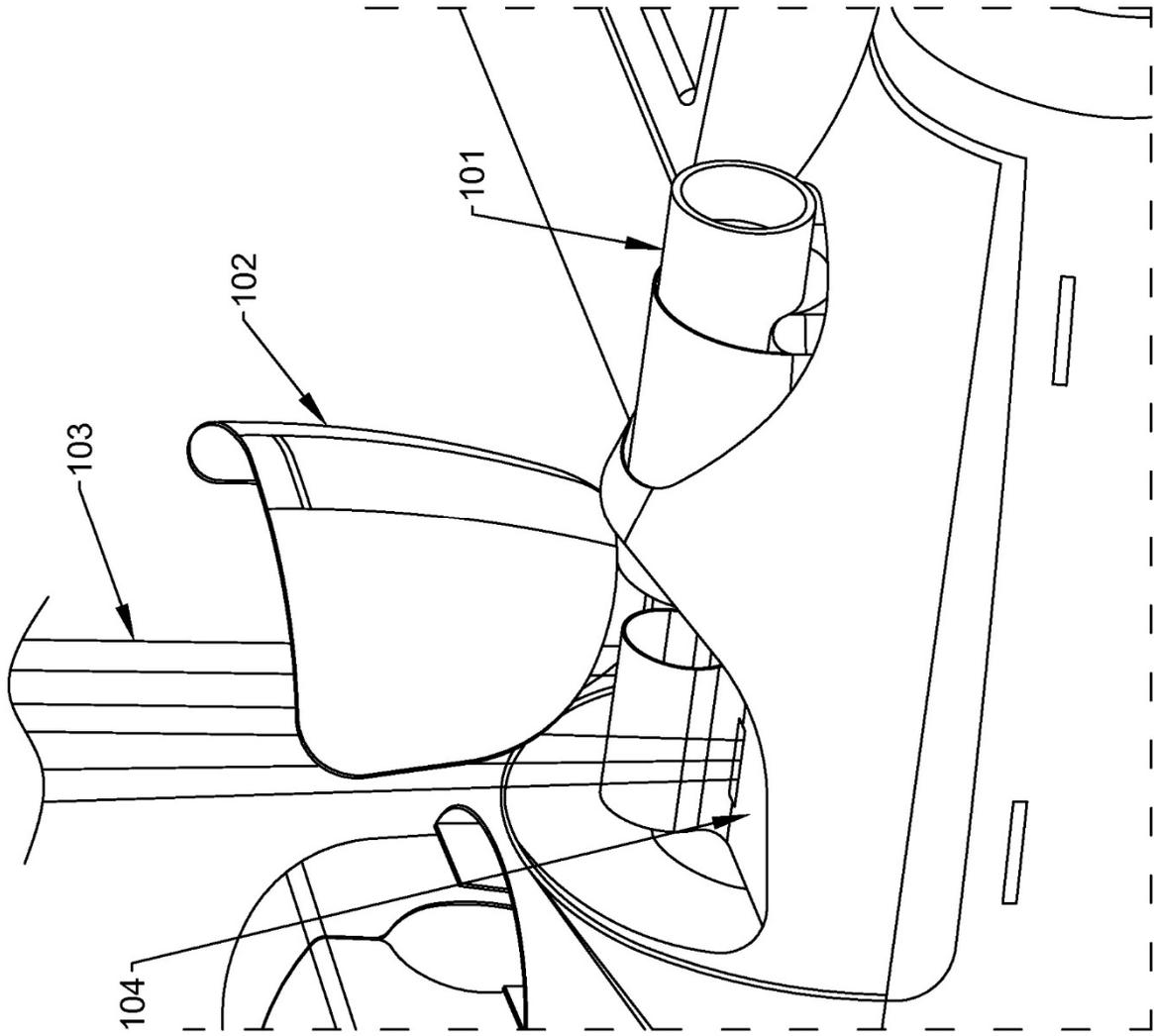


FIG. 1

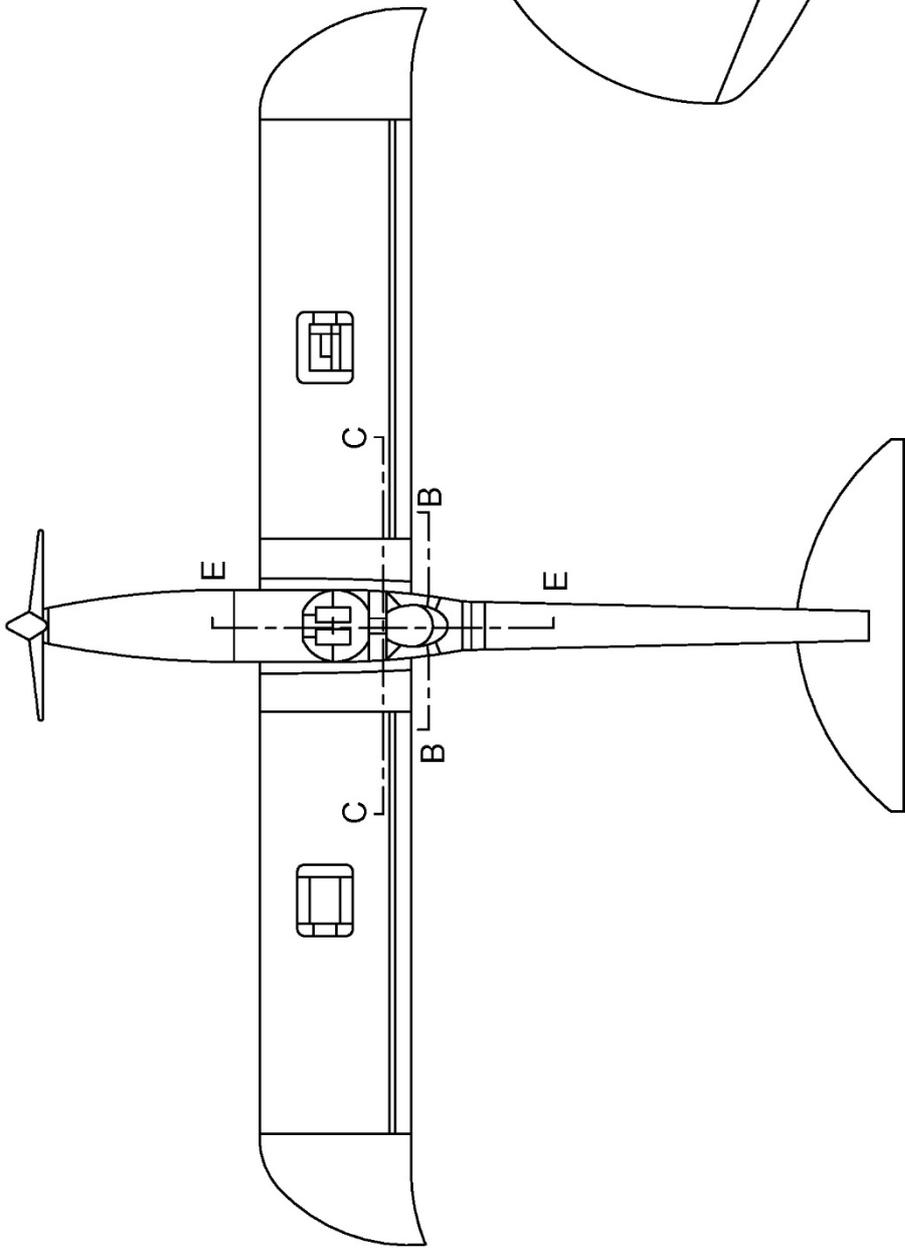


FIG. 2

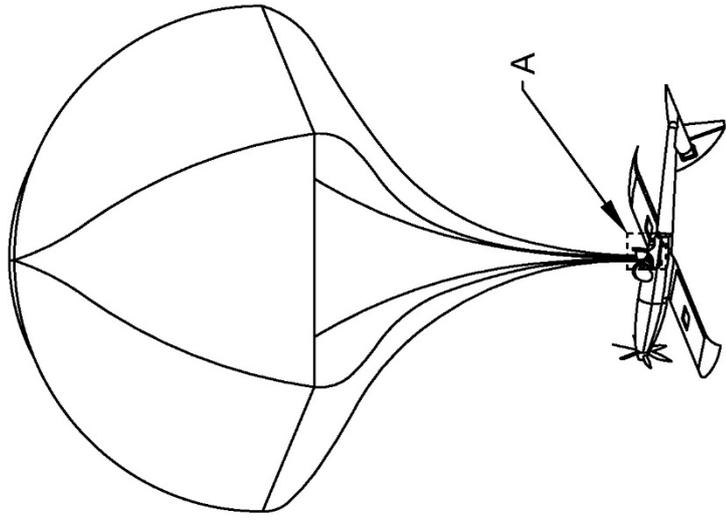


FIG. 3

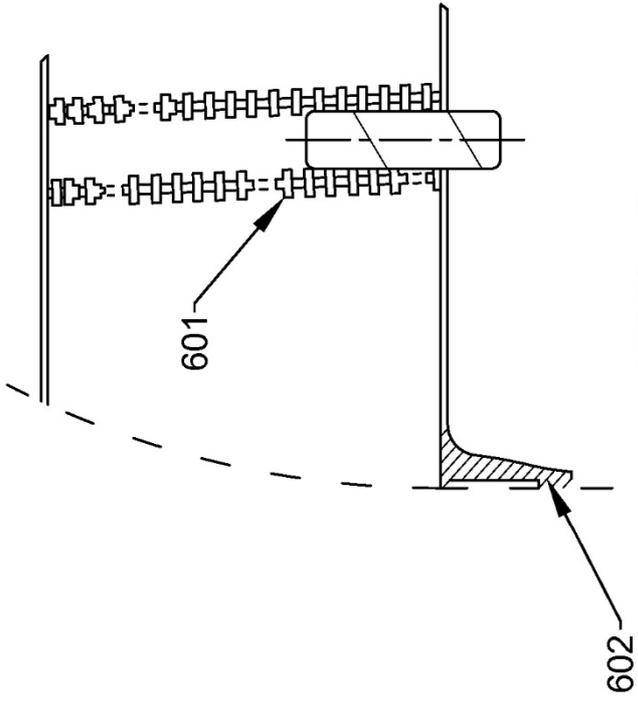


FIG. 6

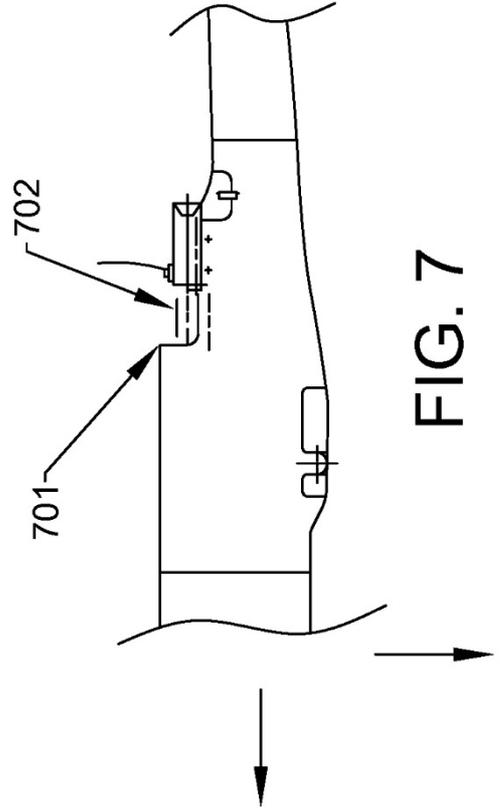
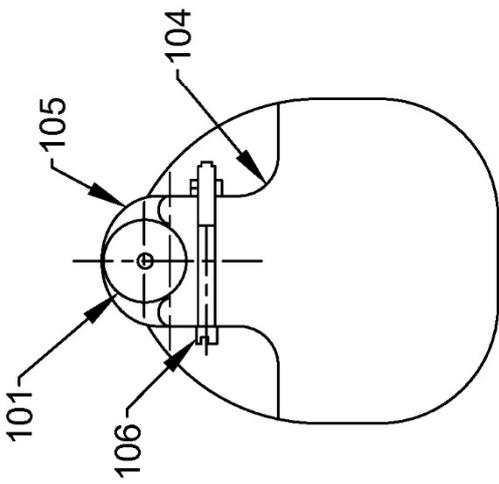
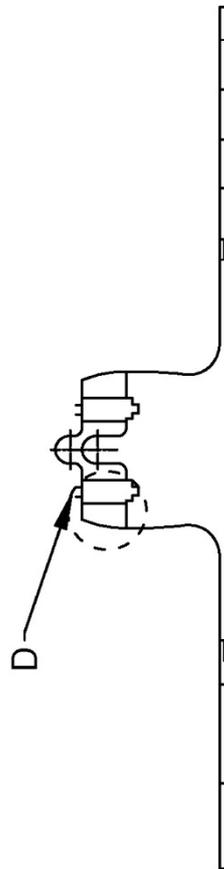


FIG. 7



Corte transversal B-B

FIG. 4



Corte transversal C-C

FIG. 5

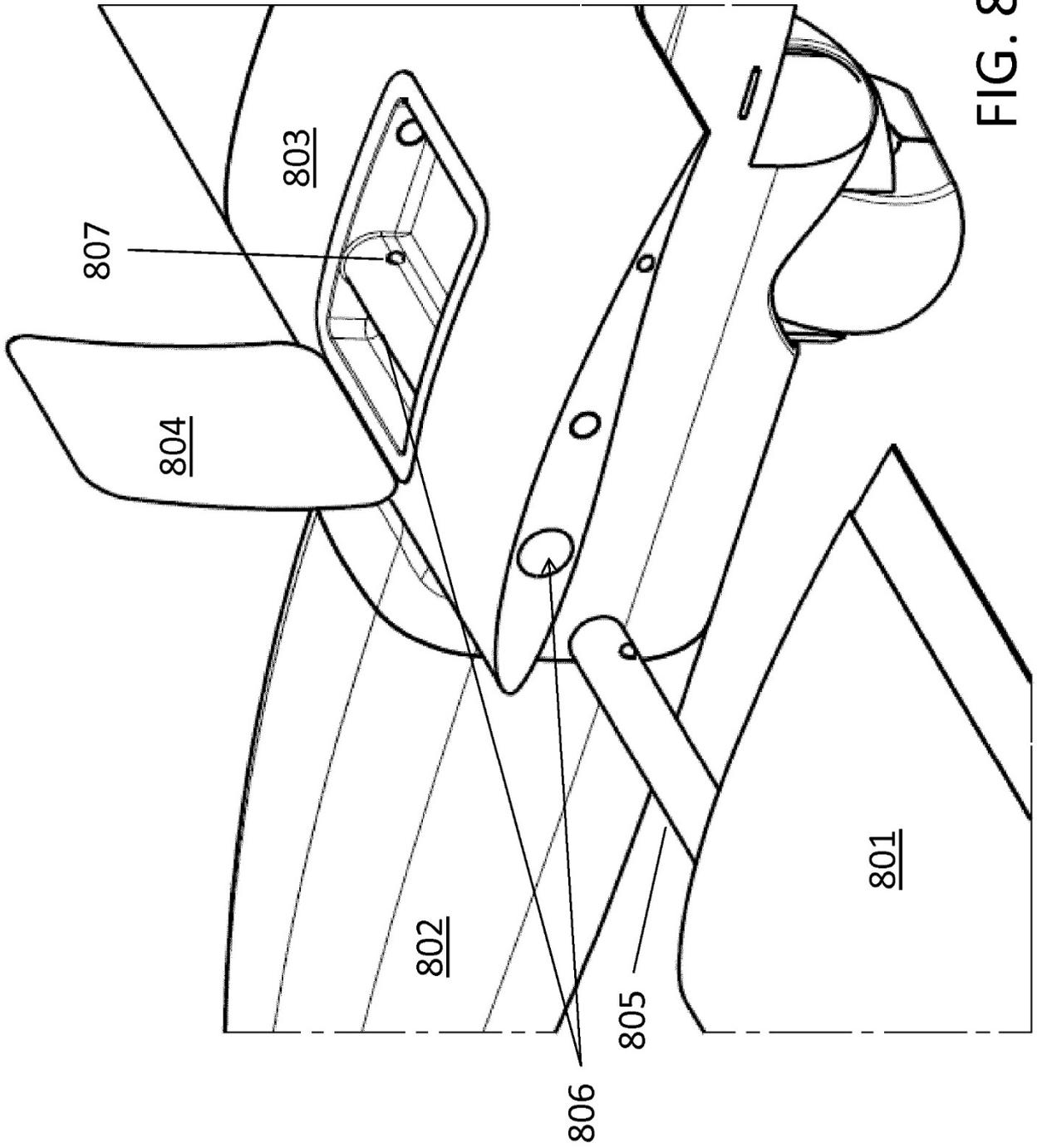


FIG. 8

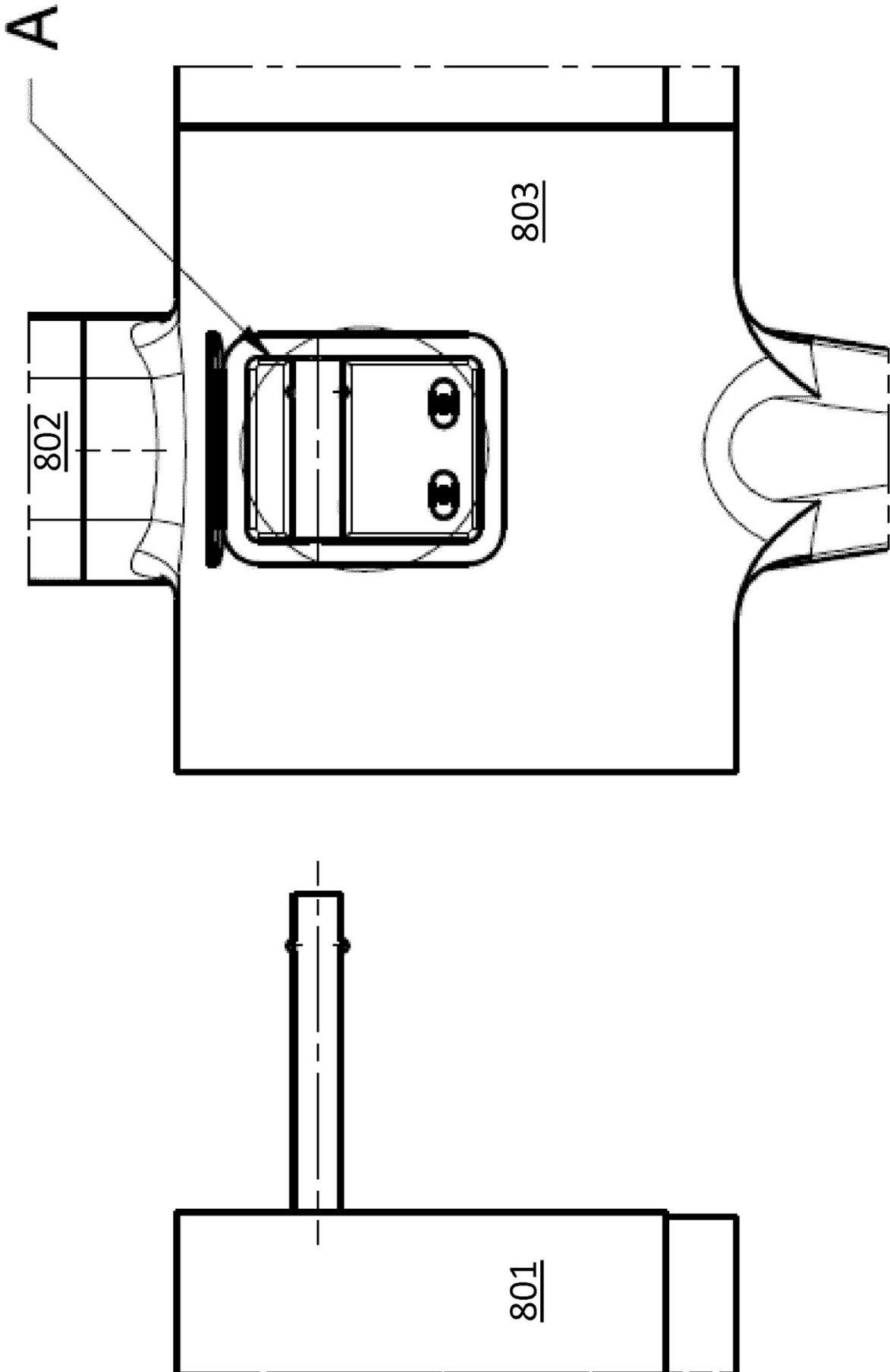


FIG. 9

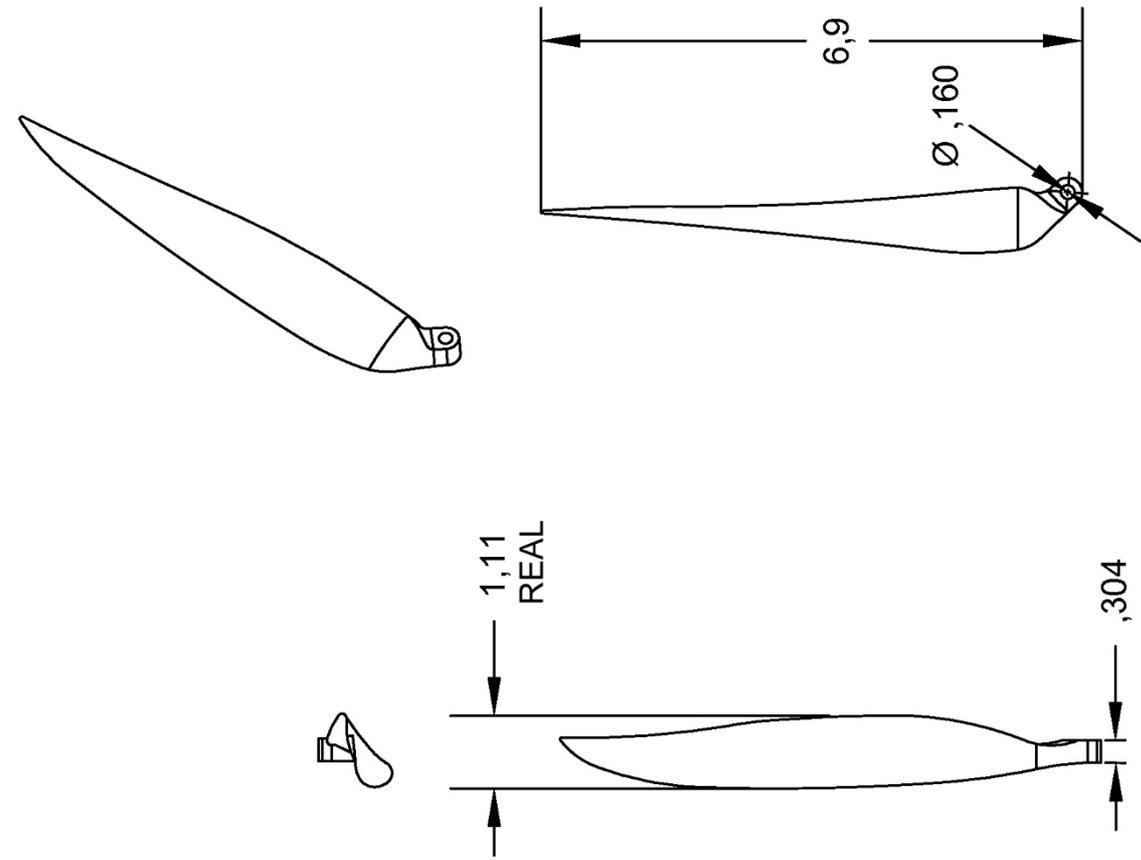


FIG. 12

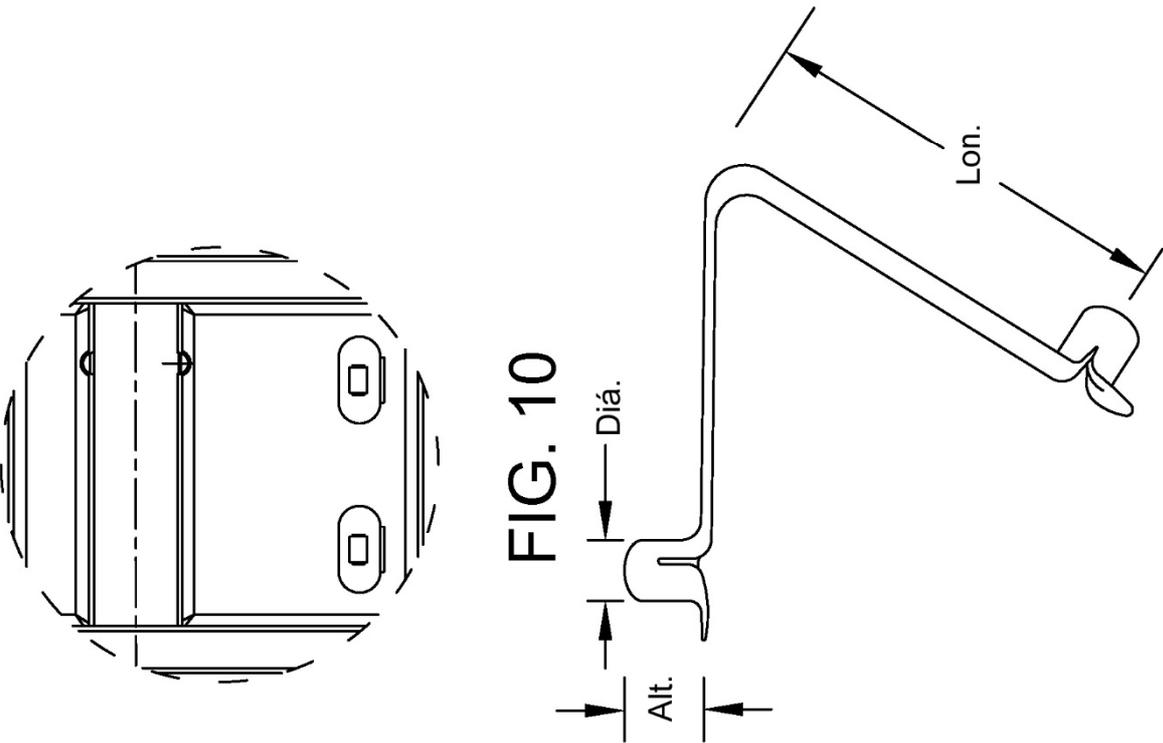


FIG. 10

FIG. 11

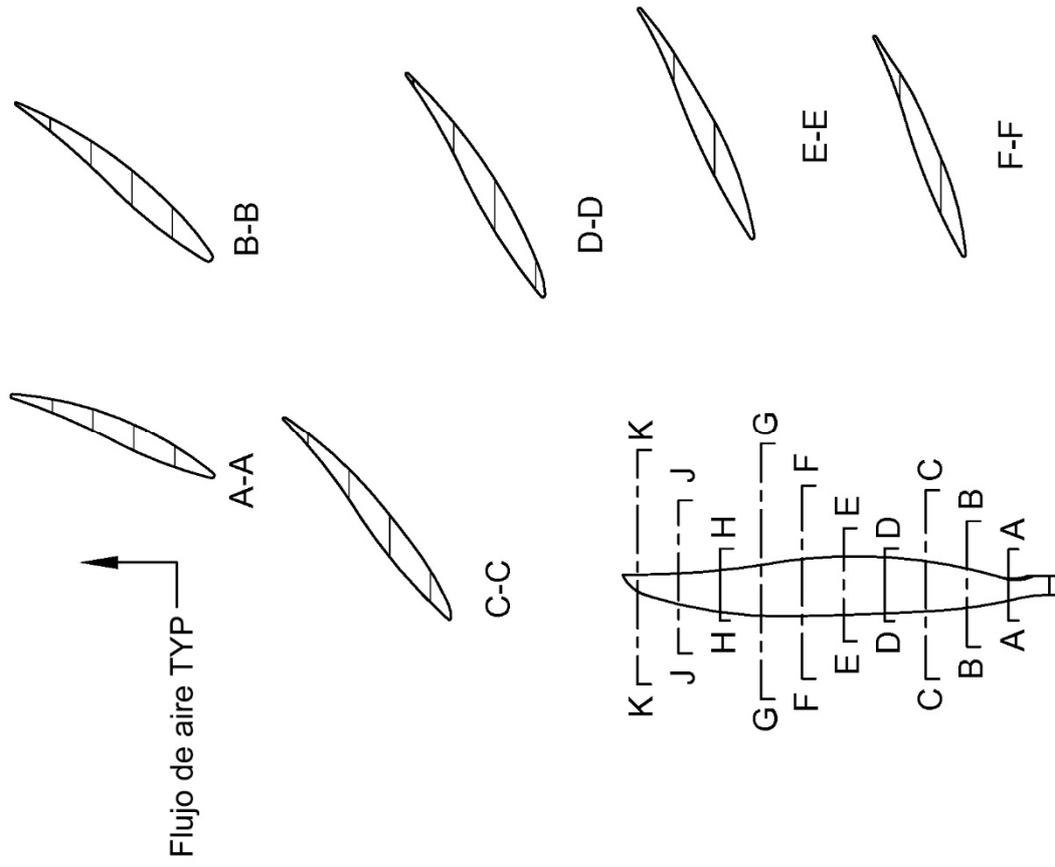


FIG. 13

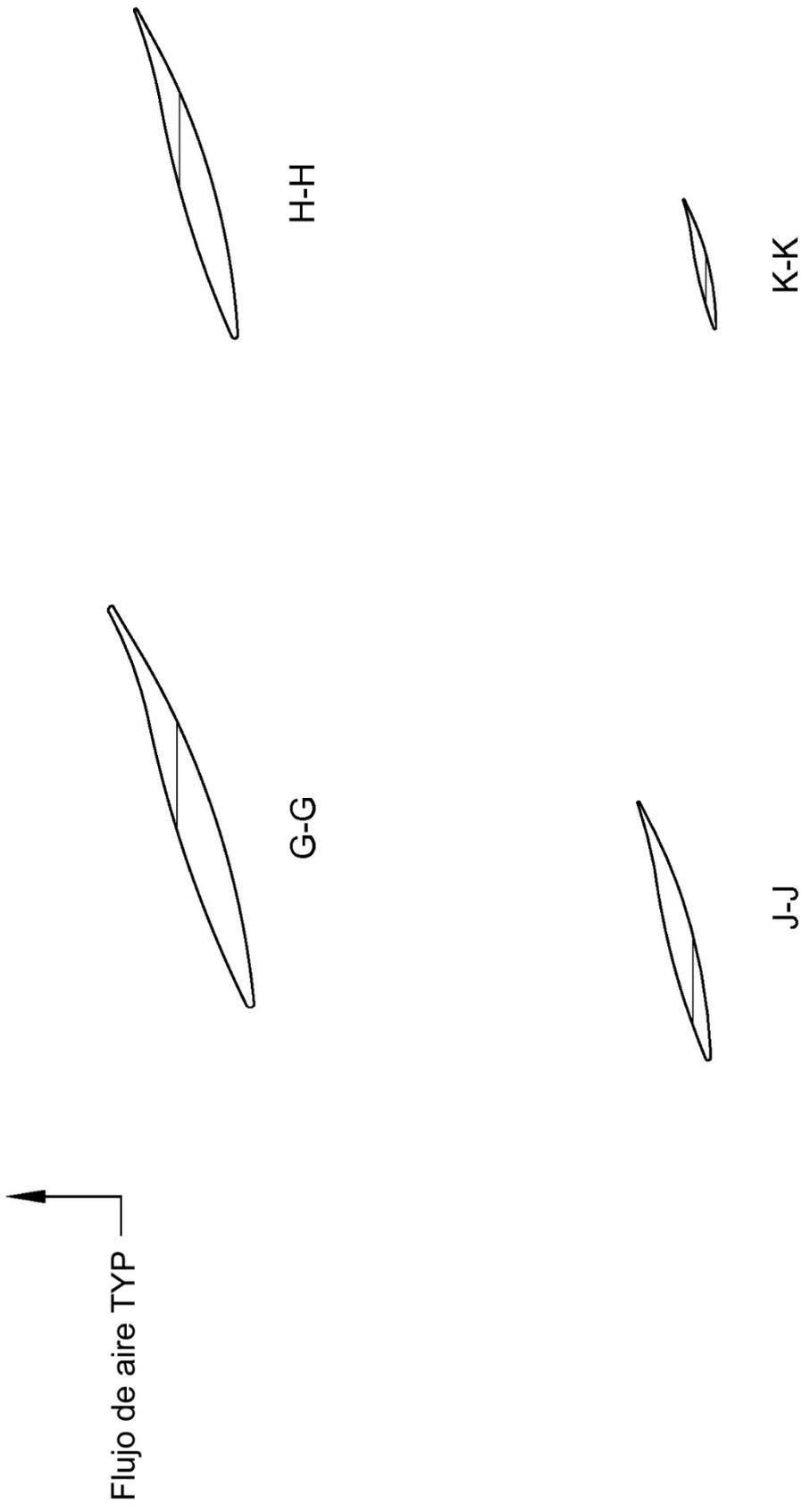


FIG. 14

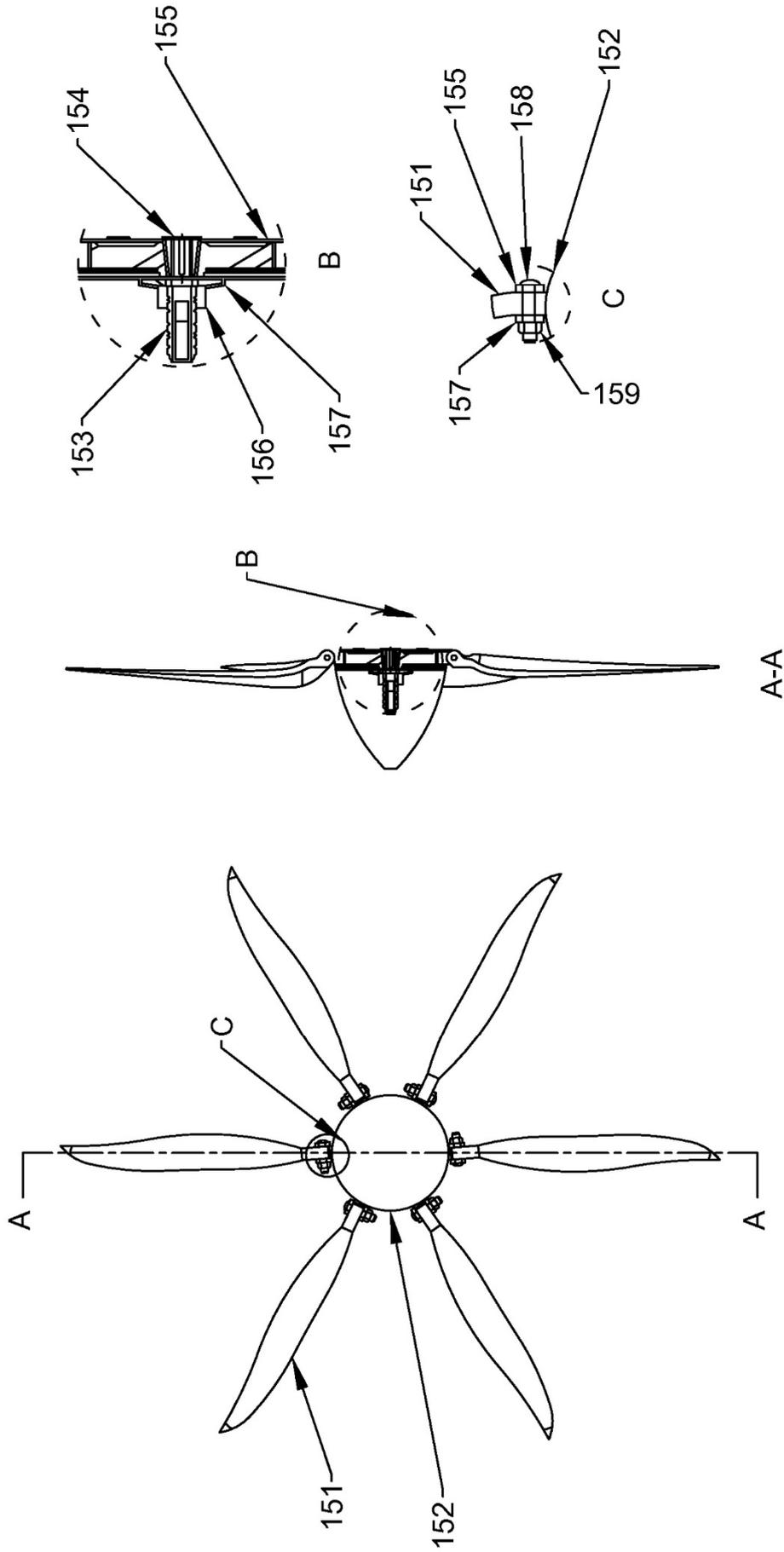


FIG. 15

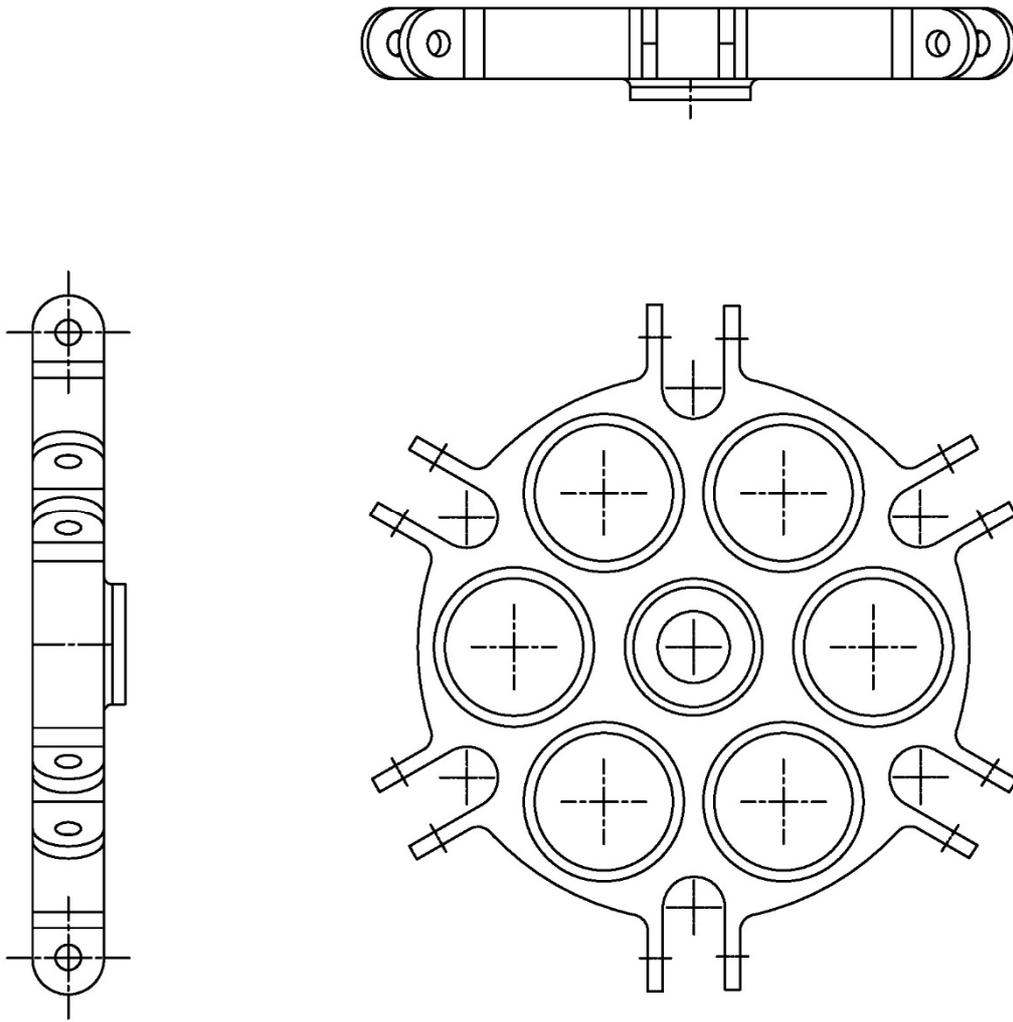


FIG. 16



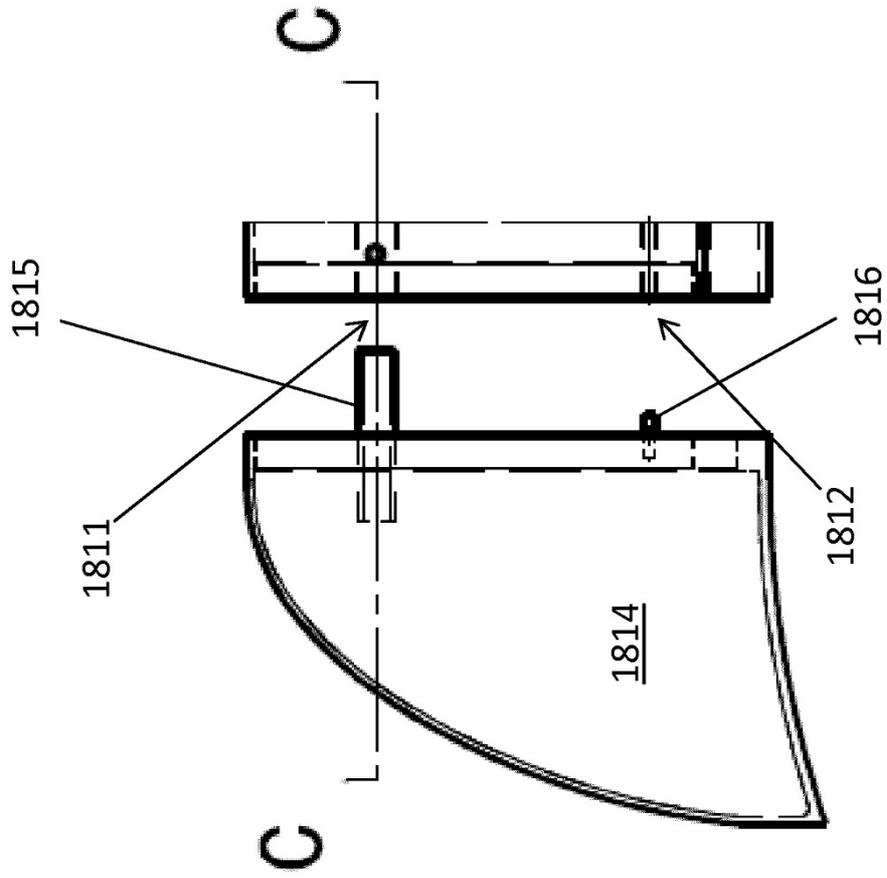


FIG. 19

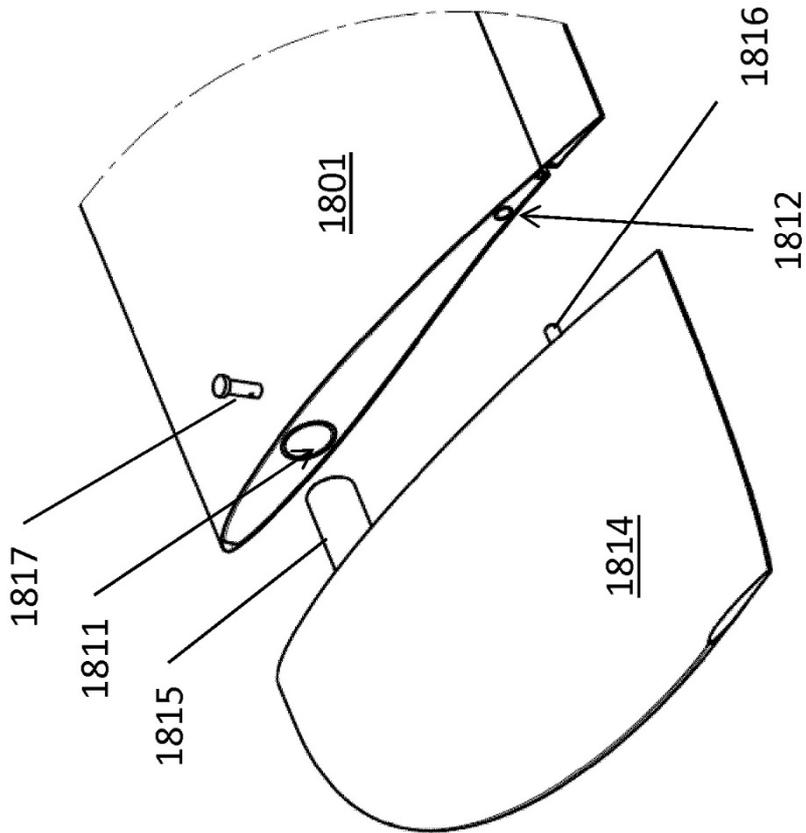
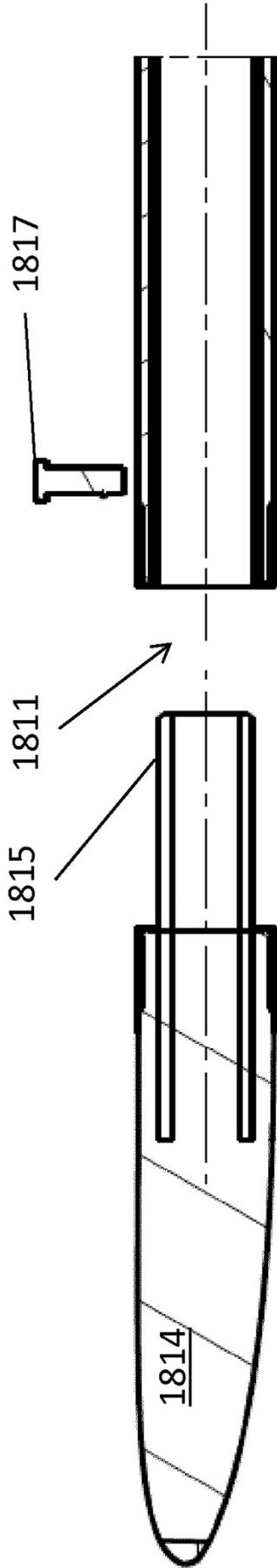


FIG. 18



**Vista transversal C-C**

**FIG. 20**



**FIG. 21**

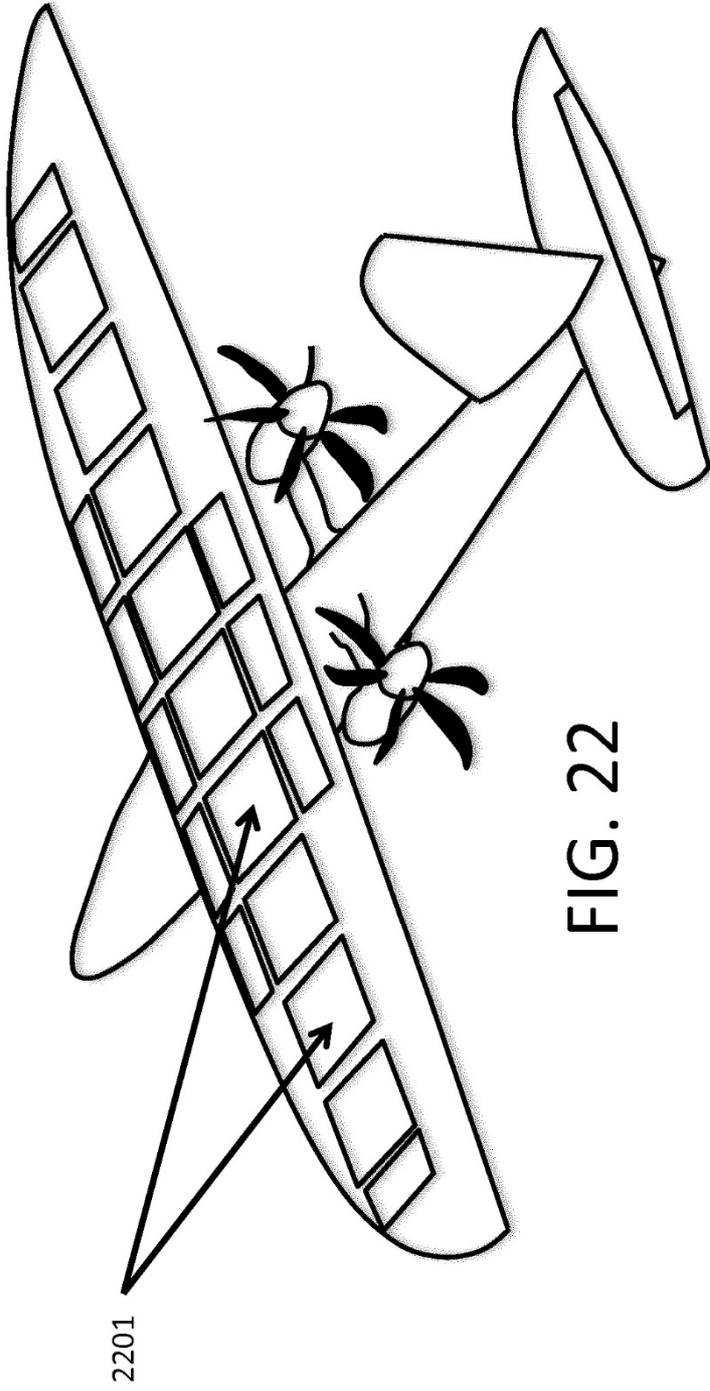


FIG. 22

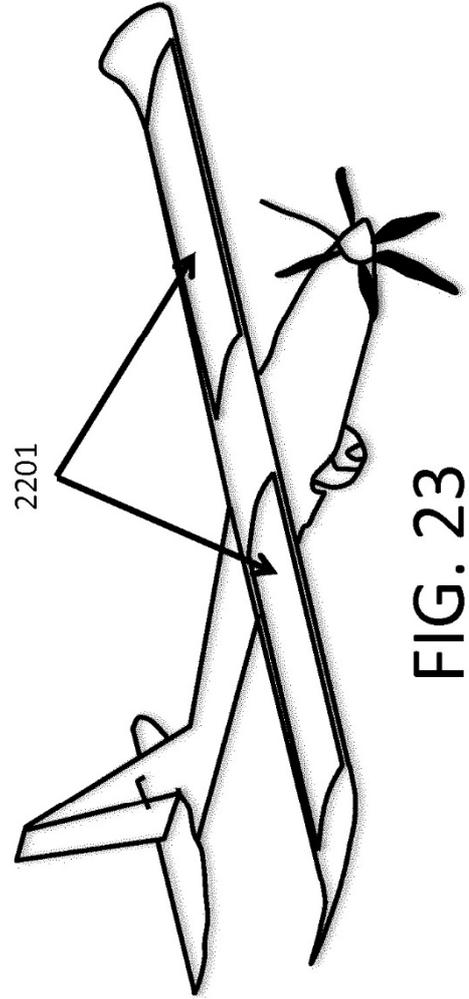


FIG. 23

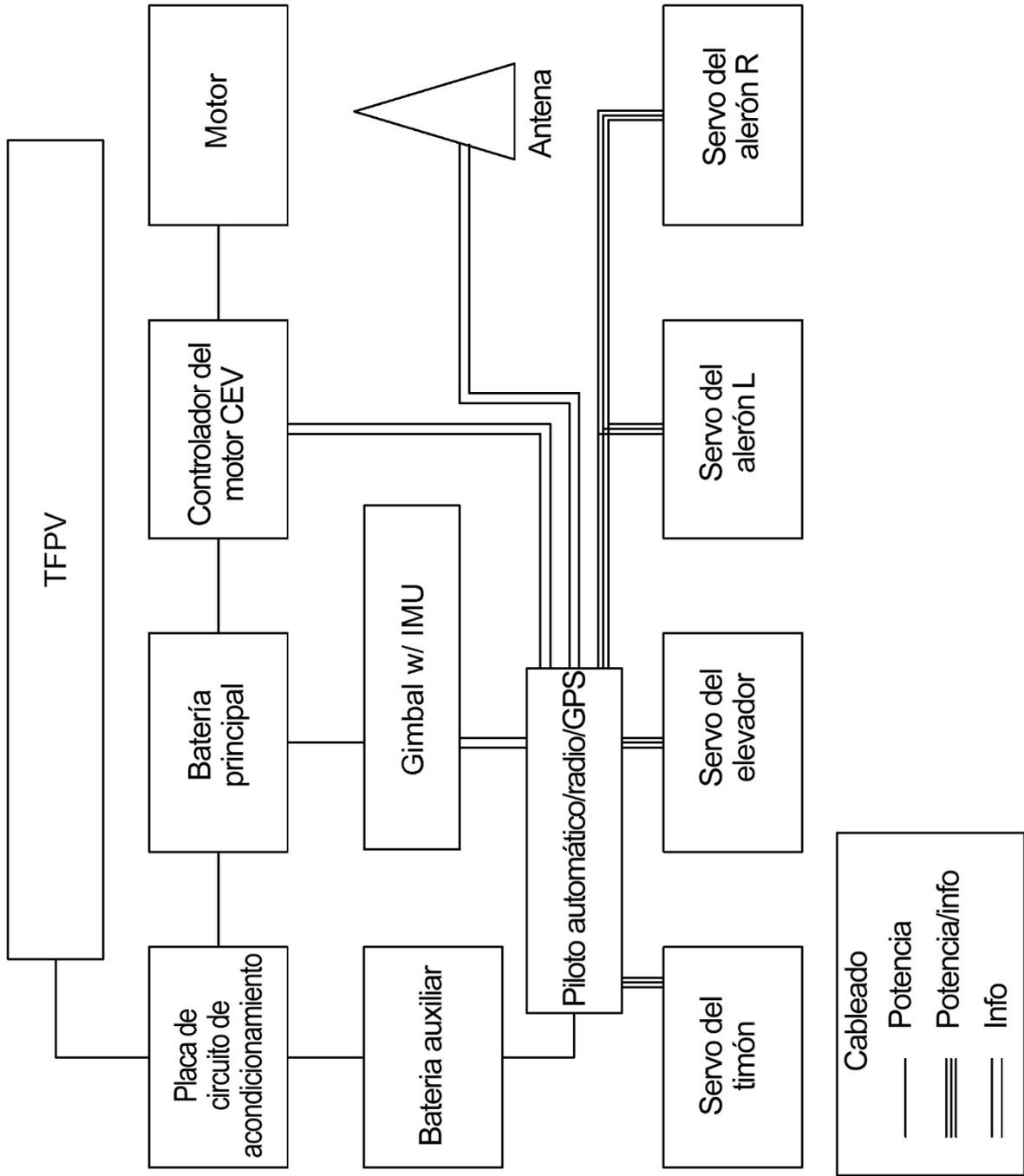


FIG. 24