

19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 746 980**

51 Int. Cl.:

B64C 39/02 (2006.01)

B64C 39/10 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **30.01.2014** **E 14382029 (8)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **26.06.2019** **EP 2902319**

54 Título: **Vehículo aéreo no tripulado**

45 Fecha de publicación y mención en BOPI de la traducción de la patente:
09.03.2020

73 Titular/es:

THE BOEING COMPANY (100.0%)
100 North Riverside Plaza
Chicago, IL 60606-1596, US

72 Inventor/es:

CRIADO, ALFREDO;
KAWIECKI, GRZEGORZ M. y
VALERO, OMAR

ES 2 746 980 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

Vehículo aéreo no tripulado

Campo técnico

5 La presente invención se relaciona con un vehículo aéreo no tripulado (UAV) para inspección y vigilancia. En particular, el vehículo aéreo no tripulado está adaptado para uso mixto a baja velocidad y autonomía elevada.

Antecedentes de la técnica

10 La autonomía, la dependencia de la pista y la necesidad de infraestructura adicional para el despegue y el aterrizaje se encuentran entre las características más importantes de los UAVs. Los vehículos aéreos no tripulados convencionales se pueden dividir en tres clases, a saber: i) aeronaves de autonomía elevada y dependientes de la pista, tales como, por ejemplo Global Hawk; ii) aeronaves independientes de pista de autonomía elevada que necesitan infraestructura adicional para el despegue y el aterrizaje, tales como por ejemplo Boeing Scan Eagle; y iii) aeronaves de baja autonomía e independientes de la pista que no necesitan ninguna infraestructura adicional para el despegue y el aterrizaje debido a la capacidad de volar, tal como cualquier aeronave de ala giratoria, por ejemplo pequeño pájaro no tripulado de Boeing.

15 Típicamente, las aeronaves de ala giratoria tienen una eficiencia aerodinámica mucho más baja y, por lo tanto, alcance y autonomía, que las aeronaves de ala fija. Una menor eficiencia aerodinámica es perjudicial también para parámetros tales como la velocidad y la carga útil.

20 Un uso de los UAVs es la inspección de líneas eléctricas que se extienden muchos cientos de kilómetros. Recientemente, los UAVs con base en helicópteros se han utilizado para la inspección de líneas eléctricas, ya que los UAVs con base en alas fijas no tienen la capacidad de volar lo suficientemente lento como para realizar una inspección detallada del punto, tales como los puntos calientes. Los UAVs de ala fija también requieren infraestructura, tal como pistas de aterrizaje, para el despegue y el aterrizaje. Sin embargo, los UAVs con base en helicópteros tienen una autonomía y alcance muy inferiores, en comparación con las aeronaves de ala fija. Esto se debe a una eficiencia inherentemente menor de un rotor en vuelo hacia adelante, en comparación con un ala fija.

25 Por lo tanto, existe la necesidad de vehículos aéreos no tripulados de autonomía elevada que puedan cubrir grandes distancias a la vez que también pueden hacer vuelo estacionario y realizar despegues y aterrizajes cortos/verticales. Tal UAV también permitiría inspeccionar secciones más grandes de la línea eléctrica a partir de un solo sitio de lanzamiento.

30 El documento WO 2010/070631 A1 divulga un UAV que comprende un cuerpo que tiene secciones delantera y posterior con al menos un par de placas de extremo conectadas a dicho cuerpo. El documento US 2013/0175390 A1 divulga una aeronave modular no tripulada en miniatura con control de empuje vectorial.

Resumen de la invención

La presente invención proporciona un vehículo aéreo no tripulado y un método para operar un vehículo aéreo no tripulado, como se define en las reivindicaciones 1 y 10, respectivamente.

35 Se proporciona un vehículo aéreo no tripulado de largo alcance adaptado para vuelo estacionario y despegue y aterrizaje corto/vertical (S/VTOL), comprendiendo el vehículo: un cuerpo que tiene una relación de aspecto inferior a dos, el cuerpo que comprende un volumen de carga útil; dos hélices, al menos una ubicada adelante del cuerpo; al menos un timón y al menos dos aletas ubicadas hacia la parte posterior del cuerpo; y una primera cámara, en donde el cuerpo está adaptado para proporcionar sustentación a medida que el aire fluye a través del cuerpo con al menos una hélice adelante del cuerpo, y el cuerpo se caracteriza porque está adaptado de manera tal que durante el vuelo estacionario y/o despegue y aterrizaje corto/vertical (S/VTOL) el vehículo opera como un helicóptero con el cuerpo orientado con la al menos una hélice sustancialmente por encima del cuerpo, el vehículo está adaptado de modo tal que durante el vuelo horizontal el cuerpo esté orientado sustancialmente horizontalmente, y durante el vuelo estacionario el cuerpo está orientado sustancialmente verticalmente; la primera cámara está montada para moverse en el vehículo y usarse durante el vuelo horizontal; y el vehículo comprende además segundas cámaras dispuestas para funcionar cuando el cuerpo está orientado verticalmente durante el vuelo estacionario, las segundas cámaras tienen una resolución más alta que la primera. Con el término UAV nos referimos a un vehículo aéreo no tripulado que es capaz de volar de forma autónoma controlado por un ordenador o microprocesador a bordo.

50 La relación de aspecto es la relación de aspecto del ala o la estructura de sustentación, que en este caso es el cuerpo. Simplistamente, la relación de aspecto es la relación entre la longitud del cuerpo y la amplitud o longitud de la cuerda. Para cuerpos con formas más complejas, como aquellos para los cuales la longitud de la cuerda varía a lo largo del ala o la superficie de sustentación, la relación de aspecto es (envergadura)² dividida por el área del ala. El número de hélices es preferiblemente al menos dos para proporcionar estabilidad e impedir la rotación del cuerpo. Para una realización de hélice única, se necesitará un torque estabilizador para impedir la rotación del cuerpo. Esto puede ser

provisto por elevones con deflexión diferencial, particularmente si son soplados con gases de escape como el de las celdas de combustible.

5 La ventaja del vehículo aéreo no tripulado es que puede operar en modo de ala fija para cubrir distancias significativamente más grandes y/o tener una autonomía significativamente mayor que un helicóptero con una capacidad de carga útil equivalente. Además, cuando se identifica una zona objetivo o punto caliente, puede pasar al modo de vuelo estacionario en el cual el vehículo tiene las ventajas de un helicóptero, a saber, baja velocidad e inspección cercana.

10 Durante el despegue y el aterrizaje corto/vertical, el cuerpo puede orientarse de tal manera que el vehículo funcione en parte como un helicóptero y en parte como un vehículo aéreo de ala fija. Durante el vuelo estacionario, el vehículo funciona como un helicóptero simplificado. Si las hélices se basan en hélices UAV convencionales, no tendrán un control cíclico típico de los rotores de helicópteros y, por lo tanto, los rotores UAV controlarán principalmente el movimiento vertical, pero tienen poco control del movimiento lateral. En una realización adicional, las hélices pueden estar provistas de control cíclico, por ejemplo, utilizando propulsores, para proporcionar un control lateral del movimiento.

15 Durante una configuración de despegue corto, la fuerza de sustentación será proporcionada por una suma del componente vertical del empuje de las hélices y el componente vertical de la fuerza de sustentación desarrollada en el cuerpo debido al movimiento hacia adelante. Cuanto más inclinado sea el ángulo de despegue/aterrizaje, menor será la contribución del componente de fuerza de sustentación desarrollada en el cuerpo.

20 Durante el vuelo horizontal, el cuerpo está orientado sustancialmente horizontalmente, con la hélice situada hacia adelante del cuerpo. Durante el vuelo estacionario, el cuerpo está orientado sustancialmente verticalmente, con la hélice ubicada al menos parcial o sustancialmente por encima del cuerpo. Un ángulo de ataque bajo o cercano a cero puede considerarse horizontal, a la vez que un ángulo de ataque cercano a 90° puede considerarse vertical.

El cuerpo puede tener una forma de plano Zimmerman, una forma de plano Zimmerman inversa, una forma de plano cuadrada o rectangular, o una forma de plano circular o elíptica.

25 El cuerpo puede ser un ala de fuselaje mezclado, tal como un cuerpo de sustentación total.

El vehículo aéreo no tripulado puede comprender dos aletas que se extienden lateralmente a partir de la parte posterior del cuerpo y dos hélices situadas hacia adelante del cuerpo. Estas referencias de dirección se toman preferiblemente con el cuerpo horizontal.

30 La al menos una hélice se puede montar en una cápsula que se extiende hacia adelante a partir del cuerpo. Preferiblemente, las hélices tienen accionamiento de motor eléctrico. Esto reduce el ruido y las vibraciones en comparación con los motores de combustión interna.

35 El vehículo aéreo no tripulado puede comprender un controlador configurado para operar la, preferiblemente, dos hélices para empuje diferencial y torque durante maniobras horizontales y/o verticales. El empuje/torque diferencial se puede lograr cambiando el paso de las palas de la hélice (el equivalente del colectivo en los rotores de los helicópteros) o cambiando la velocidad de rotación relativa de los motores que impulsan las hélices. Es posible generar un torque diferencial el cual podría rotar el cuerpo con respecto al eje longitudinal, a la vez que se mantiene un empuje igual para impedir la rotación con respecto al eje lateral. Esto se puede lograr haciendo funcionar uno de los rotores con palas a un paso alto (torque alto) pero a una velocidad de rotación baja (empuje bajo) a la vez que el otro rotor funciona a un paso muy bajo pero a una velocidad de rotación alta. El vehículo tiene preferiblemente una relación de empuje a peso mayor que uno, para alcanzar el vuelo estacionario.

40 El vehículo aéreo no tripulado puede comprender además: al menos un motor eléctrico para accionar la al menos una hélice; una celda de combustible para generar electricidad para alimentar al menos un motor eléctrico; y un conducto de escape para guiar el escape de la celda de combustible para soplar a través de las aletas. Aunque en algunas realizaciones un solo motor eléctrico puede accionar más de una hélice, es preferible que cada hélice sea accionada por un motor eléctrico correspondiente.

45 La celda de combustible puede estar ubicada en la parte delantera del cuerpo y en frente del tanque de hidrógeno para alimentar la celda de combustible. El conducto de escape puede estar dispuesto para guiar el gas de escape más allá del tanque de hidrógeno y hacia la parte posterior del cuerpo, o donde se encuentren las aletas.

50 El vehículo aéreo no tripulado puede comprender además: una cámara ubicada en la parte posterior del cuerpo; un procesador de imagen acoplado a la cámara; y un sistema de guía, en donde durante el aterrizaje corto/vertical, la orientación del cuerpo dirige la cámara hacia abajo, el procesador de imágenes recibe datos de la cámara e identifica un sitio de aterrizaje, y el procesador de imágenes se comunica con el sistema de guía para guiar el vehículo aéreo no tripulado al sitio de aterrizaje. En otras palabras, al pasar al modo de aterrizaje, el cuerpo se reorienta, lo que en sí mismo dirige la cámara hacia el suelo.

El vehículo aéreo no tripulado puede comprender además patines del revestimiento de la parte inferior del cuerpo para aterrizajes rodantes.

5 Se proporciona además un aparato de inspección que comprende el vehículo aéreo no tripulado expuesto anteriormente, y que comprende además un dispositivo de imagen montado en el vehículo. En realizaciones de ejemplo, el vehículo o aparato aéreo no tripulado puede usarse para inspección de líneas eléctricas; inspección o vigilancia de terreno, silvicultura, caminos y/o ganado; o aplicaciones en las cuales se requiere un uso mixto a baja velocidad y autonomía elevada.

10 Se proporciona un método de inspección, que comprende: volar un vehículo aéreo no tripulado en modo de ala fija en las proximidades de un área o estructura a inspeccionar; recolectar datos de imágenes o sensores del área o estructura con una cámara o sensor del vehículo aéreo no tripulado; y al detectar una zona objetivo que indica al vehículo aéreo no tripulado que flote lo que hace que el vehículo aéreo no tripulado cambie de orientación y funcione como un helicóptero.

15 La zona objetivo puede seleccionarse con base en la imagen recopilada o los datos del sensor del área o estructura, dicha zona objetivo puede ser parte del área o estructura. La zona objetivo puede inspeccionarse utilizando una resolución más alta, mayor aumento o sensores alternativos a los utilizados en el modo de ala fija.

El cambio en la orientación puede dirigir una cámara o sensor a la zona objetivo, tal como arriba o abajo en la zona objetivo.

El vehículo aéreo no tripulado utilizado en el método puede ser el vehículo aéreo no tripulado expuesto anteriormente.

20 El método es particularmente adecuado para la inspección de líneas eléctricas. Por lo tanto, se proporciona un método de inspección de la línea eléctrica, que comprende el método anterior, en donde la estructura a inspeccionar es una línea eléctrica y la zona objetivo incluye una falla o falla inminente. La línea eléctrica puede ser una red o cable de electricidad de alto voltaje montado en una torre o poste. Al cambiar las posiciones de la cámara también es posible inspeccionar la infraestructura terrestre, tal como los gasoductos u oleoductos, o las redes de carreteras y ferrocarriles.

Breve descripción de los dibujos

25 Las realizaciones de la presente invención, junto con aspectos de la técnica anterior, se describirán ahora con referencia a los dibujos adjuntos, de los cuales:

las figuras 1a-1c son fotografías de la "tortita voladora" Chance-Vought XF5U de la técnica anterior, como aeronave de prueba a gran escala (figura 1a) y como modelo a escala de túnel de viento (figuras 1b y 1c);

30 las figuras 2a-2c son respectivamente vistas superior, frontal y lateral de un vehículo aéreo no tripulado de acuerdo con la presente invención;

la figura 3 es un gráfico que muestra la eficiencia aerodinámica y el factor de autonomía del Chance-Vought XF5U;

las figuras 4a, 4b y 4c son todas vistas de la parte delantera del vehículo aéreo no tripulado de acuerdo con la presente invención, incluidas las vistas superior e inferior de la celda de combustible y la cámara;

35 la figura 5 es una vista superior del vehículo aéreo no tripulado de acuerdo con la presente invención que muestra la disposición de componentes y sistemas internos;

la figura 6 es una vista de la cola del vehículo aéreo no tripulado de la presente invención, con el revestimiento cortado para mostrar el interior;

las figuras 7a y 7b son vistas de la cola y los elevones, con el revestimiento cortado para mostrar el interior;

40 la figura 8 es una vista del vehículo aéreo no tripulado de la presente invención en modo estacionario, con el revestimiento parcialmente cortado para exponer las cámaras;

la figura 9 es una vista del vehículo aéreo no tripulado de la presente invención, que muestra las cámaras frontales apuntando;

la figura 10 es una vista esquemática que muestra la ruta del conducto para guiar los gases de escape de las celdas de combustible para soplar sobre las aletas posteriores del vehículo aéreo no tripulado de la presente invención; y

45 la figura 11 es un diagrama de flujo que identifica las etapas de acuerdo con un método de la presente invención.

Descripción detallada

Las Figuras 2a-2c muestran un vehículo aéreo no tripulado de baja relación de aspecto con capacidad de despegue y aterrizaje vertical, capacidad de vuelo estacionario, altas velocidades de crucero y largo alcance. El vehículo aéreo comprende un cuerpo 100 que tiene superficies que proporcionan sustentación, es decir, el vehículo aéreo tiene una

configuración de ala de fuselaje combinada, pero a diferencia de otras configuraciones de ala de fuselaje mezclada, la mayoría, si no todo, de la totalidad del cuerpo puede considerarse a ser ambas alas (superficie de sustentación) y fuselaje (alojamiento de carga útil). La figura 2a es una vista superior del vehículo aéreo. La forma de plano del vehículo tiene forma de disco. Las formas de planos posibles incluyen rectangular, cuadrada, elipse, circular, Zimmerman, Zimmerman inversa. La realización de la figura 2 muestra una Zimmerman, o más precisamente una forma de plano de Zimmerman inversa. Las formas de plano de Zimmerman tienen una forma formada por la intersección de dos elipses, por ejemplo, en las cuales una primera elipse se corta con una segunda curva elíptica. La parte restante de la primera elipse forma la parte principal (más de la mitad, tal como tres cuartos) del perímetro de la forma plana, y la segunda curva elíptica forma la parte menor (menos de la mitad, tal como un cuarto) del perímetro de la forma plana. Las formas de planos de Zimmerman y Zimmerman inversa tienen la misma forma pero los bordes de ataque son diferentes. Para la forma de plano de Zimmerman inversa, el borde de ataque está formado por la segunda curva elíptica/parte menor, a la vez que para la forma de plano de Zimmerman que forma el borde de salida.

Como se muestra en la figura 2a en frente del cuerpo, hay un par de hélices 120. Estas están montadas en el extremo delantero de las cápsulas 110 que se extienden hacia adelante a partir del frente del borde de ataque del cuerpo 100 y cerca de los extremos laterales del cuerpo. En la parte posterior del cuerpo se ubican un par de aletas o elevones 130. Al igual que las hélices, estos están montados hacia los extremos laterales del cuerpo. Los elevones se extienden lateralmente hacia afuera a partir del borde del cuerpo.

Las Figuras 2b y 2c muestran respectivamente vistas frontal y lateral del vehículo. Estas figuras muestran que el tren de aterrizaje orienta la nariz del vehículo aéreo en la mayoría de los casos en un ángulo de 10-45° hacia arriba a partir de la horizontal. Dos timones 140 están ubicados en la parte posterior del vehículo hacia el lado superior del cuerpo. Ambos timones 140 se pueden ver en la figura 2b. Uno se puede ver en la figura 2c.

La figura 2a muestra el área de la forma de plano del ala y se puede ver claramente su baja relación de aspecto. La relación de aspecto AR se define por:

$$AR = b^2 / s$$

donde b es la envergadura y s es el área de la forma de plano del ala. El vehículo que se muestra en las figuras 2a-2c tiene una relación de aspecto en el rango de 0.5 a 2.0.

La forma de plano del vehículo aéreo no tripulado de las figuras 2a-2c se deriva del Chance-Vought XF5U el cual se estaba desarrollando como una aeronave de combate a gran escala en las décadas de 1930 y 1940. El Chance-Vought XF5U se muestra en la fotografía de la figura 1a. La prueba del túnel de viento de un modelo a escala del XF5U se muestra en las fotografías de las figuras 1b y 1c.

En general, se consideraría que una forma de plano en gran parte en forma de disco que tiene un rendimiento muy pobre debido a la pequeña envergadura de las alas. Además, el aire a alta presión debajo de las alas podría moverse fácilmente alrededor del extremo de la punta del ala creando vórtices por encima del ala. Esto causa resistencia y reduce la sustentación. Sin embargo, las hélices giran en direcciones opuestas a los vórtices para contrarrestar su efecto de modo que se mantenga la sustentación y se reduzca la resistencia. Los vórtices en los lados de babor y estribor del ala giran en direcciones opuestas, en consecuencia, las hélices giran en direcciones opuestas para contrarrestar los vórtices en ambos lados del ala.

El vehículo aéreo no tripulado de la figura 2 tiene un gran volumen de carga útil capaz de alojar motores eléctricos y un sistema híbrido de energía de celda de combustible de batería. También se puede montar una diversidad de cámaras y sensores en la carga útil.

En vuelo horizontal, la sustentación es proporcionada por las superficies del cuerpo, con propulsión hacia adelante por las hélices. Cuando la velocidad del vehículo aéreo no tripulado se reduce, la orientación del cuerpo cambia, de modo que cuando el vehículo aéreo no tripulado está estacionario, el cuerpo está dispuesto verticalmente como se muestra en la figura 8. Por lo tanto, al estar estacionario el vehículo funciona como un helicóptero con el hélices que actúan como rotores sobre el cuerpo. Como se discutió anteriormente, para dos hélices giran en direcciones opuestas, por lo que no hay un momento neto en el cuerpo que lo haga girar. Convenientemente, esta disposición impide la necesidad de un rotor de cola como se encuentra en los sistemas de helicópteros convencionales para impedir la rotación del cuerpo.

Como se muestra en las figuras 2a y 2c, las hélices están montadas significativamente adelante (o por encima, cuando está en modo estacionario) del cuerpo, por ejemplo al menos la longitud de las palas de la hélice adelante del cuerpo. Esta configuración reduce las interferencias entre las palas de la hélice y el cuerpo en el arranque de la hélice.

Las hélices son preferiblemente hélices plegables de modo que se puedan plegar contra el cuerpo para proporcionar compacidad durante el tránsito del vehículo aéreo no tripulado a un sitio de lanzamiento.

Como se muestra en las figuras 2a-2c, el vehículo aéreo no tripulado tiene preferiblemente dos timones grandes y dos elevones grandes para proporcionar control durante el vuelo estacionario, el vuelo horizontal y el despegue y aterrizaje. Los timones 140 están contruidos alrededor de un larguero 205 que se extiende a través del timón. El larguero en

5 cada timón es accionado por un servomotor para rotación. El larguero proporciona rigidez estructural y accionamiento de rotación al timón sin requerir estructuras separadas para cada uno. El larguero 205 de los timones se muestra en las figuras 7a y 7b. En la realización preferida, el timón forma la totalidad de la superficie de la cola vertical, y no hay una superficie fija. Todo el timón gira. En disposiciones alternativas, se puede usar un solo timón y dos elevones, o más de dos timones y elevones.

10 Los elevones 130 que se muestran en las figuras 2a y 2b forman los extremos más anchos del vehículo aéreo. Se extienden lateralmente a partir de los bordes del cuerpo. Los elevones están configurados para girar. Juntos, los dos elevones tienen una longitud comparable al ancho del cuerpo. Los timones 140 pueden tener una altura similar a la longitud de los elevones. De manera similar a los timones 140, los elevones de ala tienen una rigidez estructural provista por largueros 208 los cuales también están dispuestos para accionamiento rotativo. Los largueros 208 de los elevones se muestran en las figuras 7a y 7b.

En una forma de realización preferida, las hélices son accionadas por motores eléctricos, con electricidad generada por un sistema híbrido de cerda de combustible de batería a bordo.

15 Como se muestra en las figuras 2a y 2b, una cámara primaria o sensor 190 se puede montar en la parte delantera del vehículo aéreo no tripulado para su uso durante el vuelo horizontal. La cámara puede recopilar información de imágenes durante el vuelo y puede montarse en un balancín para mantener la alineación horizontal a medida que cambia la trayectoria del vuelo. La cámara también puede montarse para una rotación dirigida para dirigir la cámara hacia un área a ser vista. La cámara puede ser una cámara de video que opera en el espectro visible, o puede usar otras longitudes de onda del espectro electromagnético. Por ejemplo, la cámara puede ser un sensor de imágenes que funciona en infrarrojo para recopilar información de temperatura.

20 La cámara o el sensor 190 de imagen se puede montar hacia la parte delantera del vehículo aéreo no tripulado. Como se muestra en la figura 2b y la figura 4, la cámara 190 puede funcionar a partir de la parte inferior del cuerpo. Alternativamente, la cámara puede montarse para funcionar a partir de la parte superior del cuerpo. En ambos casos, el campo de visión está limitado por la posición del cuerpo. Como se discutió anteriormente, cuando el vehículo aéreo no tripulado opera en modo estacionario, el cuerpo 100 está orientado verticalmente, lo cual cambia el campo de visión de la cámara. Además, aunque es útil tener una cámara montada para moverse en el vehículo aéreo, esta cámara puede no tener la resolución o puede no funcionar en la parte deseada del espectro electromagnético. Por lo tanto, es deseable proporcionar cámaras alternativas dispuestas para funcionar cuando el cuerpo está orientado verticalmente durante el vuelo estacionario. Además, estas cámaras adicionales pueden proporcionar una resolución más alta u operar a longitudes de onda más adecuadas para la aplicación.

25 En la realización de ejemplo para la inspección de la línea eléctrica, el vehículo aéreo no tripulado está equipado con una cámara 201 de alta definición que funciona en la parte visible del espectro y una cámara 202 infrarroja. La cámara 202 infrarroja está adaptada para monitorizar fallas en la línea eléctrica. Dichas fallas a menudo exhiben una región de alta temperatura como resultado de una rotura, fractura u otro defecto resistivo en el conductor en el cual se genera calor, lo que resulta en un "punto caliente". Se puede seleccionar el tipo de cámara infrarroja que tenga sensores adaptados para funcionar a la longitud de onda apropiada para dicha monitorización de "punto caliente".

30 Las dos cámaras 201 y 202 adicionales se muestran en las figuras 8 y 9. Estas cámaras están montadas a ambos lados de la cámara 190 principal hacia la parte delantera del vehículo aéreo. Sin embargo, las cámaras 201 y 202 están montadas más cerca del borde de ataque que la cámara 190, y nuevamente pueden montarse por encima o por debajo. Preferiblemente, están montadas lo suficientemente cerca del borde de ataque como para que el borde de ataque no oscurezca el campo de visión de las cámaras.

35 La figura 11 es un diagrama de flujo que define las etapas de un método de inspección. En funcionamiento, por ejemplo, al inspeccionar líneas eléctricas tales como líneas eléctricas aéreas de alto voltaje, la aeronave no tripulada vuela o navega horizontalmente 410 y usa la cámara 190 principal, que podría ser una cámara de video para inspeccionar las líneas 420 eléctricas. En este modo, el vehículo aéreo estaría orientado horizontalmente. Cada vez que se detecta un punto 430 caliente durante el crucero, el vehículo aéreo reduciría su velocidad horizontal y haría transición a un modo estacionario 440 en el cual el cuerpo está orientado verticalmente o cerca a la vertical. Las cámaras o sensores 201 y 202 apuntan hacia arriba y, opcionalmente, ligeramente hacia adelante del cuerpo hacia el "punto caliente". La posición de la aeronave 450 define la dirección de visualización de las cámaras 201 y 202 sin la necesidad de giroscopios o accionadores de posicionamiento complejos y pesados. La aeronave vuela cerca de torres eléctricas o postes. En particular, la aeronave puede volar por debajo y al costado de las torres. Los UAVs convencionales que realizan la tarea de inspección de la línea eléctrica tienen una cámara montada en la parte inferior del vehículo. Esto requiere volar el UAV por encima de las líneas eléctricas y las torres eléctricas, lo cual podría poner en riesgo a las aeronaves tripuladas que vuelan sobre las líneas y las torres eléctricas. El vehículo aéreo no tripulado descrito en este documento impide la necesidad de volar sobre las líneas y las torres eléctricas al poder hacer vuelo estacionario y al tener la cámara en la parte superior del vehículo durante las operaciones de vuelo estacionario, y/o al hacer que la cámara apunte hacia arriba durante las operaciones de vuelo estacionario.

Se puede proporcionar una cámara 301 adicional en la cola del cuerpo como se muestra en la figura 6. La cámara 301 de cola se puede usar para obtener imágenes de sitios de aterrizaje durante aterrizajes verticales. En dichos

aterrizajes, la aeronave probablemente habría reducido su velocidad horizontal y habría pasado a vuelo estacionario antes de aterrizar. Como se discutió anteriormente, durante el vuelo estacionario, el cuerpo del vehículo está orientado verticalmente de modo que la cámara 301 de cola apunta hacia abajo. La cámara de cola toma imágenes del suelo en busca de posibles sitios de aterrizaje o, en general, imágenes de un área de aterrizaje. Los datos de la imagen podrían enviarse a un operador remoto. Alternativamente, los datos de la imagen se envían a un procesador 303 de imagen a bordo que utiliza el reconocimiento de patrones para detectar un patrón conocido que identifica un sitio de aterrizaje.

Preferentemente, el vehículo aéreo no tripulado está propulsado por motores eléctricos a partir de la electricidad suministrada a partir de un sistema híbrido de celda de combustible de batería a bordo. La parte de celda de combustible del sistema produce electricidad a partir del hidrógeno suministrado a partir de un tanque de combustible a bordo y oxígeno extraído de la atmósfera. El sistema de celda de combustible puede comprender una pila de celdas que comprende muchas celdas apiladas juntas para proporcionar el voltaje y/o potencia requeridos. El sistema de celda de combustible se enfría por aire mediante ventiladores que funcionan en la celda o pila de combustible. Los gases de escape calentados son más cálidos que el aire circundante y pueden usarse para proporcionar sustentación. En la figura 5 se pueden ver celdas de combustible o una pila 152 de celda de combustible hacia la parte delantera del vehículo. Detrás de la pila 152 de celda de combustible hay un tanque 150 de combustible que contiene hidrógeno. La celda o pila de combustible es cilíndrica. En cada extremo del cilindro hay un ventilador 154 para forzar el aire a través de la pila para enfriar la celda de combustible.

El aire de escape calentado se usa para proporcionar sustentación soplando sobre una superficie de sustentación. La figura 10 muestra un conducto 250 para guiar el aire de escape hacia la parte posterior del vehículo aéreo de modo que al menos parte del escape se sople sobre la superficie superior de las aletas o los elevones. El tanque de combustible es en general mucho más grande que la pila de celda de combustible o celda de combustible, de modo que el conducto 250 está dispuesto para guiar el escape a partir de la celda de combustible, hacia el costado del tanque de combustible y hacia la parte posterior del vehículo de manera que este salga del vehículo sobre los elevones. Esta disposición es similar a la descrita en la Solicitud de Patente Europea No. 12382165.4 del mismo solicitante. El soplado de las aletas o los elevones de aire de esta manera también se puede utilizar para corregir cualquier comportamiento de vuelo inestable tal como el que se encuentra en el XF5U. La Figura 10 muestra un solo conducto que guía el escape a partir de un lado de la celda de combustible (el lado derecho cuando se ve a partir de arriba) hacia el elevón en el mismo lado del vehículo aéreo. Un segundo conducto correspondiente está dispuesto en el otro lado (lado izquierdo) de la celda de combustible para soplar el elevón en ese lado del vehículo. En otras disposiciones, se puede proporcionar un solo conducto centralmente a lo largo de la aeronave y dividirse en la parte posterior para soplar los elevones.

Como se mencionó anteriormente, el vehículo aéreo está provisto de ruedas y tren de aterrizaje o tren de aterrizaje el cual orienta el cuerpo, en la mayoría de los casos, a 10-45° con respecto al suelo. Como se muestra en la figura 2b, el tren de aterrizaje comprende cuatro ruedas. Las primeras ruedas 260 están acopladas rotacionalmente a soportes que se extienden a partir de la parte posterior del cuerpo. Hay dos ruedas 260. Las dos ruedas 260 y las monturas están separadas lateralmente a lo largo del borde posterior del cuerpo por aproximadamente el mismo espacio que los timones 140. Este primer par de ruedas proporciona espacio libre sobre el suelo para la parte posterior del cuerpo. Las segundas ruedas 270 se proporcionan extendiéndose a partir de los soportes hacia la parte delantera del cuerpo 100. Hay dos ruedas 270. Los soportes para estas dos ruedas son más altos que los de la parte posterior y se extienden en un ángulo diagonalmente hacia los lados. La mayor altura de los soportes para las ruedas delanteras proporciona, en la mayoría de los casos, una orientación de 10-45° al cuerpo cuando está en el suelo.

El tren de aterrizaje y las ruedas pueden ser retráctiles dentro del cuerpo después del despegue.

El vehículo aéreo no tripulado puede estar provisto de patines en la parte inferior del cuerpo para aterrizajes de patín sin la necesidad de un tren de aterrizaje. Por aterrizajes de patín nos referimos a aterrizajes en donde el vehículo tiene velocidad horizontal y, por lo tanto, no realiza un aterrizaje vertical. Los patines pueden formar parte del revestimiento del cuerpo, tal como en los aterrizajes de barriga. Los vehículos aéreos no tripulados sin tren de aterrizaje o ruedas tienen la ventaja de reducir el peso y las penalizaciones por resistencia. El despegue aún puede requerir el tren de aterrizaje para proporcionar un movimiento eficiente hacia adelante, pero el tren de aterrizaje puede ser expulsado o liberado poco después del despegue. La aeronave puede descansar sobre una plataforma de tren de aterrizaje que se deja en el suelo después de desarrollar una fuerza de sustentación suficiente durante una corta carrera de despegue.

Como se expone anteriormente, existen numerosas diferencias entre la presente invención y la técnica anterior XF5U. Además, el XF5U original se propuso como una aeronave de combate tripulada. La presente invención ha eliminado la cubierta del piloto, ya que no es necesaria. El flujo de aire suave sobre la superficie superior del cuerpo aumenta la estabilidad en vuelo. Además, también se han eliminado las entradas del motor que se muestran en la parte delantera del XF5U, entre las hélices y la cubierta del piloto. La eliminación de estas características también actúa para impedir la separación de la capa límite. De nuevo, esto estabiliza aún más la aeronave durante el vuelo.

En una realización de la presente invención, el vehículo aéreo no tripulado se había desarrollado y es particularmente adecuado para actividades de monitorización e inspección. En una realización a modo de ejemplo, la actividad de

- 5 monitorización e inspección puede ser la inspección de la línea eléctrica, por ejemplo, líneas de alimentación eléctrica transportadas por torres, postes o pilones. En otras realizaciones, el vehículo aéreo no tripulado podría adaptarse para controlar las líneas eléctricas situadas en el suelo. Por ejemplo, cable eléctrico, gas u otras tuberías de combustible. El vehículo aéreo no tripulado también puede usarse para monitorizar infraestructura crítica tales como carreteras y ferrocarriles. La flexibilidad para monitorizar diferentes objetivos surge del gran tamaño de la bahía de carga útil la cual proporciona espacio para montar una diversidad de cámaras y sensores. Esto, combinado con una autonomía elevada, hace que el vehículo aéreo no tripulado sea lo suficientemente flexible como para poder volar grandes distancias y luego hacer vuelo estacionario para proporcionar una monitorización detallada de un área u objetivo seleccionado.
- 10 El vehículo aéreo no tripulado permite capacidades de despegue y aterrizaje corto/vertical (S/VTOL) en un UAV de clase de larga autonomía de 10kg. La autonomía esperada es de cinco horas, con un rango de velocidad de entre 45 y 100km/h en vuelo horizontal. En vuelo estacionario, la autonomía es de 2.5 horas. El vehículo es modular y tiene un peso de despegue de entre 9 y 13 kg, de acuerdo con las especificaciones para cargas de entre 400 y 800g. Las versiones más ligeras tienen una autonomía extendida de hasta 6.5 horas.
- 15 En comparación con los vehículos aéreos no tripulados de la técnica anterior, el vehículo aéreo no tripulado los supera. La siguiente tabla proporciona una comparación, utilizando como ejemplo un vehículo de autonomía de 2.5 horas con la capacidad de transportar una carga útil de 0.5kg.

Tabla 1: comparación de UAVs de la técnica anterior y la presente invención

	Carga útil	Autonomía	Máxima velocidad/rango	Estacionario/VTOL
UAV Helicóptero eléctrico	0.5kg	½ hora	Máxima	Si
Mini UAV eléctrico de ala fija	0.5kg	1h a 1h 15 minutos	40-120km/h	No
Plataforma VTOL	0.5kg	45 minutos	Máximo 46 km/h	Si
UAV de la presente invención	0.5kg	2 y ½ horas	45-100km/h	Si

- 20 Como se puede ver en la tabla, la presente invención tiene las ventajas de los vehículos aéreos VTOL y de ala fija. Las operaciones de VTOL en general son proporcionadas por helicópteros, pero como se muestra anteriormente, estas carecen de autonomía y velocidad de vuelo adecuadas. Por el contrario, los mini UAVs convencionales de ala fija tienen rangos de velocidad demasiado rápidos que no permiten una inspección puntual detallada, y también requieren infraestructura para el lanzamiento. La larga autonomía de la presente invención permite la inspección de un solo lanzamiento de líneas eléctricas a distancias >100km.
- 25 El uso de sistemas de energía eléctrica da como resultado operaciones silenciosas las cuales para la monitorización de la línea eléctrica en lugares urbanos o construidos proporcionan menos molestias a las personas en el área circundante. Las operaciones silenciosas también permitirían un apoyo cercano y silencioso a las operaciones militares.
- 30 La configuración externa y parte de la configuración interna del vehículo aéreo se muestra en la figura 2. El vehículo aéreo incluye un sistema de celda de combustible híbrido de 500W de crucero o 800W de potencia máxima, el cual incluye una batería de polímero de litio (Li-Po) para suministrar potencia adicional durante la fase de despegue. Las pruebas previas del túnel de viento relacionadas con el trabajo de la técnica anterior en diseños de Zimmerman tal como el XF5U proporcionaron datos aerodinámicos. Estos datos en combinación con la potencia disponible condujeron a un tamaño de envergadura de 1.3m inicialmente elegido. La Figura 3 muestra curvas de eficiencia para esta configuración. A lo largo de la abscisa se muestra el coeficiente de sustentación, CL. A lo largo de la ordenada hay dos parámetros, CL/CD y CL^{3/2}/CD, donde CD es el coeficiente de resistencia. El parámetro CL^{3/2}/CD es una medida de eficiencia. El tamaño de la envergadura da como resultado un área de ala de 1.25m². Usando la siguiente ecuación para sustentación

$$L = W = \frac{1}{2} \times 1.225 \times v^2 \times S \times CL$$

- 40 donde L = sustentación, W = peso de despegue de la aeronave, densidad de aire = 1.225 Kg/m³ a 15°C, S = son de superficie de sustentación, y los datos del coeficiente de sustentación en la figura, dan como resultado un peso de despegue de 13.5kg y un consumo de energía de 480W.

- 45 El sistema de alimentación comprende dos motores eléctricos sin escobillas AXI 4120-20. Estos se acoplan a hélices plegables, tales como Graupner AEROCam 16"x8" (40cm x 20cm) de diámetro y paso. El control electrónico de la velocidad de los motores es proporcionado por los controladores electrónicos de velocidad (ESC) Castle Creations Phoenix ICE Lite 75. En esta configuración, cada hélice entrega hasta 5kg de empuje. Una velocidad óptima de vuelo horizontal es de 76km/h y una velocidad máxima de 97km/h (a 15°C, 900m de altitud). Esta configuración permite el

despegue vertical y el vuelo estacionario para pesos de hasta 9kg, lo que permite un margen de seguridad. El uso de hélices plegables y motores eléctricos es suficiente para superar los problemas de vibración del XF5U.

5 El UAV no tripulado incluye diferentes opciones de carga útil. La opción principal es que la cámara 190 principal es una cámara de video con giro estabilizado, tal como la TASE LT de Cloud Cap Technologies. Como se discutió anteriormente, una cámara 301 de aterrizaje de cola podría usarse en combinación con un procesador de imágenes (tal como la placa 303 en la figura 6) para realizar el reconocimiento de patrones de los sitios de aterrizaje. Este método permitiría aterrizar en sitios sin la necesidad de GPS u otras señales externas.

10 Los elevones 130 y timones 140 están contruidos alrededor de barras de torsión o largueros 205 y 208 como se muestra en las figuras 7a y 7b. Estos largueros, además de ser estructurales, también se accionan utilizando una disposición de 4 servos: uno para cada timón y alerón, para proporcionar un control completo del elevón y el timón. Los servos utilizados son servos Giant Scale Futaba 9XXX.

15 El vehículo aéreo no tripulado incluye una carcasa para diferentes tamaños de tanques de hidrógeno. La carcasa se muestra en las figuras 5 y 10. La carcasa comprende un marco paralelepípedo el cual se acopla o forma parte del fuselaje del vehículo aéreo no tripulado. El tanque de hidrógeno se encuentra dentro de una cama de espuma dentro de la carcasa. Se pueden usar camas de espuma hechas a medida para adaptar la carcasa a los tanques de combustible de diferentes tamaños sin requerir la adaptación de la carcasa o el fuselaje. La flexibilidad para usar tanques de combustible de diferentes tamaños permite optimizar la carga útil frente a los pesos de combustible de modo que para cargas útiles más livianas se use un tanque de combustible más pequeño porque se gasta menos combustible para la misión dada. Alternativamente, una carga útil más ligera puede significar que el vehículo aéreo puede transportar más combustible y pueda viajar más lejos antes de regresar a una ubicación base.

20 La Tabla 2 a continuación resume el consumo de energía esperado para diferentes pesos de vehículos aéreos. La autonomía se puede determinar para diferentes cargas útiles y pesos de tanques de combustible llenos.

Tabla 2: Consumo de energía frente a pesos de vehículo aéreo no tripulado

Peso W (kg)	Sustentación L (N)	Resistencia D (N)	Velocidad Crucero (km/h)	Velocidad de pérdida (km/h)	Potencia P (Wattios, elec, crucero)
9.2	90	4.1	80	38.1	273
11.2	110	5.0	88.5	42.2	369
13.3	130	5.9	96.4	45.9	476

25 En la tabla 2, los números en negrita en la fila final de la tabla corresponden a los valores simulados con base en datos aerodinámicos como se mencionó anteriormente. Es decir, el peso es de aproximadamente 13.5kg y la potencia es de aproximadamente 480W.

30 En la tabla, se supone que la condición de crucero es de sustentación/resistencia = 22, la cual corresponde al valor máximo de CL/CD que se muestra en la figura 3. En la tabla, la condición de pérdida surge del valor máximo de sustentación en la figura 3, a saber, CL = 0.97. El consumo de energía aerodinámica se ha multiplicado por un factor de tres para tener en cuenta las pérdidas aerodinámicas a fin de obtener la energía eléctrica requerida para diferentes pesos de despegue.

35 Se podrían variar diversos aspectos para ajustar la autonomía del vehículo. Dos de estos aspectos son: el tamaño/peso del tanque de hidrógeno y la configuración de la carga útil. La Tabla 3 a continuación presenta algunas combinaciones diferentes.

Tabla 3: Pesos del vehículo total con base en diferentes capacidades de tanque de combustible y diferentes cargas útiles

Tanque de combustible		Peso de carga útil (kg)		
Peso (kg)	Volumen (l)	TASE LT	EO + IR	LT + EO + IR
1.4	2	9.2	8.9	9.4
3.2	5	11.0	10.7	11.2
4.2	6.8	11.5	11.7	12.2
5.2	9	13.0	12.7	13.2

5 En la tabla 3, las dos primeras columnas se refieren al tanque de combustible. La primera columna muestra el peso de un tanque de combustible que tiene un volumen dado en la segunda columna. Las columnas tercera a quinta se relacionan con el peso total del vehículo con diversas cargas útiles diferentes. El peso total incluye el peso de la carga útil, el peso del tanque de combustible y el peso del resto del vehículo. Las cargas útiles son las siguientes: TASE LT = cámara de video TASE LT; EO + IR = cámaras electroópticas e infrarrojas; y LT + EO + IR = cámara de video TASE LT y cámaras electroópticas e infrarrojas.

10 Para el vehículo aéreo no tripulado descrito anteriormente con 9kg de empuje disponible, la capacidad de despegue vertical y de vuelo estacionario está limitada al tanque de combustible de 2 litros porque el peso del vehículo no excede el empuje disponible. Para el peso máximo sin capacidad de vuelo estacionario, hay disponibles un tanque de combustible de nueve litros y las tres opciones de carga útil.

En una disposición alternativa, un tanque de combustible de 5 litros y la cámara de video TASE LT tienen un peso total de 10.5-11.0kg, con una autonomía de casi cinco horas. Otras configuraciones de tanque proporcionan las siguientes autonomías dadas en la tabla 4.

15 Tabla 4: Autonomía y peso de despegue para diversos volúmenes de tanque de combustible. La carga útil es la cámara de video TASE LT

Volumen del tanque (l)	Autonomía (horas)	Peso de despegue (kg)
2	2.6	9.2
5	4.9	11.0
6.8	6.2	11.5
9	6.7	13.0

Como se muestra en la tabla 4, un tanque de combustible de 9 litros es el tamaño máximo del tanque de combustible que se puede usar. El vuelo estacionario y vertical no se puede lograr con un tanque de combustible tan grande.

20 Los valores en la tabla 4 se basan en una carga útil de la cámara de video TASE LT solo con estabilización giroscópica. Alternativamente, o adicionalmente, se podrían instalar cámaras de alta definición o infrarrojas. Ejemplos de estas cámaras son respectivamente la cámara GoPro HERO HD la cual tiene una masa de 100g, y la cámara infrarroja FLIR TAU que tiene una masa de 75g. Estas dos cámaras podrían usarse sin un balancín volando la aeronave para dirigir las cámaras hacia el objetivo, tales como los cables eléctricos o las torres. En dicha realización, la aeronave volaría horizontalmente cerca de las torres. La aeronave podría volar en las proximidades de las torres eléctricas y debajo de los cables eléctricos con cámaras apuntando al menos en parte horizontalmente y/o hacia arriba. Con las cámaras HD e infrarrojas mirando al menos en parte hacia adelante o hacia arriba, también se podrían usar para escanear los cielos para buscar otras aeronaves para proporcionar una visión de futuro y evitar el sistema. Al detectar un área que requiere una investigación más detallada, tal como un punto caliente, el vehículo puede pasar al modo de vuelo estacionario con el cuerpo orientado verticalmente o apuntando al menos parcialmente hacia arriba con las cámaras o sensores también apuntando hacia arriba. Una cámara infrarroja y de alta definición podría usarse en conjunto y podría adaptarse a una placa de procesamiento de imágenes para la toma de decisiones a bordo, tal como si continuar tomando más imágenes del punto caliente o si detenerse y continuar en vuelo horizontal.

35 Se han considerado diversas opciones en las tablas 3 y 4 teniendo en cuenta la carga útil y los pesos del tanque de combustible. El vehículo aéreo no tripulado podría equiparse con las tres cámaras (cámara de video con balancín como TASE LT, cámara fija de alta definición y cámara infrarroja) para tener un peso de despegue inferior a 14kg y aún así lograr una autonomía de más de 6 horas pero con capacidad limitada o nula de vuelo estacionario capacidad de ángulo de ataque elevado.

40 Los expertos en la técnica apreciarán que solo se ha descrito un pequeño número de realizaciones posibles y que son posibles diversas variaciones y modificaciones sin apartarse del alcance de la invención reivindicada.

REIVINDICACIONES

1. Un vehículo aéreo no tripulado adaptado para vuelo estacionario y despegue y aterrizaje corto/vertical (S/VTOL), comprendiendo el vehículo:
- un cuerpo (100) que tiene una relación de aspecto inferior a dos, el cuerpo que comprende un volumen de carga útil;
- 5 dos hélices (120), al menos una ubicada delante del cuerpo;
- al menos un timón (140) y al menos dos aletas (130) ubicadas hacia la parte posterior del cuerpo; y
- una primera cámara (190),
- en donde el cuerpo está adaptado para proporcionar sustentación a medida que el aire fluye a través del cuerpo con al menos una hélice hacia adelante del cuerpo, y
- 10 el cuerpo se caracteriza porque está adaptado de manera tal que durante el vuelo estacionario y/o despegue y aterrizaje corto/vertical (S/VTOL) el vehículo opera como un helicóptero con el cuerpo orientado con la al menos una hélice sustancialmente por encima del cuerpo,
- el vehículo está adaptado de tal manera que durante el vuelo horizontal el cuerpo está orientado sustancialmente horizontalmente, y durante el vuelo estacionario, el cuerpo se orienta sustancialmente verticalmente;
- 15 la primera cámara está montada para moverse en el vehículo y usarse durante el vuelo horizontal; y
- el vehículo comprende además segundas cámaras (201, 202) dispuestas para funcionar cuando el cuerpo está orientado verticalmente durante el vuelo estacionario, teniendo las segundas cámaras una resolución más alta que la primera.
- 20 2. El vehículo aéreo no tripulado de la reivindicación 1, en donde durante el despegue y aterrizaje corto/vertical el cuerpo está orientado de manera que el vehículo opera en parte como un helicóptero y en parte como un vehículo aéreo de ala fija.
3. El vehículo aéreo no tripulado de cualquier reivindicación precedente, en donde el cuerpo tiene una forma de plano de Zimmerman, una forma de plano de Zimmerman inversa, una forma de plano cuadrada o rectangular, o una forma de plano circular o elíptica o una forma de plano trapezoidal simétrica con respecto al eje longitudinal.
- 25 4. El vehículo aéreo no tripulado de cualquier reivindicación precedente, en donde el cuerpo es un cuerpo de elevación total de fuselaje-ala combinado.
5. El vehículo aéreo no tripulado de cualquier reivindicación precedente, en donde la al menos una hélice está montada en una cápsula (110) que se extiende hacia adelante a partir del cuerpo.
- 30 6. El vehículo aéreo no tripulado de cualquier reivindicación precedente, que comprende al menos dos hélices ubicadas delante del cuerpo.
7. El vehículo aéreo no tripulado de cualquier reivindicación precedente, que comprende además:
- al menos un motor eléctrico para accionar la al menos una hélice;
- una celda (152) de combustible para generar electricidad para alimentar al menos un motor eléctrico; y
- un conducto (250) de escape para guiar el escape de la celda de combustible para soplar a través de las aletas.
- 35 8. El vehículo aéreo no tripulado de cualquier reivindicación precedente, que comprende además:
- una cámara (301) adicional ubicada en la parte posterior del cuerpo;
- un procesador de imagen acoplado a la cámara; y
- un sistema de guía,
- 40 en donde durante el aterrizaje corto/vertical, la orientación del cuerpo dirige la cámara adicional hacia abajo, el procesador de imágenes recibe datos de la cámara adicional e identifica un sitio de aterrizaje, y el procesador de imágenes se comunica con el sistema de guía para guiar al vehículo aéreo no tripulado al lugar de aterrizaje.
9. El vehículo aéreo no tripulado de cualquier reivindicación precedente, que comprende además patines del revestimiento de la parte inferior del cuerpo para aterrizajes de patín o de barriga.
10. Un método para operar un vehículo aéreo no tripulado, que comprende:

- volar un vehículo aéreo no tripulado en modo de ala fija con una hélice que proporciona propulsión hacia adelante; y
- tras detectar una zona objetivo que indica al vehículo aéreo no tripulado que haga vuelo estacionario, hacer que el vehículo aéreo no tripulado cambie de orientación y funcione como un helicóptero,
- 5 el método se caracteriza porque la etapa de volar comprende volar el vehículo aéreo no tripulado en modo de ala fija en las proximidades de un área o estructura a inspeccionar,
- el método comprende además recopilar datos de imágenes o sensores del área o estructura con una cámara o sensor del vehículo aéreo no tripulado; y
- tras detectar una zona objetivo que indica al vehículo aéreo no tripulado que haga vuelo estacionario,
- 10 en donde el cambio de orientación dirige una cámara o sensor hacia arriba o hacia abajo en la zona objetivo, y la zona objetivo se inspecciona utilizando una resolución más alta que la utilizada en vuelo horizontal.
11. El método de inspección de la reivindicación 10, en donde la zona objetivo se selecciona con base en la imagen recopilada o los datos del sensor del área o estructura, siendo dicha zona objetivo parte del área o estructura.
12. El método de la reivindicación 10 u 11, en donde el vehículo aéreo no tripulado es el vehículo aéreo no tripulado de cualquiera de las reivindicaciones 1 a 9.
- 15 13. Un método de inspección de la línea eléctrica, que comprende el método de cualquiera de las reivindicaciones 10 a 12, en donde la estructura a inspeccionar es una línea eléctrica y la zona objetivo incluye una falla o falla inminente.

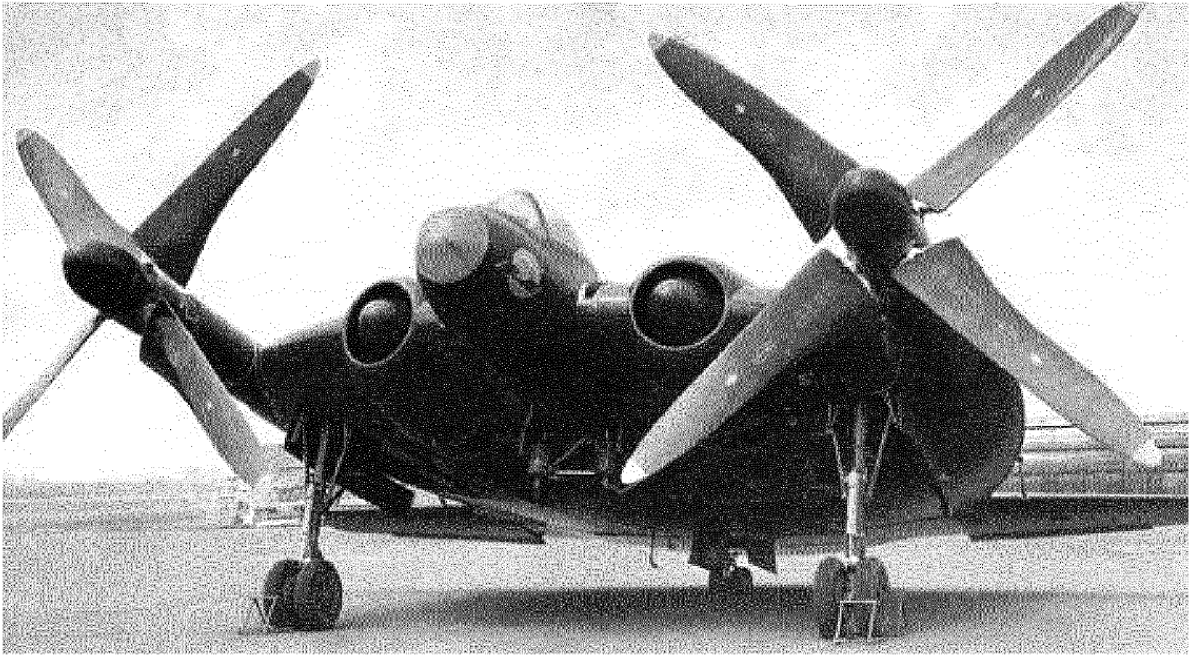


Figura 1a

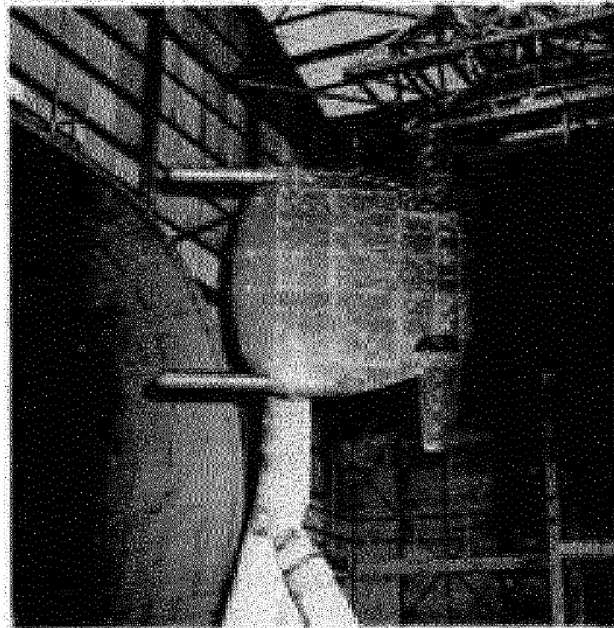


Figura 1b

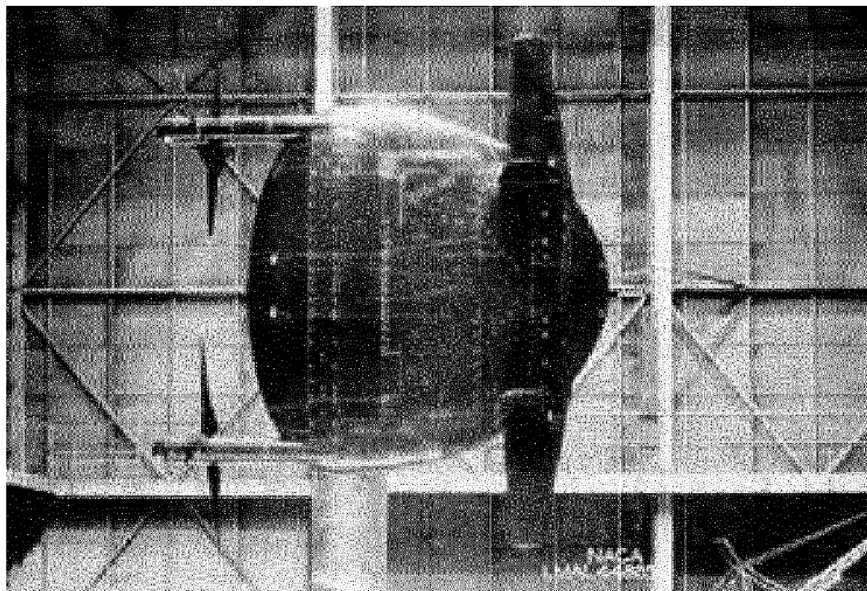


Figura 1c

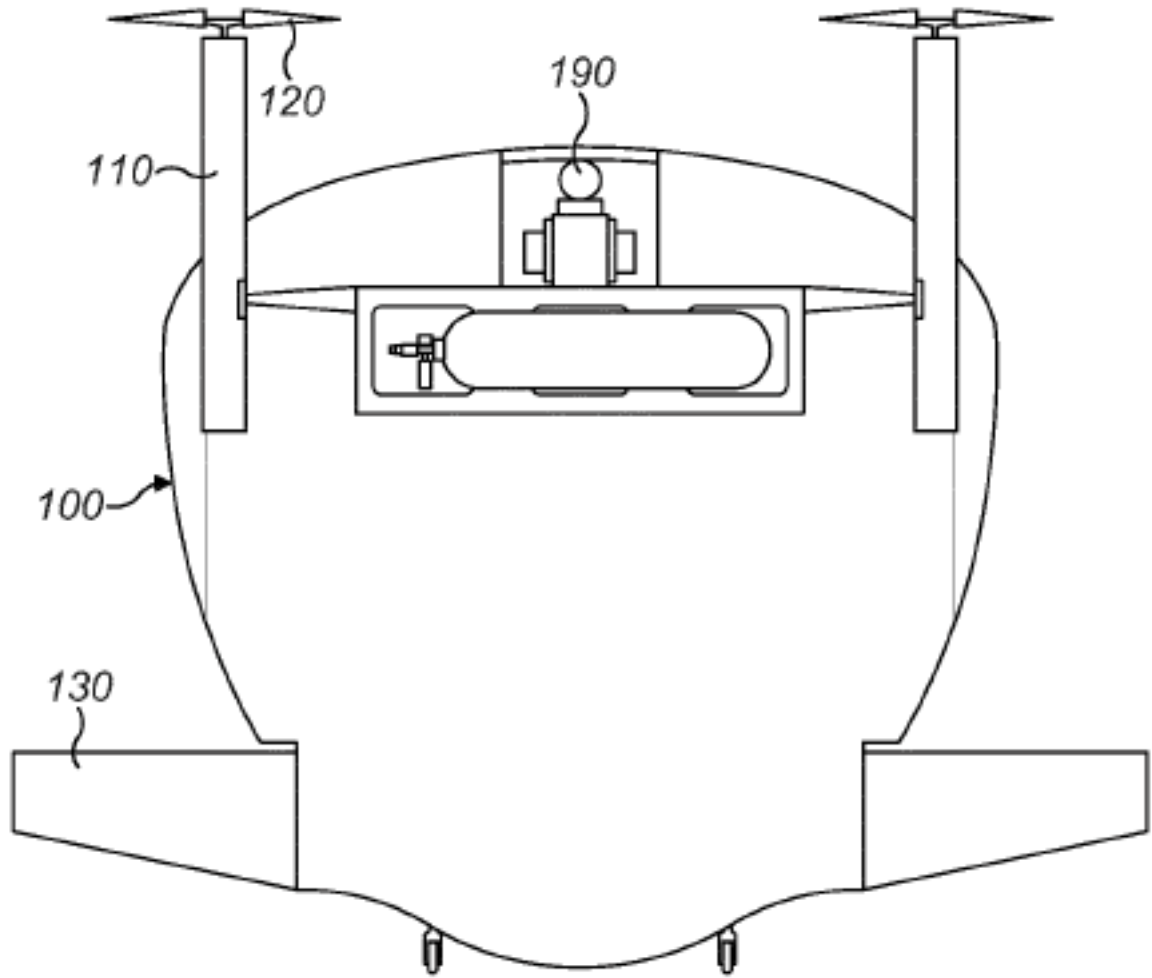


FIG. 2a

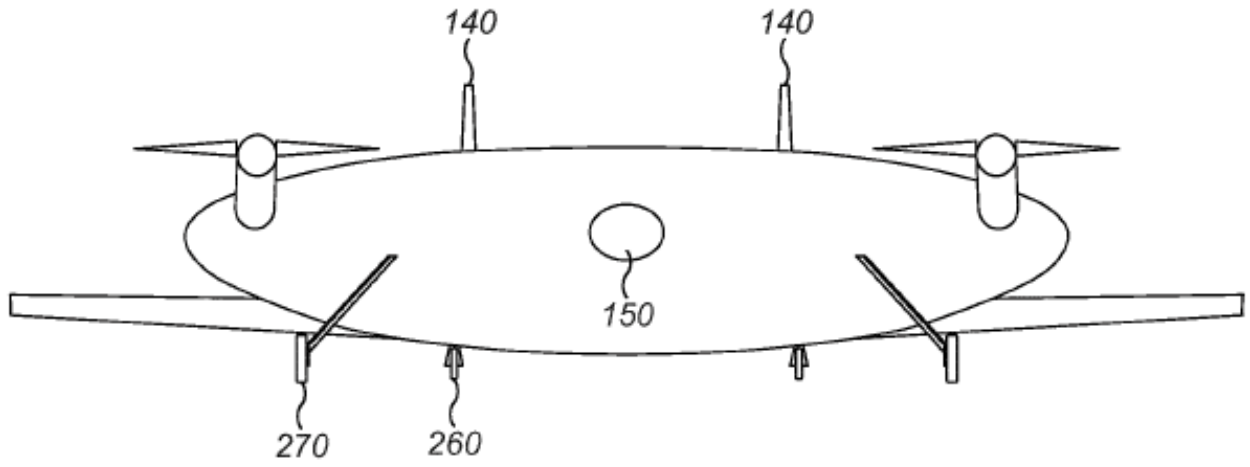


FIG. 2b

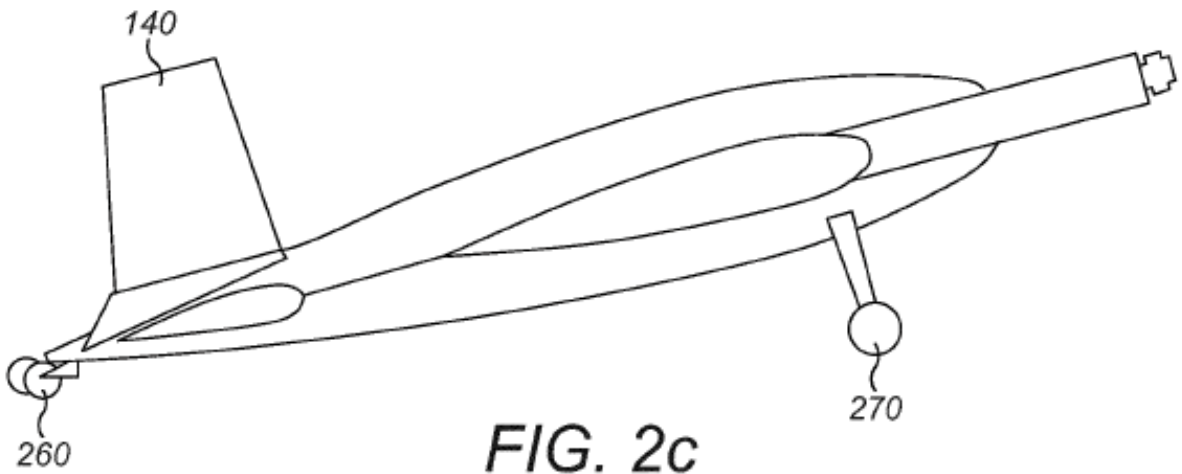


FIG. 2c

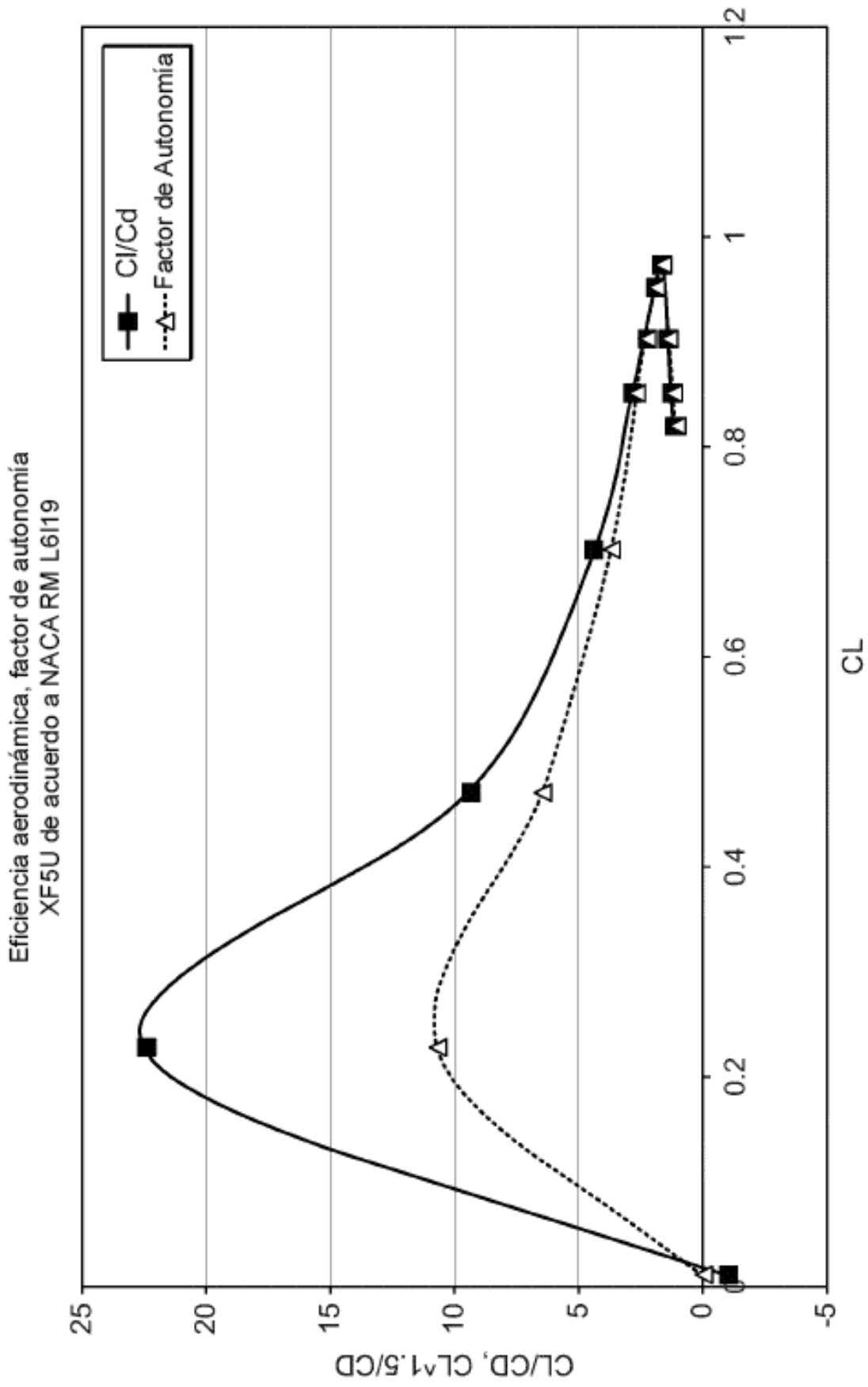


FIG. 3

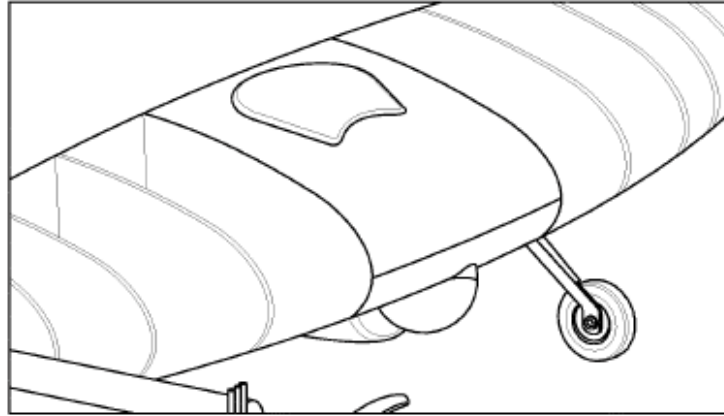


FIG. 4a

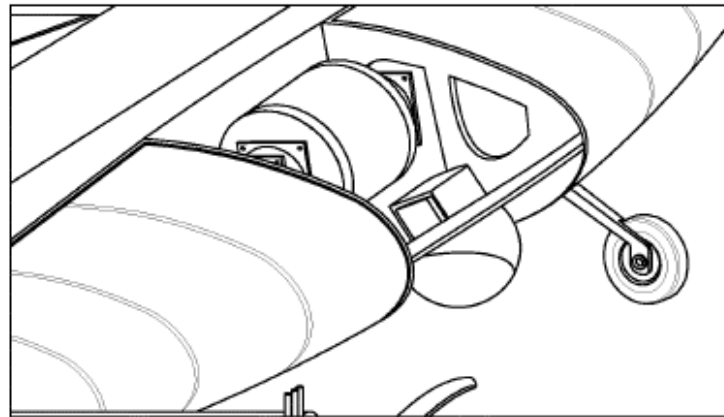


FIG. 4b

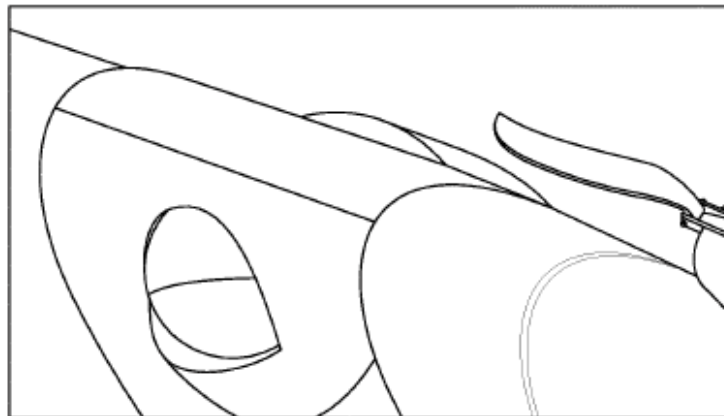


FIG. 4c

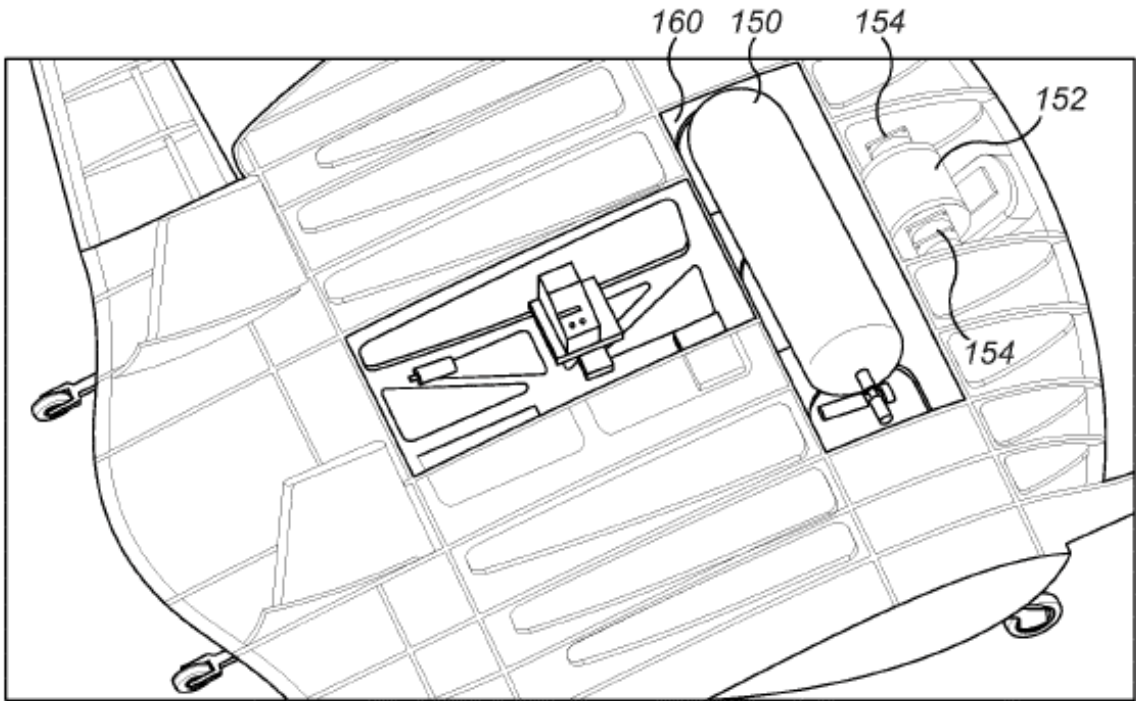


FIG. 5

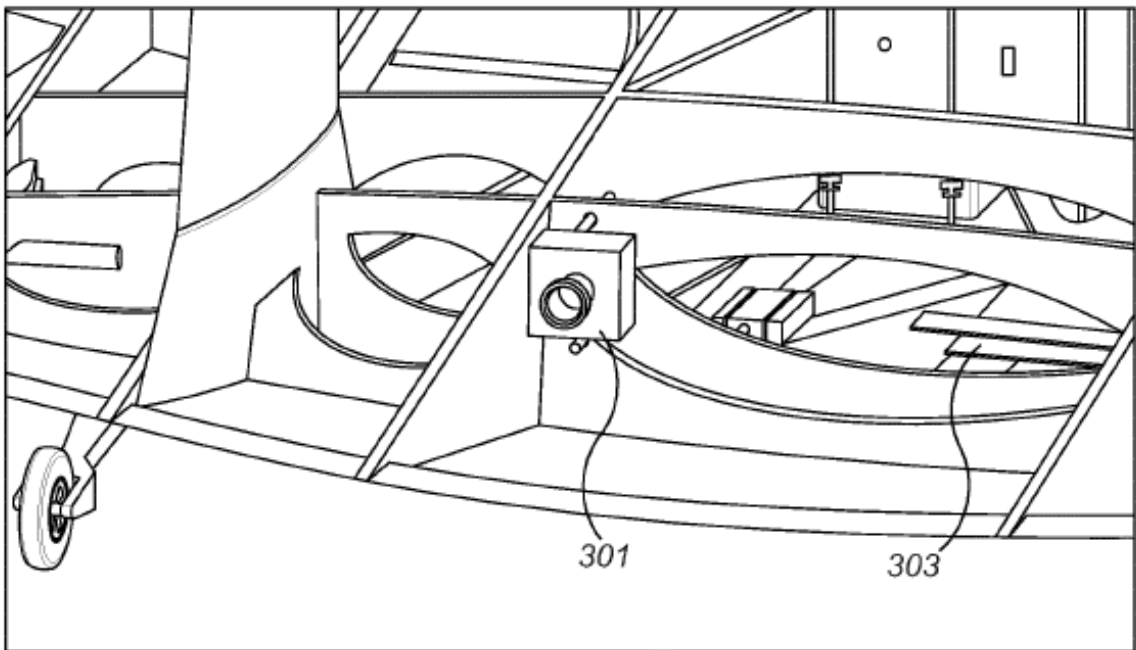


FIG. 6

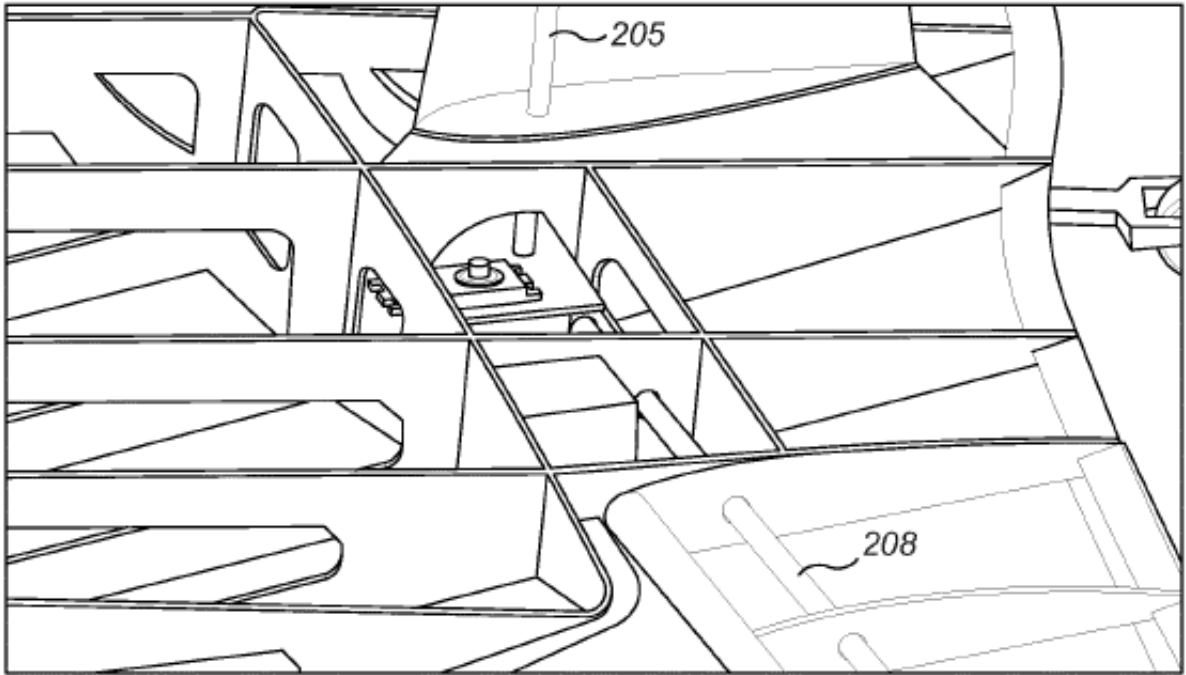


FIG. 7a

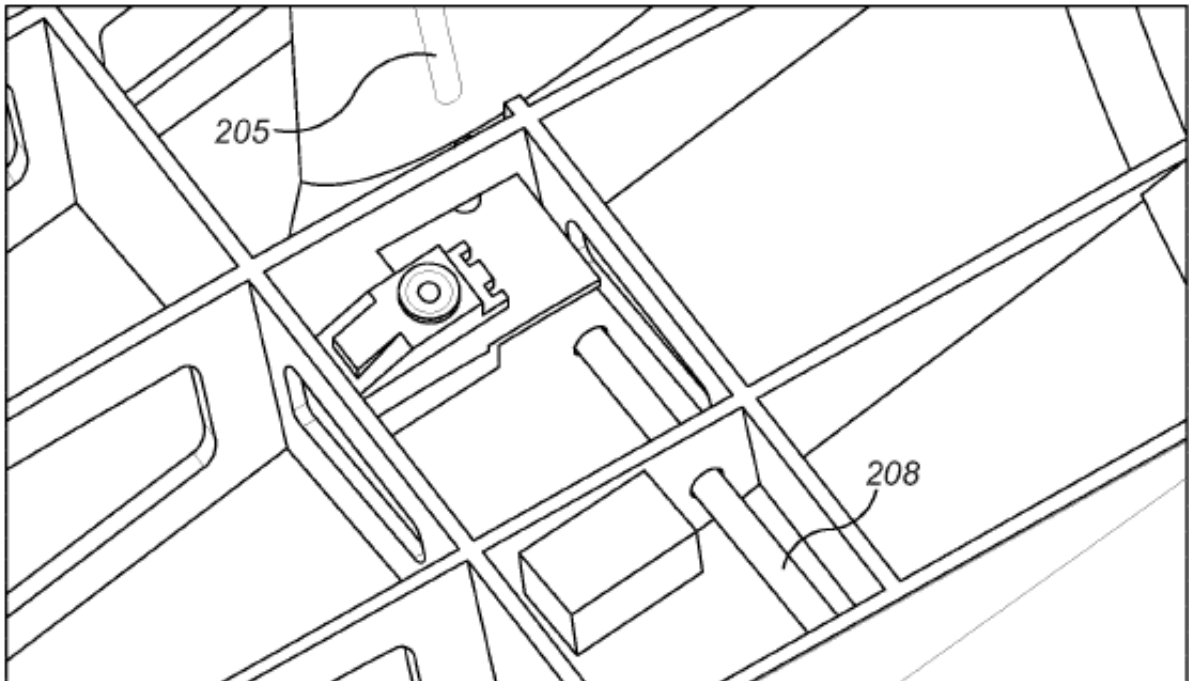


FIG. 7b

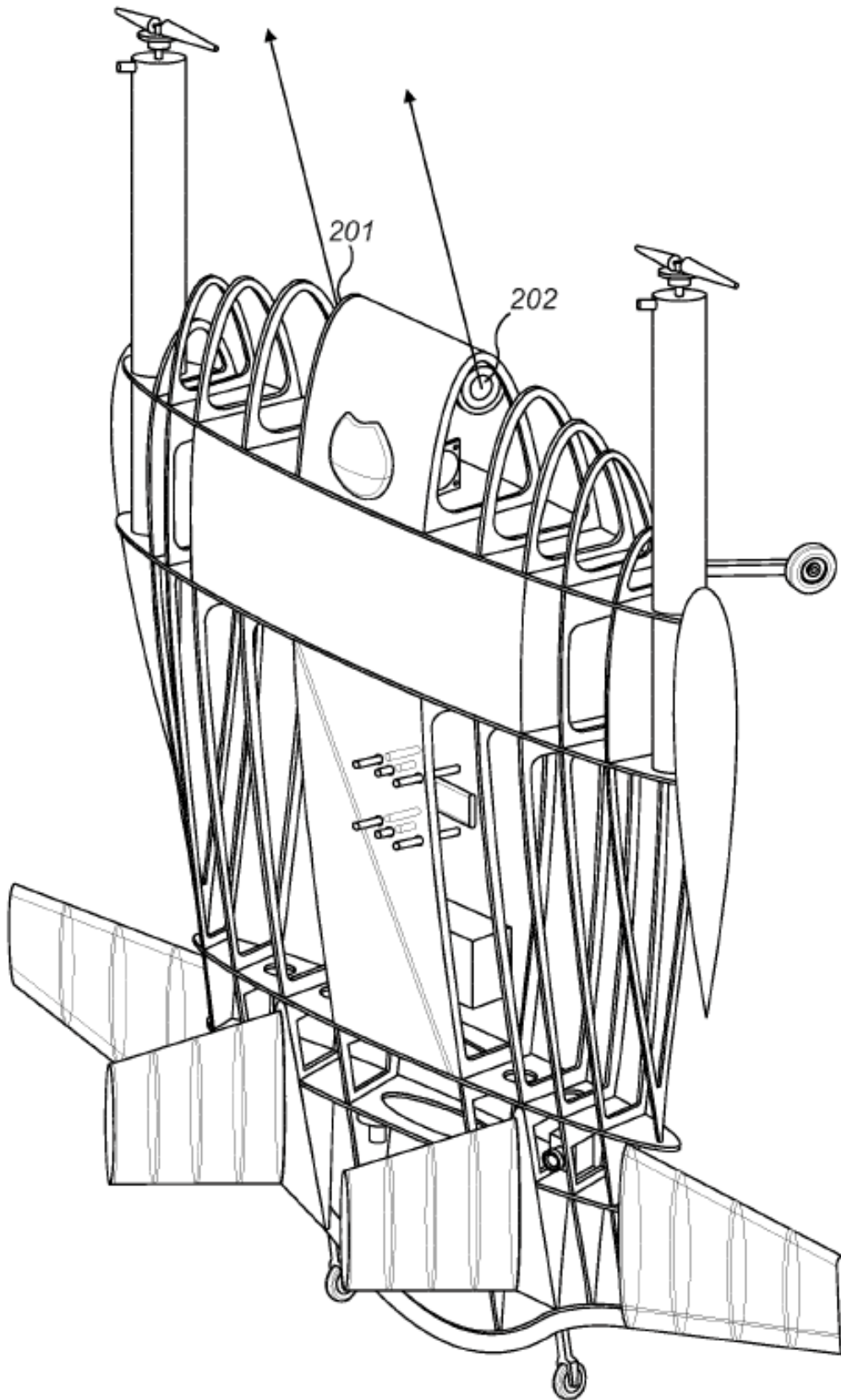


FIG. 8

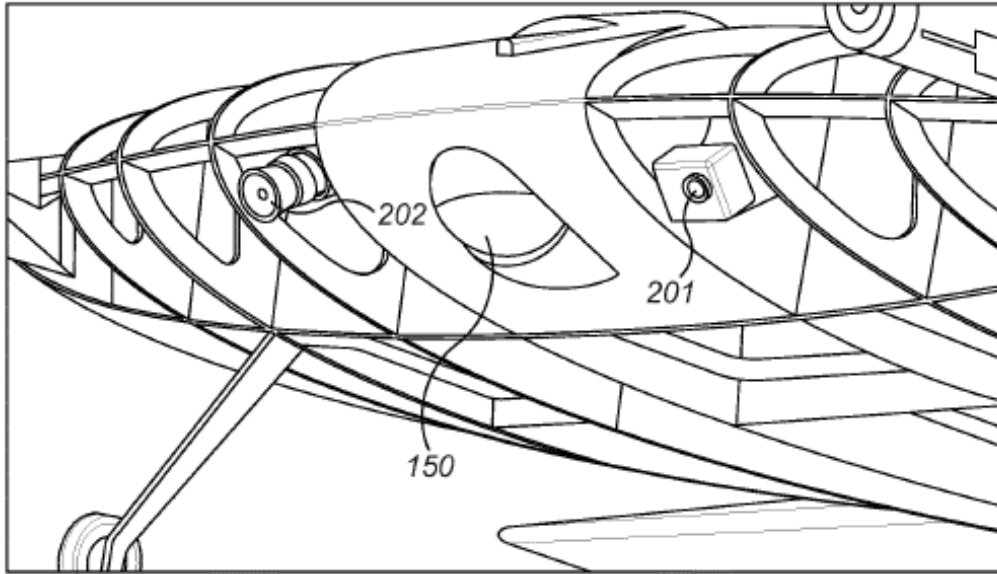


FIG. 9

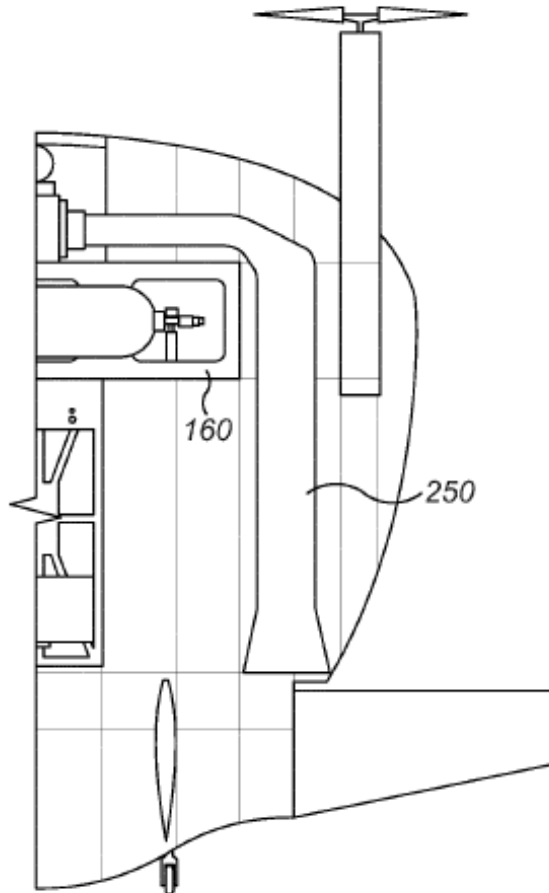


FIG. 10

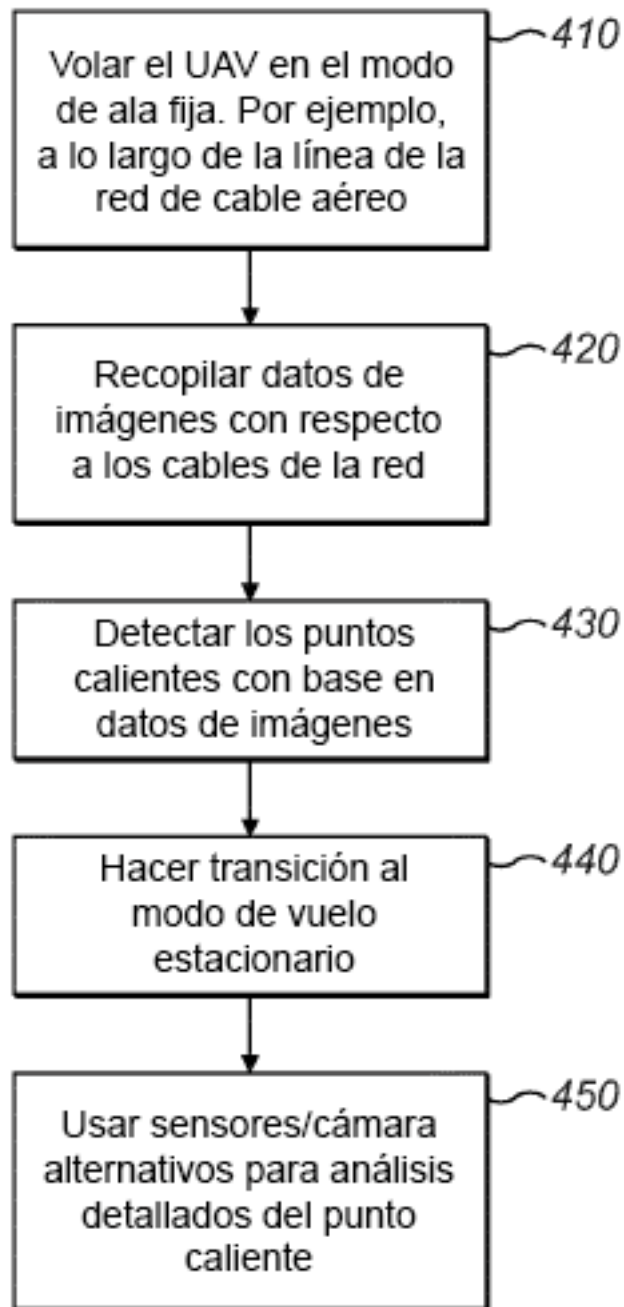


FIG. 11