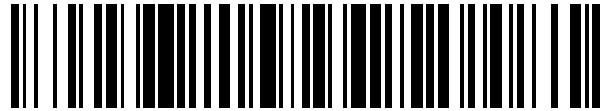


19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 886 514**

51 Int. Cl.:

B64C 39/02 (2006.01)

B64D 17/72 (2006.01)

B64D 17/80 (2006.01)

B64D 25/00 (2006.01)

B64D 17/02 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

86 Fecha de presentación y número de la solicitud internacional: **27.02.2018 PCT/IB2018/051236**

87 Fecha y número de publicación internacional: **07.09.2018 WO18158686**

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **27.02.2018 E 18712654 (5)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **26.05.2021 EP 3589543**

54 Título: **Aeronave provista de un conjunto de vuelo secundario**

30 Prioridad:

01.03.2017 IT 201700022745

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

20.12.2021

73 Titular/es:

RPS AEROSPACE S.R.L. (100.0%)

Via Montegrappa 80

25065 Lumezzane BS, IT

72 Inventor/es:

LUNERTI, GIACOMO;

VEZZOLI, NAUSICAA ASIA y

BERNA, ANDREA

74 Agente/Representante:

VALLEJO LÓPEZ, Juan Pedro

ES 2 886 514 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

Aeronave provista de un conjunto de vuelo secundario

5 La presente invención se refiere a una aeronave provista de un conjunto de vuelo secundario.

10 Las aeronaves pilotadas a distancia (RPA), más comúnmente conocidas como drones, son conocidas. También se conocen por otras siglas en inglés: además de RPA (aeronave pilotada a distancia), pueden ser conocidas como UAV (vehículo aéreo no tripulado), RPV (vehículo pilotado a distancia), ROA (aeronave operada a distancia) o UVS (sistema de vehículo no tripulado).

15 Son aeronaves que se caracterizan por la ausencia de piloto humano a bordo. Su vuelo está controlado por un ordenador a bordo del avión, bajo el control remoto de un navegador o piloto en tierra. Su uso está ahora consolidado para fines militares y está aumentando también para aplicaciones civiles, por ejemplo, para la prevención de incendios y la lucha contra emergencias, con fines de seguridad no militares, para vigilancia de oleoductos, para fines de investigación y teledetección, y, más en general, en todos los casos en que dichos sistemas puedan permitir la realización de misiones "aburridas, sucias y peligrosas", a menudo a un coste mucho menor que el de las aeronaves tradicionales.

20 Los drones suelen estar equipados con aparatos de rescate destinados a recuperar la aeronave en caso de avería. Por ejemplo, el documento US-6416019 describe un aparato de recuperación con paracaídas para recuperar un dron sin daños, permitiendo un aterrizaje seguro y no destructivo del dron en la posición deseada. El aparato de recuperación con paracaídas comprende un paracaídas, un sistema servo y un sistema de control de guiado electrónico. El paracaídas, que es de forma rectangular, está conectado por una pluralidad de cables de control al sistema servo, que a su vez es controlado por el sistema de control electrónico. El sistema de control electrónico y el sistema servo se utilizan para controlar la trayectoria de planeo y proporcionan un aterrizaje seguro y no destructivo del dron. En particular, el sistema servo está adaptado para ajustar la longitud de cada cable de dicha pluralidad de cables de control conectados al paracaídas, para controlar el paracaídas para modificar la velocidad y la dirección.

30 Sin embargo, dicho aparato de recuperación con paracaídas es complejo en su implementación, ya que opera utilizando un elevado número de cables de control del propio paracaídas y además no permite que el piloto pueda seguir controlando el dron para completar la misión. Además, no hay certeza de que no sufra daños al chocar contra obstáculos o incluso sea un peligro para las personas en el suelo.

35 El documento EP 3093239 divulga un aparato de vehículo aéreo no tripulado que comprende un bastidor y un mecanismo de propulsión acoplado al bastidor que impulsa el bastidor a través del aire. Además, el aparato de vehículo aéreo no tripulado comprende un dispositivo de almacenamiento que almacena uno o más airbags y está acoplado al bastidor. El aparato de vehículo aéreo no tripulado también comprende un dispositivo de inflado acoplado al bastidor que recibe una señal de activación e infla uno o más airbags basándose en la recepción de la señal de activación para desplegar uno o más airbags desde el dispositivo de almacenamiento antes de un impacto del bastidor con un objeto.

45 El objetivo de la presente invención es proporcionar un aparato de recuperación que sea sencillo de implementar y que permita un aterrizaje seguro, tanto para el dron como para las personas en tierra, y también que permita al piloto continuar la misión en marcha.

De acuerdo con la invención, este objetivo se logra mediante una aeronave de control remoto como se define en la reivindicación 1.

50 El ala superior y el ala inferior aseguran el vuelo de la aeronave en lugar de las hélices en caso de fallo de la aeronave o en caso de emergencia.

Estas y otras características de la presente invención serán más evidentes a partir de la siguiente descripción detallada de una realización práctica de la misma, mostrada a modo de ejemplo no limitativo en los dibujos adjuntos, en los que:

55 La figura 1 muestra una primera vista axonométrica de una aeronave de control remoto, de acuerdo con la presente invención;
 La figura 2 muestra una segunda vista axonométrica de la aeronave de la figura 1;
 Las figuras 3 y 4 muestran una vista de la aeronave de la figura 1 sin una o más porciones del bastidor;
 La figura 5 muestra una vista en sección parcial axonométrica de la aeronave de la figura 1 en una configuración asumida en caso de fallo;
 60 Las figuras 6-8 muestran vistas de la aeronave de la figura 1 en la configuración asumida en caso de fallo de la aeronave o en caso de emergencia;
 La figura 9 muestra una vista lateral de una aeronave de control remoto, de acuerdo con la presente invención provista de una hélice propulsora;
 65 La figura 10 muestra un diagrama de bloques de un conjunto de vuelo secundario comprendido en la aeronave de la figura 1.

La figura 1 muestra una aeronave pilotada a distancia (RPA) 1 de acuerdo con la presente invención.

La aeronave 1 comprende un bastidor 2 que es la estructura de soporte, siendo posible realizar dicho bastidor 2 de varios materiales, incluyendo plástico, aluminio o carbono. Tal como se conoce, la composición del bastidor 2 es decisiva para determinar la resistencia, el peso y, por lo tanto, el tiempo de vuelo de la aeronave 1. De la misma manera, también el tamaño del bastidor 2 y, por lo tanto, su diámetro, afecta al rendimiento aéreo de la aeronave 1: un diámetro mayor asegura una mayor estabilidad de vuelo, pero al mismo tiempo implica más peso y, por lo tanto, más consumo energético. En la realización preferida, el bastidor 2 comprende un cuerpo central 21 del que parten radialmente una pluralidad de ramas 22 mutuamente equidistantes.

La aeronave 1 comprende una unidad de propulsión primaria 23 (figura 11), que a su vez comprende al menos un motor dispuesto para hacer girar una pluralidad de hélices 3. Por ejemplo, la aeronave 1 puede comprender una pluralidad de motores, cada uno ubicado en una de dichas ramas 22, estando adaptados dichos motores para hacer girar una hélice 3 cada uno, permitiendo que la aeronave 1 despegue del suelo. Los motores instalados en drones son motores eléctricos y normalmente del tipo "sin escobillas". Como alternativa, la aeronave 1 puede comprender un solo motor adaptado para hacer girar dicha pluralidad de hélices 3 por medio de respectivos elementos de transmisión mecánica.

Los dibujos adjuntos muestran una aeronave 1 que comprende seis hélices 3 (hexacóptero), pero puede haber tres motores en la aeronave 1 (tricóptero), cuatro motores (cuadricóptero), ocho motores (octocóptero), etc.

La aeronave 1 comprende una unidad de control principal constituida por un controlador configurado para recibir comandos desde una unidad de control remoto y para mantener la aeronave 1 equilibrada en vuelo, entre otras cosas, actuando automáticamente de acuerdo con la información derivada del hardware y del software con el que está equipada. La unidad de control remoto puede ser un transmisor de control remoto, mediante el cual un piloto remoto puede controlar la unidad de propulsión primaria 23 y, por lo tanto, el vuelo de la aeronave 1. Como alternativa, la unidad de control remoto puede ser una estación terrestre o un aparato capaz de programar un vuelo automático.

La unidad de control principal interactúa con una unidad de medición inercial, o IMU, que comprende un conjunto de componentes electrónicos, tal como antenas GPS, barómetros, instrumentos de medida inercial, tal como giroscopios y acelerómetros, que permiten a la unidad de control mejorar la respuesta a variaciones bruscas de los factores que se registran.

La unidad de control principal está configurada para recibir desde dicha unidad de medición inercial una pluralidad de datos relacionados con el vuelo derivados de las mediciones realizadas por la propia unidad de medición inercial y procesarlos para determinar la implementación de una o más acciones en la aeronave 1.

La unidad de control principal comprende además al menos un receptor configurado para recibir en la entrada los comandos desde la unidad de control remoto de la unidad de propulsión primaria 23 para controlar el vuelo de la aeronave 1.

Adicionalmente, la aeronave 1 comprende un conjunto de vuelo secundario 4 adaptado para intervenir en caso de avería de la aeronave 1 o en caso de emergencia.

El conjunto de vuelo secundario 4 comprende una unidad de control adicional 5 (figura 10) constituida por una unidad de control autónoma, también configurada para procesar datos relacionados con el vuelo, porque está provista de una unidad de medición inercial adicional que comprende una pluralidad de sensores 6 adaptados para detectar una serie de magnitudes, entre las cuales al menos la aceleración (lineal y angular) a la que está sometida la aeronave 1, y la presión ambiental, en particular, las diferencias de presión que pueden generarse como consecuencia de un cambio brusco de altitud de la aeronave 1. En el caso que nos ocupa, la unidad de control adicional 5 está configurada para comparar dichas cantidades recibidas desde dicha unidad de medida inercial adicional con los valores límite que identifican una condición de fallo de la aeronave 1 para reconocer esta última.

El conjunto de vuelo secundario 4 está entonces provisto de un receptor adicional 27 configurado para recibir en la entrada los comandos provenientes desde una unidad de control remoto adicional 70 del vuelo de la aeronave 1. De nuevo, la unidad de control remoto adicional 70 puede ser un transmisor de control de radio, una estación terrestre o un aparato capaz de programar un vuelo automático. En el caso de control por radio, por ejemplo, la unidad de control remoto adicional 70 puede integrarse en el propio dispositivo junto con la unidad de control remoto.

La unidad de control adicional 5 también está configurada para monitorizar la intensidad de la señal de radio que pone en comunicación la aeronave 1 con la unidad de control remoto 70, por ejemplo, una estación de control terrestre (GCS), y para comparar dicha intensidad de señal de radio con un valor umbral que identifica una condición de emergencia.

Además, la unidad de control adicional 5 está configurada para reconocer un comando de emergencia por medio de dicha unidad de control remoto 70, por ejemplo, presionar un botón de emergencia con el que se proporciona la unidad

de control de radio 70, un fallo de los sensores 6 de la unidad de medición inercial adicional o una velocidad de rotación de las hélices 3 que supera un límite de seguridad dado (el llamado "sobrelímite de giroavión").

5 Como se discute en mayor detalle a continuación, en caso de avería de la aeronave 1 o en caso de emergencia, la unidad de control adicional 5 está configurada para generar como respuesta una orden de activación S1 y, al mismo tiempo, una orden de interdicción S2 para interceptar la unidad de propulsión primaria 23.

10 El conjunto de vuelo secundario 4 comprende un primer dispositivo 8 adaptado para expulsar un ala superior 9 colocada dentro de un primer compartimento 12 (figura 3) en la parte superior del cuerpo central 21 de la aeronave 1, siendo dicha ala superior 9 maniobrable mediante medios de control conectados a dicha unidad de control adicional 5, controlándose dichos medios de control por dicha unidad de control remoto 70.

15 El primer dispositivo 8 puede ser, por ejemplo, un dispositivo de lanzamiento neumático de paracaídas de emergencia, como el descrito en la patente EP-0716015. En tal dispositivo, una válvula de escape rápida se abre mediante un comando y libera un gas comprimido almacenado en un pequeño tanque equipado con un manómetro. El tanque contiene aire, nitrógeno o gases no inflamables. El escape del gas infla instantáneamente una cámara de expansión, que al extenderse confiere un movimiento rectilíneo con aceleración variable a un paracaídas que se desprende, a pesar de permanecer restringido a la estructura de la aeronave por medio de una pluralidad de cables.

20 De forma similar, el primer dispositivo 8 comprende un tanque 10 (figura 4) dentro del cual se almacena un fluido comprimido a alta presión (por ejemplo, a una presión superior a 160 bar), dicho tanque 10 está provisto de una válvula de escape rápida adaptada para ser activada electromecánicamente por dicho comando de activación S1 generado por la unidad de control adicional 5 en caso de fallo de la aeronave 1 o en caso de emergencia.

25 En caso de avería de la aeronave 1 o en caso de emergencia, dicha válvula está configurada para liberar dicho fluido comprimido contenido en el tanque 10 dentro de una cámara de expansión 11 que está plegada con fuelle como dentro de dicho primer compartimento 12 de la aeronave 1, por medio de una tubería 24 capaz de soportar la presión generada. La cámara de expansión 11 en forma de fuelle está adaptada para inflarse rápidamente debido a la alta presión introducida en la misma por el tanque 10, asumiendo la forma de un cono (o de un tanque) para expulsar y desplegar el ala superior 9 (figura 5). El primer compartimento 12 está situado en la parte superior de la aeronave 1 y comprende una cubierta de cierre 13 (figura 1) articulada al bastidor 2 de la aeronave 1, estando adaptada dicha cubierta 13 para abrirse bajo la presión de empuje instantánea desde el interior de la cámara de expansión 11.

35 En particular, dicha ala superior 9 está hecha de tela o de otro material con propiedades flexibles y consiste principalmente en dos superficies 14 en forma de cono semitruncado con los dos vértices unidos (figuras 6-8). Un ala de este tipo también se conoce con el nombre de "ala de Rogallo". Dicha ala superior 9 está sujeta a un bastidor 2 de la aeronave 1 por medio de un par de cables 15, que a su vez se bifurcan en una pluralidad de cables 16 conectados al ala superior 9 a lo largo de su perímetro, también previendo dicha ala superior 9 un cable direccional 19 adaptado para conectar al menos un punto del perímetro del ala superior 9 a dichos medios de control. Los medios de control están adaptados para aplicar tracción a dicho cable direccional 19 por medio de un comando remoto recibido desde la unidad de control remoto adicional 70, para deformar la estructura del ala superior 9, y así maniobrarla, como se explicará con más detalle a continuación.

45 El conjunto de vuelo secundario 4 comprende además un ala inferior inflable 17 (figura 5) alojada en un segundo compartimento 25 de la aeronave 1 y que está adaptada para ser utilizada también en caso de avería de la aeronave 1, estando dicha ala inferior 17 en comunicación fluida con la cámara de expansión 11 a través de un canal de salida 18; el segundo compartimento 25 está situado debajo del cuerpo central 21 de la aeronave 1 y también comprende una cubierta de cierre 26 (figura 2). El ala inferior 17 se infla mediante el fluido previamente utilizado para inflar la cámara de expansión 11. De hecho, la cámara de expansión 11, después de expulsar el ala superior 9, contiene el mismo volumen de fluido que el tanque 10 expandido a una presión más baja (por ejemplo, a una presión de 2 bar), dicho fluido fluye hacia dicho canal de salida 18 e infla el ala inferior 17 que, en virtud del volumen adquirido, abre la cubierta de cierre 26 y se coloca debajo de la aeronave 1 (figura 5).

55 El ala inferior 17 está conformada para cooperar con el ala superior 9 para la estabilidad de la aeronave; de esta manera, el piloto puede gestionar la maniobra de forma adecuada. En otras palabras, el ala inferior está configurada para cooperar con el ala superior 9 para estabilizar el vuelo de la aeronave. Por ejemplo, el ala inferior 17 puede tener un tipo de perfil aerodinámico estandarizado definido por el Comité Asesor Nacional de Aeronáutica NACA. Además, el ala inferior 17 también actúa como un airbag capaz de proteger las partes más perjudiciales de la aeronave 1 de impactos con objetos o con personas.

60 En caso de avería de la aeronave 1 o en caso de emergencia, el conjunto de vuelo secundario 4 está, por lo tanto, adaptado para activar dicho primer dispositivo 8 para expulsar el ala superior 9 y adaptado para inflar dicha ala inferior 17. En particular, la unidad de control adicional 5 está configurada para generar dicho comando de activación S1 cuando, después de comparar los datos recibidos desde la unidad de medida inercial adicional (al menos aceleración lineal y angular y presión ambiental) con estos valores límite, reconoce una condición de fallo de la aeronave 1, o cuando la intensidad de la señal de radio que pone la aeronave 1 en comunicación con la unidad de control remoto

adicional 70 cae por debajo del valor límite que identifica la condición de emergencia; dicha orden de activación S1 también se genera cuando se detecta un fallo en la unidad de medida inercial adicional o una velocidad de rotación de las hélices 3 que excede dicho límite de seguridad predeterminado. La unidad de control adicional 5 está configurada para generar dicho comando de activación S1 también cuando recibe un comando de emergencia desde la unidad de control remoto 70.

Al mismo tiempo que el comando de activación S1, la unidad de control adicional 5 está configurada para generar dicho comando de interdicción S2 de la unidad de propulsión primaria 23 adaptada para interrumpir la rotación de las hélices 3, para asegurar que el ala superior expulsada 9 no se enrede con las propias hélices 3.

El ala superior 9 y el ala inferior 17 están configuradas para generar un giro continuo de la aeronave 1 (hacia la derecha o hacia la izquierda), mientras que mediante la tracción remota de dicho cable direccional 19 es posible generar una condición de trayectoria rectilínea o una condición de giro en sentido contrario a la impuesta por el ala superior 9, modificando la forma de la propia ala superior 9. Es fácil comprender cómo dichos medios de control son fáciles de implementar porque actúan sobre un solo cable (el cable direccional 19); esto también significa una mayor seguridad porque es más difícil que un solo cable se enrede con el resto de la estructura del ala superior 9 cuando se abre.

El conjunto de vuelo secundario 4 puede comprender una hélice de propulsión adicional 20 (figura 9) también controlada por la unidad de control remoto 70 y que opera en un plano perpendicular al eje de balanceo de la aeronave 1, generando dicha hélice propulsora adicional 20 un aumento en la fuerza de sustentación, que permitirá que la aeronave 1 continúe la misión. La acción de este aumento de empuje también producirá un aumento adicional en la estabilidad de maniobra de la aeronave 1, con la consiguiente capacidad de volar trayectorias en presencia de fuertes vientos de frente o laterales.

Durante la operación, cuando la unidad de control detecta una condición de fallo de la aeronave 1 o una emergencia, se genera al mismo tiempo un comando de activación S1, adaptado para activar dicho primer dispositivo 8 para expulsar el ala superior 9 e inflar el ala inferior 17, y un comando de interdicción S2 adaptado para detener la unidad de propulsión primaria 23 de la aeronave 1.

Como se ha mencionado, la condición de fallo se detecta comparando los datos de vuelo y, en particular, magnitudes tales como al menos la aceleración (lineal y angular) y la presión ambiental, con valores límite que identifican la condición de fallo, o la condición de emergencia se detecta comparando la intensidad de la señal de radio con la unidad de control remoto adicional 70 con dicho valor límite que identifica la condición de emergencia. Además, dicho comando de activación S1 y el comando de interdicción S2 son generados por la unidad de control adicional 5 también en el caso de comando de emergencia, o si se detectan fallos en la unidad de medición inercial adicional o condiciones de sobrelímite de giroavión.

El ala superior 9 se expulsa en virtud de la apertura de la válvula para descargar rápidamente el tanque 10 que, liberando el fluido comprimido dentro de la cámara de expansión 11 inicialmente plegada dentro del primer compartimento 12, provoca esto extendiendo para abrir la cubierta 13 del primer compartimento 12 y confiere un movimiento rectilíneo al ala superior 9 que se despliega en el aire, mientras permanece restringido a la aeronave 1 por medio del par de cables 15 y sus extensiones (cables 16).

Tras la expulsión del ala primaria, en virtud de dicho canal de salida 18, el volumen de fluido contenido dentro de la cámara de expansión 11 fluye a una presión más baja dentro del ala inferior 17, inflándola (figura 5).

Una vez que se activa el conjunto de fluido secundario 4, el ala superior 9 junto con el ala inferior 17 genera un giro continuo de la aeronave 1 (hacia la derecha o hacia la izquierda), mientras que por medio de la unidad de control remoto 70 será posible generar una condición de trayectoria rectilínea o una condición de giro en la dirección opuesta a la impuesta por el ala superior 9, modificando la forma del ala superior 9. Esto es en virtud de los medios de control que aplican tracción al cable direccional 19 para deformar la estructura del ala superior 9, para que la aeronave 1 pueda continuar maniobrando y continuar la misión iniciada, a pesar del fallo o de la condición de emergencia.

En el caso de la hélice de propulsión adicional 20, de nuevo por medio de la unidad de control remoto adicional 70, también es posible aumentar la fuerza de empuje de la aeronave 1 y, por lo tanto, su maniobrabilidad, en virtud del conjunto de vuelo secundario 4.

La aeronave 1 seguirá siendo perfectamente maniobrable en virtud de la acción sinérgica de dichas alas superior e inferior 9, 17, permitiendo hacer frente a un posible fallo de la aeronave 1 o una emergencia de forma controlada y absolutamente inofensiva para las personas que se encuentran debajo de la aeronave 1, permaneciendo la propia aeronave 1 perfectamente controlable.

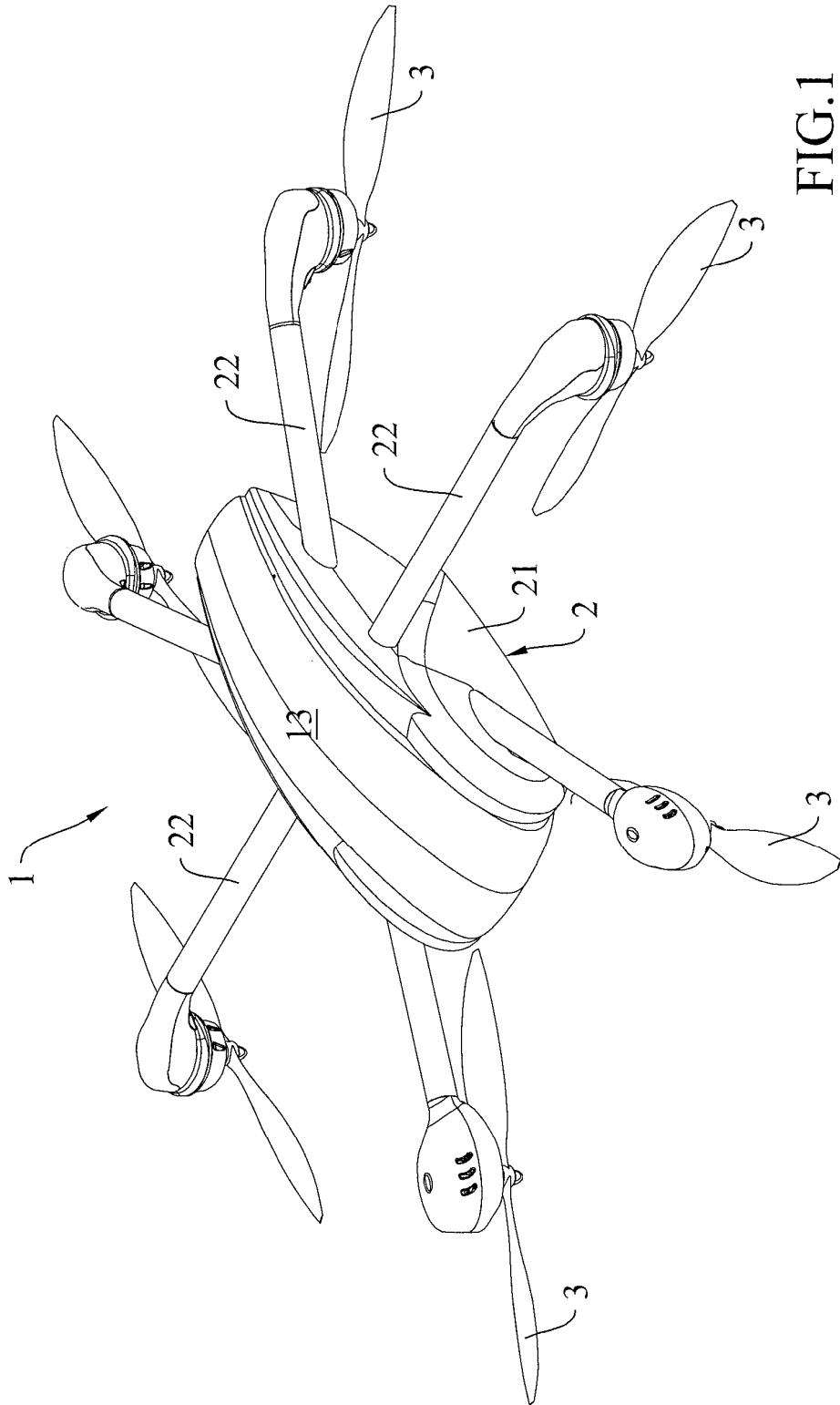
REIVINDICACIONES

1. Aeronave pilotada a distancia (1), que comprende una unidad de propulsión primaria (23) con al menos un motor, una pluralidad de hélices (3), puestas en rotación por dicho al menos un motor, y una unidad de control principal que comprende al menos un receptor configurado para recibir comandos desde una unidad de control remoto, comprendiendo además dicha aeronave (1) un conjunto de vuelo secundario (4), apto para intervenir en caso de fallo de la aeronave (1) o de emergencia, estando provisto dicho conjunto de vuelo secundario (4) de una unidad de control adicional (5), configurada para procesar datos relevantes para el vuelo, y que incluye un receptor adicional (27), configurado para recibir comandos desde una unidad de control remoto adicional (70), en caso de fallo o de emergencia, estando configurada dicha unidad de control adicional (5) para generar, como respuesta, un comando de activación (S1) apto para activar un primer dispositivo (8) para la expulsión de un ala superior (9) colocada en un primer compartimento (12) de la aeronave (1) y para inflar un ala inferior (17) alojada en un segundo compartimento (25) de la aeronave (1), y también para generar un comando de interdicción (S2) de la unidad de propulsión primaria (23), siendo dicha ala superior (9) maniobrable por medio de dicha unidad de control remoto adicional (70), estando el ala inferior (17) configurada para cooperar con el ala superior (9) para la estabilidad de la aeronave.
2. Aeronave (1) de acuerdo con la reivindicación 1, en la que dicha unidad de control adicional (5) está provista de una pluralidad de sensores (6) para detectar una serie de magnitudes, entre las cuales al menos las aceleraciones lineal y angular, a las que está sometida la aeronave (1), y la presión ambiental, estando configurada dicha unidad de control adicional (5) para comparar dichas magnitudes con valores límite que identifican una condición de fallo de la aeronave (1) para el reconocimiento de esta última, y, como respuesta, generar dicha orden de activación (S1) y dicha orden de interdicción (S2).
3. Aeronave (1) de acuerdo con la reivindicación 1, en la que dicha unidad de control adicional (5) está configurada para monitorizar la potencia de la señal de radio que conecta la aeronave (1) con la unidad de control remoto adicional (70) y para comparar dicha potencia de la señal de radio con un valor límite que identifica una condición de emergencia y, como respuesta, generar dicha orden de activación (S1) y dicha orden de interdicción (S2).
4. Aeronave (1) de acuerdo con la reivindicación 1, en la que dicha unidad de control adicional (5) está configurada para reconocer un comando de emergencia por medio de dicha unidad de control remoto adicional (70), un fallo en dichos sensores (6) o una velocidad de la aeronave que excede un límite de seguridad dado y, como respuesta, generar dicha orden de activación (S1) y dicha orden de interdicción (S2).
5. Aeronave (1) de acuerdo con la reivindicación 1, en la que dicho primer dispositivo (8) comprende una cámara de expansión (11) plegada a modo de fuelle dentro de dicho primer compartimento (12) de la aeronave (1) y conectada a un tanque (10) dentro del cual se almacena un fluido comprimido a alta presión, estando provisto dicho tanque (10) de una válvula de escape rápida apta para ser activada electromecánicamente por dicho control de activación (S1), generado por la unidad de control adicional (5), en caso de fallo de la aeronave (1) o de emergencia, estando configurada dicha válvula para liberar dicho fluido comprimido contenido en el tanque (10) dentro de dicha cámara de expansión (11), siendo dicha cámara de expansión (11) apta para inflarse rápidamente debido a la alta presión introducida en la misma desde el tanque (10), asumiendo la forma de un cono o de un cilindro para la expulsión y para el despliegue del ala superior (9).
6. Aeronave (1) de acuerdo con la reivindicación 1, en la que dicha ala superior (9) está hecha de tela o de otro material con propiedades de flexibilidad, y está compuesta principalmente por dos superficies (14) en forma de cono semitruncado, que están conectadas entre sí, estando conectada dicha ala superior (9) a un bastidor (2) de la aeronave (1) por medio de un par de cables (15), que a su vez se ramifican en una pluralidad de cables (16) conectados al ala superior (9) a lo largo de su perímetro, proporcionando dicha ala superior (9) también un cable direccional (19) adecuado para conectar a los medios de control al menos un punto del perímetro del ala superior (9).
7. Aeronave (1) de acuerdo con la reivindicación 6, en la que dicha ala superior (9) es maniobrable mediante dichos medios de control que están conectados a dicha unidad de control adicional (5), siendo dichos medios de control adecuados para la tracción de dicho cable direccional (19) con el fin de deformar la estructura del ala superior (9) mediante un comando remoto recibido desde la unidad de control remoto adicional (70).
8. Aeronave (1) de acuerdo con la reivindicación 5, en la que dicha ala inferior inflable (17) está en comunicación fluida con dicha cámara de expansión (11) a través de un canal de salida (18), siendo inflada dicha ala inferior (17) por el fluido previamente utilizado para inflar la cámara de expansión (11).
9. Aeronave (1) de acuerdo con la reivindicación 1, en la que dicha ala inferior (17) tiene un tipo de forma de perfil aerodinámico estandarizado definido por la organización federal estadounidense NACA.
10. Aeronave (1) de acuerdo con cualquiera de las reivindicaciones anteriores, en la que dicha ala inferior (17) sirve como airbag adecuado para proteger las partes más perjudiciales de la aeronave (1) contra impactos con objetos o con personas.

11. Aeronave (1) de acuerdo con la reivindicación 6, en la que dicha ala superior (9) y dicha ala inferior (17) están configuradas para generar un giro continuo de la aeronave (1), a la derecha o a la izquierda, mientras que por tracción a distancia de dicho cable direccional (19) es posible generar una condición de trayectoria rectilínea o una condición de giro en sentido opuesto a la impuesta por el ala superior (9).

5
12. Aeronave (1) de acuerdo con una cualquiera de las reivindicaciones anteriores, en la que el conjunto de vuelo secundario (4) comprende una hélice de propulsión adicional (20), también controlada por la unidad de control remoto (70), y que actúa en un plano que es perpendicular al eje de balanceo de la aeronave (1), generando dicha hélice de propulsión adicional (20) un aumento de la fuerza de sustentación.

10



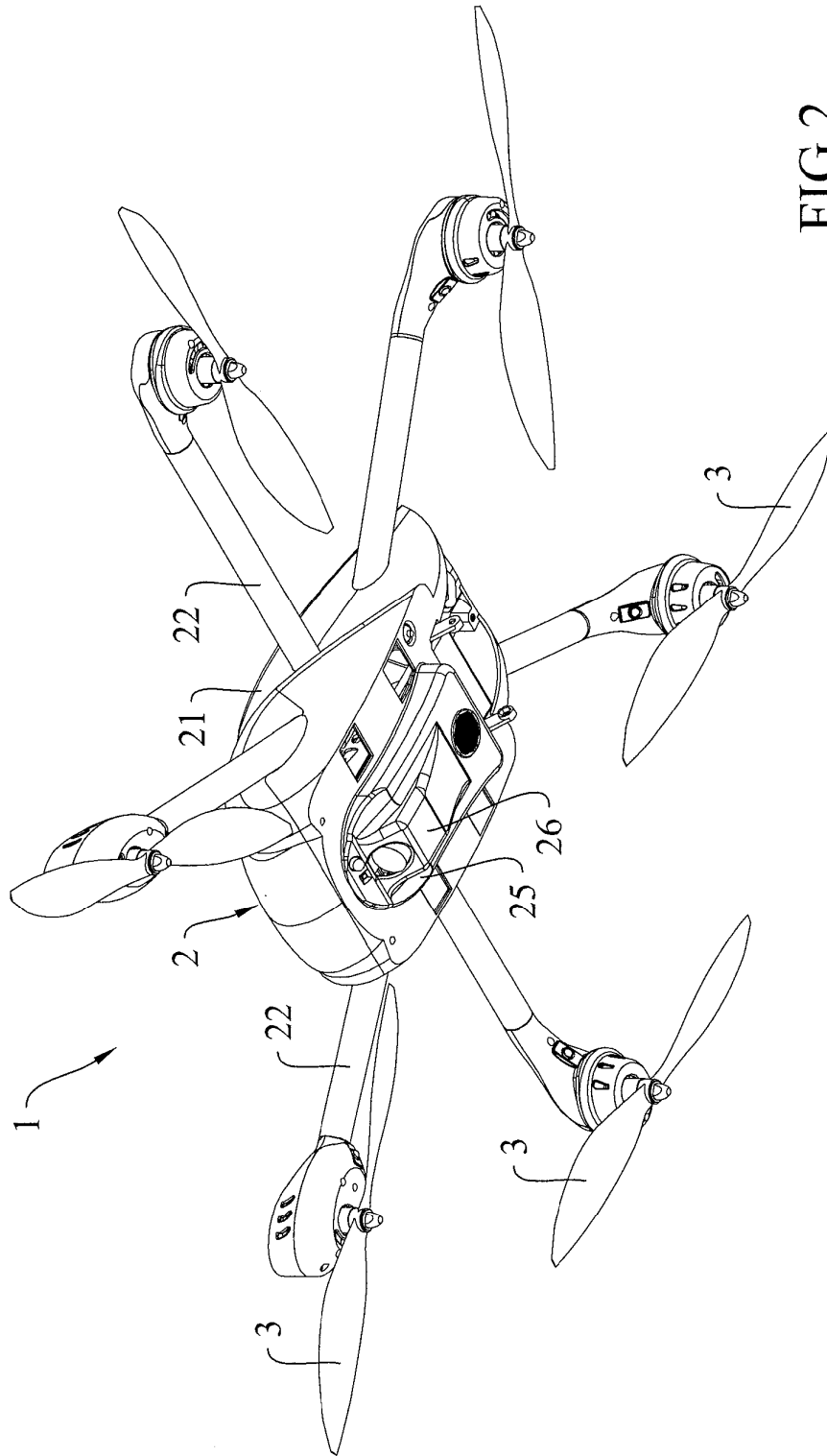


FIG. 2

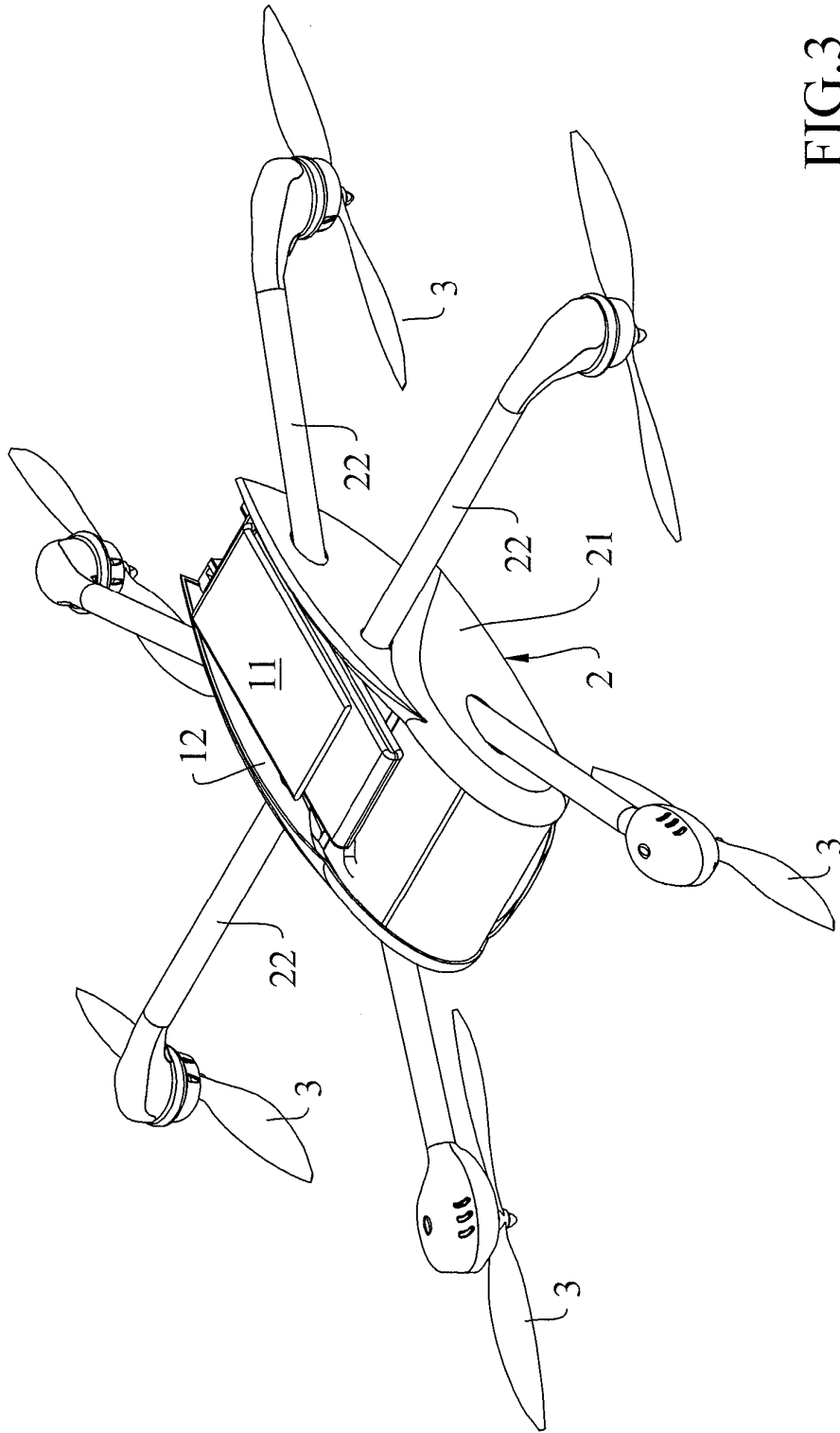


FIG.3

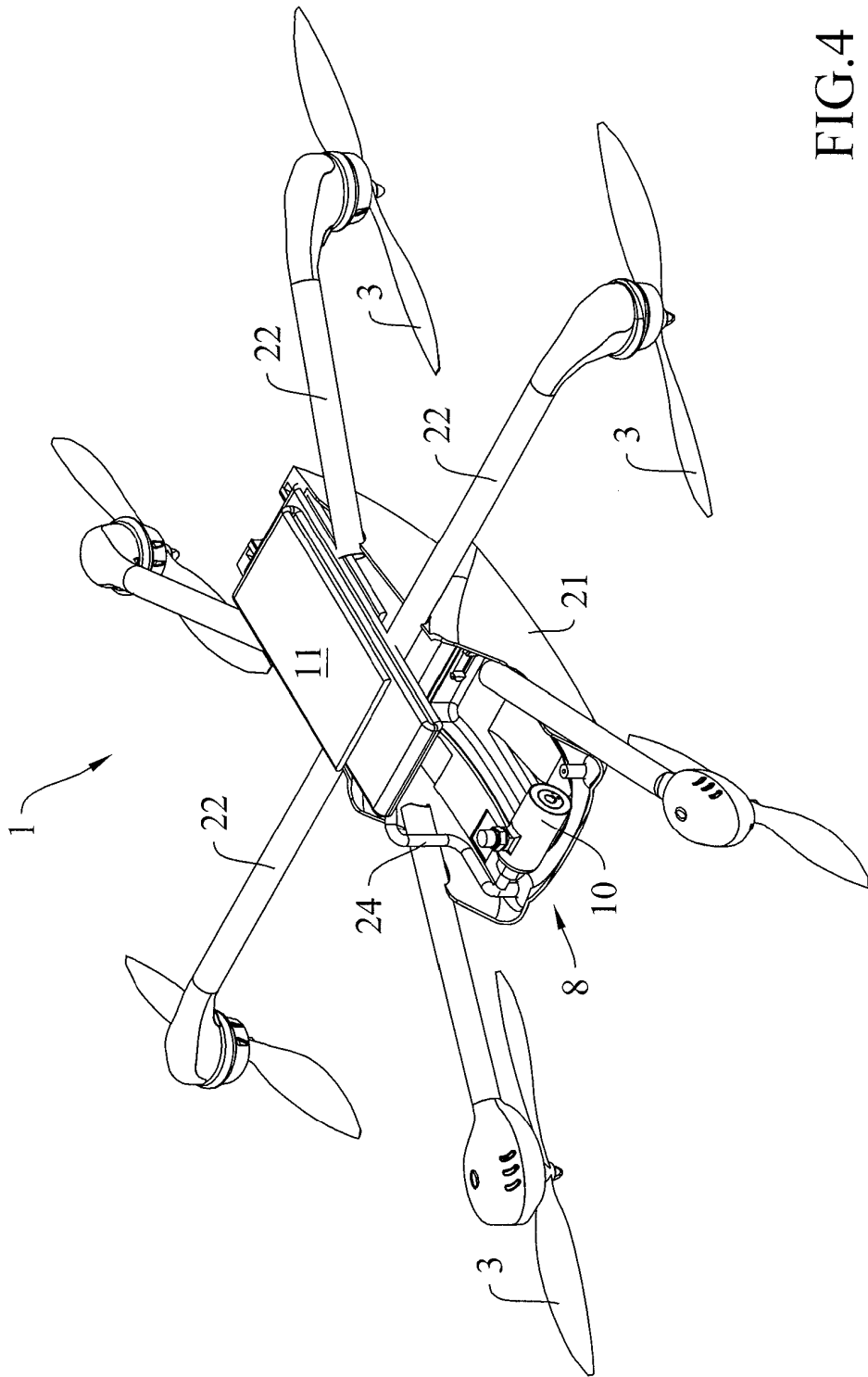


FIG.4

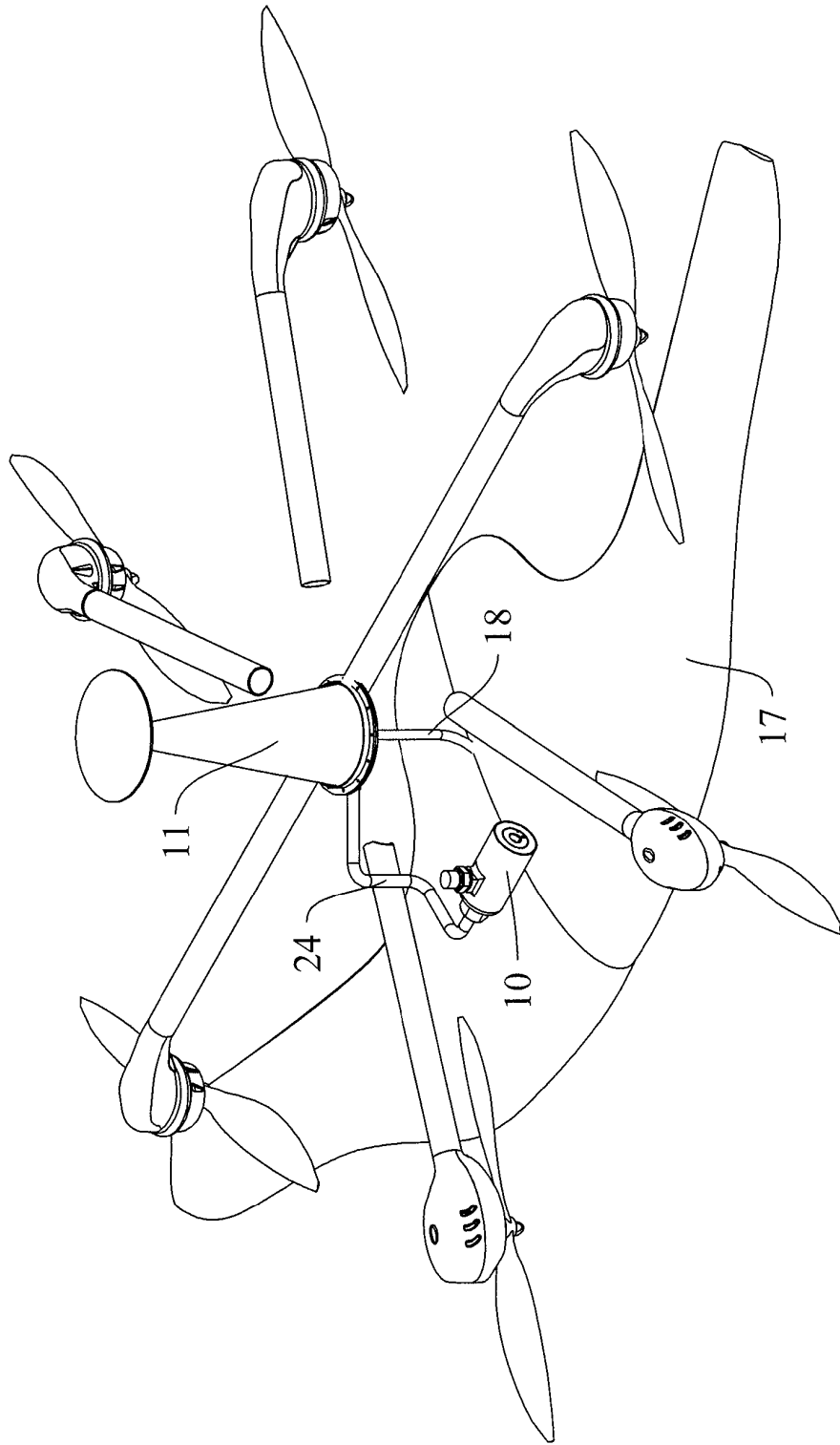


FIG.5

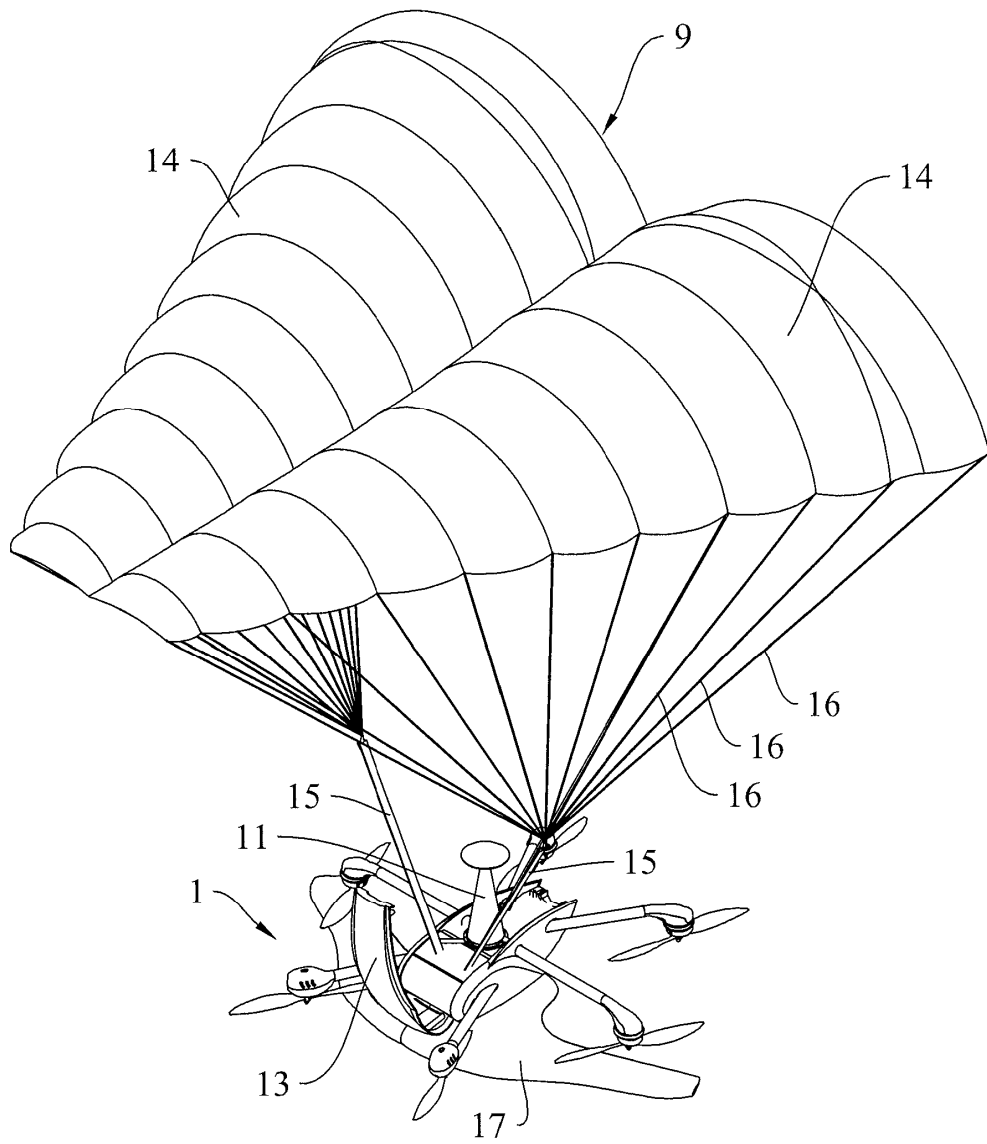


FIG.6

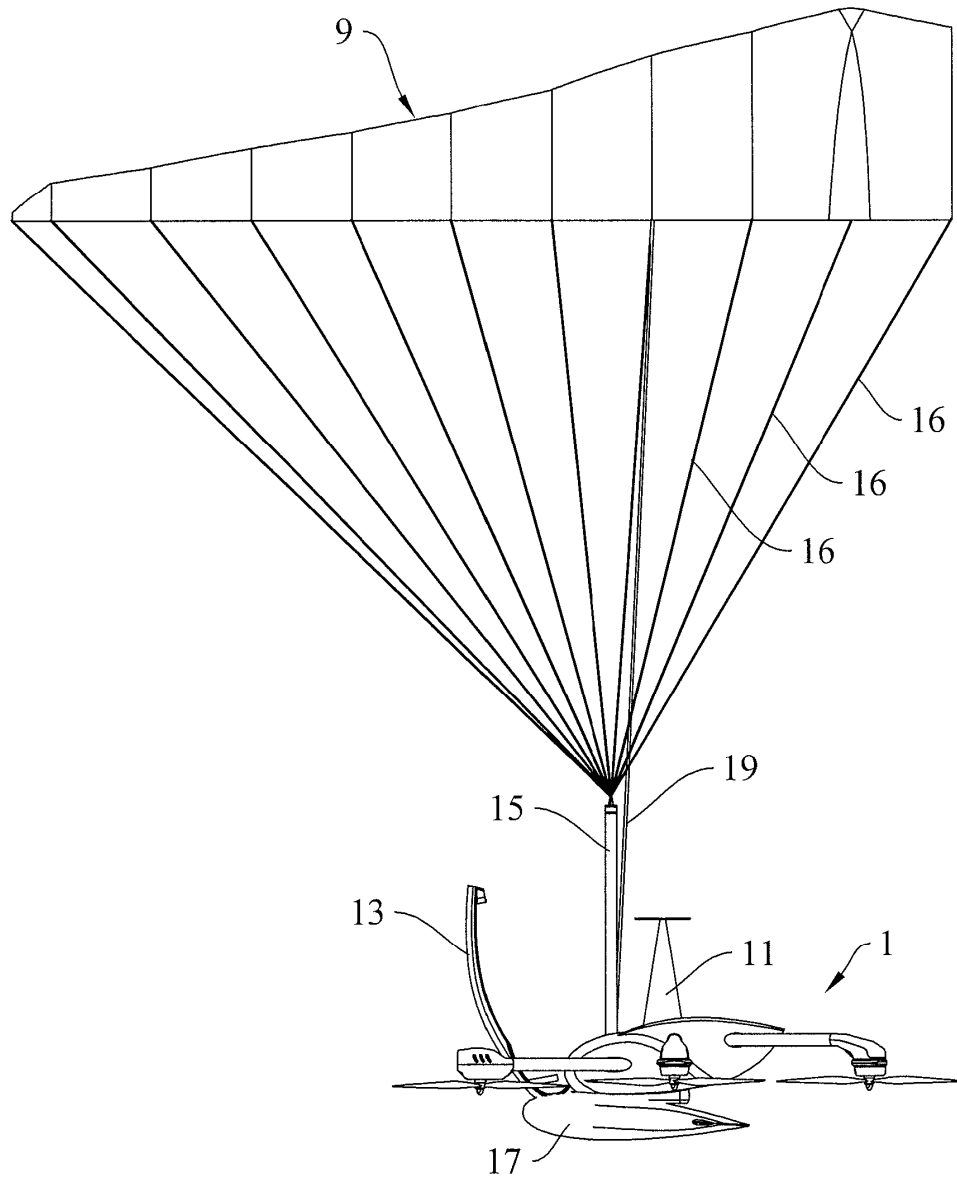


FIG.7

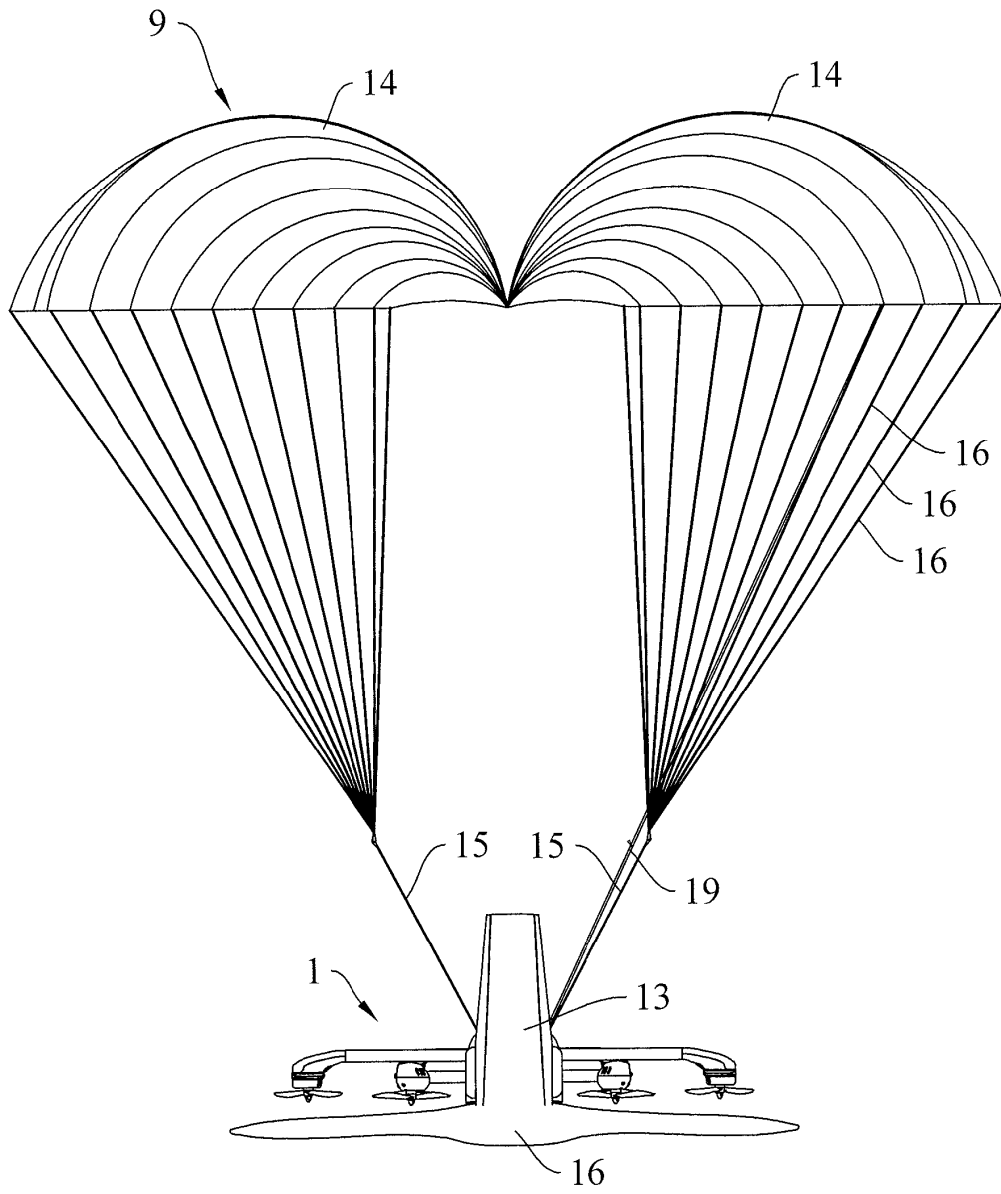


FIG.8

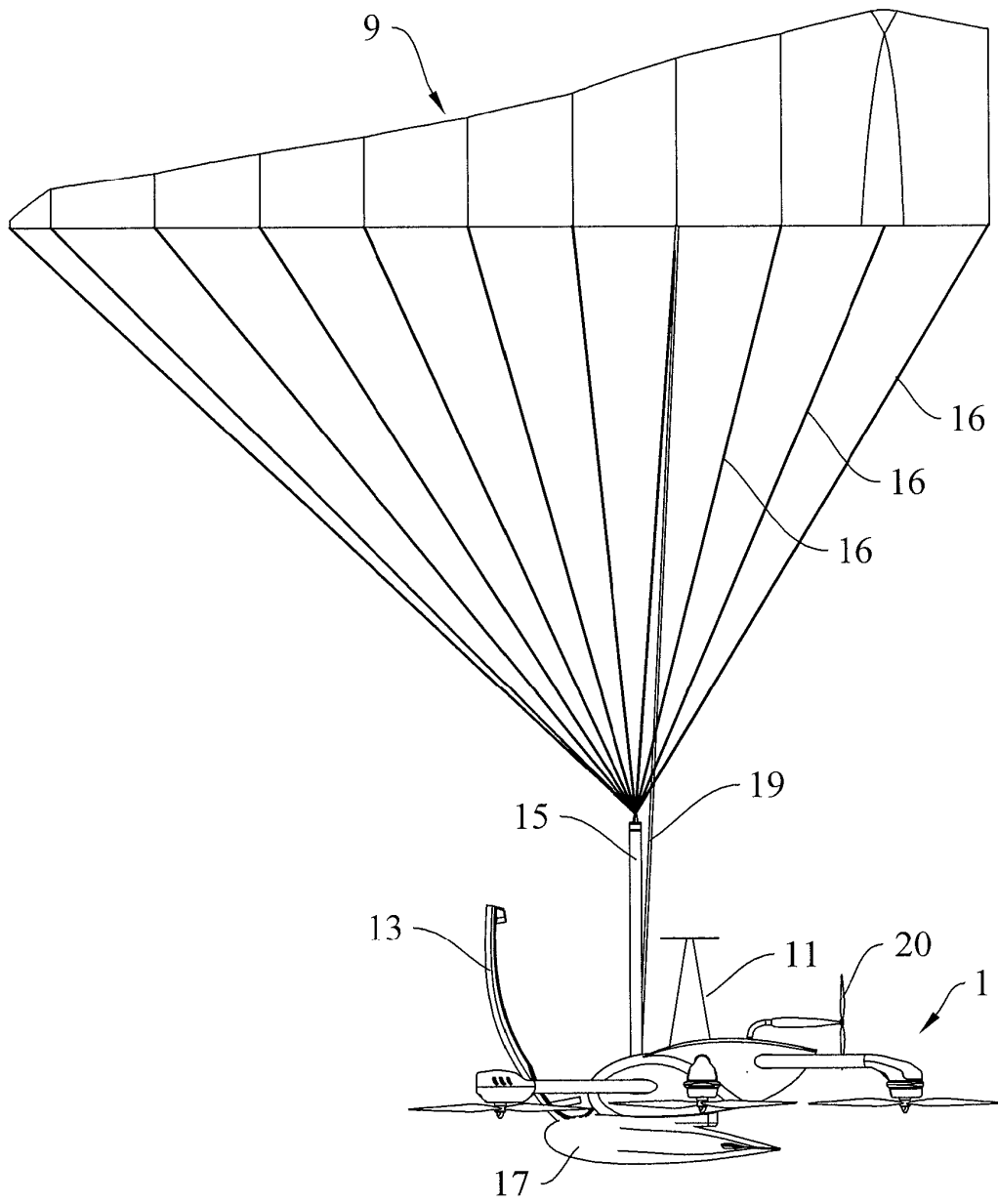


FIG.9

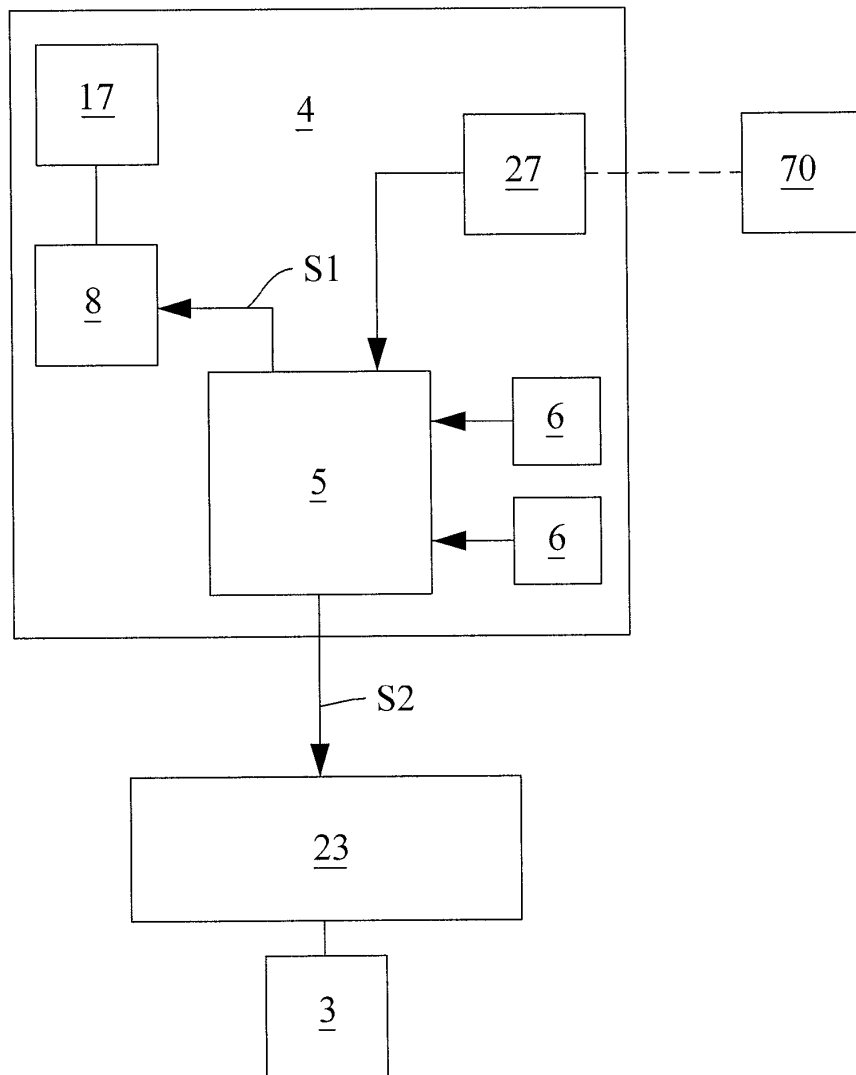


FIG.10