

19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 983 757**

51 Int. Cl.:

B64D 31/10 (2006.01)
B64U 10/13 (2013.01)
B64U 30/20 (2013.01)
B64U 50/13 (2013.01)
B64C 17/00 (2006.01)
B64C 39/02 (2013.01)
B64C 27/08 (2013.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

- 86 Fecha de presentación y número de la solicitud internacional: **27.07.2018** **PCT/IB2018/055627**
87 Fecha y número de publicación internacional: **07.02.2019** **WO19025918**
96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **27.07.2018** **E 18840262 (2)**
97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **10.04.2024** **EP 3661845**

54 Título: **Redundancia de fallo de un solo brazo en un vehículo aéreo de múltiples rotores con menos rotores/hélices**

30 Prioridad:

04.08.2017 IN 201721027847

45 Fecha de publicación y mención en BOPI de la traducción de la patente:
24.10.2024

73 Titular/es:

IDEAFORGE TECHNOLOGY PVT. LTD. (100.0%)
EL-146 TTC Industrial Area, Electronic Zone,
MIDC Mahape
Navi Mumbai, Maharashtra 400710, IN

72 Inventor/es:

BHAT, ASHISH

74 Agente/Representante:

ELZABURU, S.L.P

ES 2 983 757 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

Redundancia de fallo de un solo brazo en un vehículo aéreo de múltiples rotores con menos rotores/hélices

Campo técnico

5 La presente invención se refiere al campo de los vehículos aéreos. Más particularmente, la presente invención se refiere a un vehículo aéreo de múltiples rotores con el menor número de rotores/hélices que puede mantener un vuelo estable incluso si uno de sus rotores/hélices y/o componentes asociados falla por cualquier razón.

Antecedentes

10 La descripción de los antecedentes incluye información que puede ser útil para entender la presente invención. No es una admisión de que alguna de las informaciones proporcionadas en la presente memoria sea técnica anterior o relevante para la invención presentemente reivindicada, ni de que cualquier publicación a la que se haga referencia específica o implícitamente sea técnica anterior.

15 Un vehículo aéreo no tripulado (UAV) es una aeronave pilotada o autopilotada a distancia que puede transportar cámaras, sensores, equipos de comunicaciones u otras cargas útiles, es capaz de vuelo controlado, sostenido, nivelado, y normalmente está accionada por un motor. Un UAV autopilotado puede volar de manera autónoma basándose en planes de vuelo preprogramados.

20 Los UAV se están usando cada vez más en diversas aplicaciones en las que los vehículos aéreos tripulados no son apropiados o factibles. Estas aplicaciones pueden incluir operaciones militares, tales como vigilancia, reconocimiento, captación de objetivos, captación de datos, retransmisión de comunicaciones, señuelo, hostigamiento o vuelos de suministro. Los UAV también se usan para un número creciente de misiones civiles en las que un observador humano estaría en riesgo, tales como lucha contra incendios, reconocimiento de desastres naturales, observación policial de disturbios civiles o escenarios de crímenes, e investigación científica. Un ejemplo de esto último sería la observación de formaciones meteorológicas o de un volcán. Como la tecnología de miniaturización ha mejorado, ahora es posible fabricar UAV muy pequeños (a veces denominados vehículos microaéreos, o MAV).

25 Los UAV se diseñan esencialmente en dos formas: aeronaves de alas fijas que funcionan como aviones, y multirrotóres que tienen múltiples rotores para proporcionar fuerzas de sustentación y movimientos en diferentes direcciones y que pueden despegar verticalmente y pueden flotar como helicópteros. Este último diseño está ganando popularidad rápida entre los aficionados al sector así como entre los usuarios comerciales, y también se denomina a veces "dron".

30 Los UAV de múltiples rotores están provistos de múltiples rotores accionados por motores respectivos que pueden controlarse de manera diferenciada para pilotar el dron en altitud, dirección y velocidad.

35 Los UAV de múltiples rotores tienen generalmente una pluralidad de rotores distribuidos simétricamente. Los cuadricópteros (UAV de múltiples rotores con cuatro brazos, cada uno con un rotor) tienen la ventaja de ser mecánicamente más simples que los tricópteros (UAV de múltiples rotores con tres brazos, cada uno con un rotor), y tener mayor capacidad de sustentación y estabilidad. Sin embargo, no pueden reconfigurarse si uno de los rotores falla y se desestabilizan completamente debido a su dependencia inherente de la simetría de la sustentación. Por lo tanto, se requieren al menos cinco brazos para mantener la estabilidad en caso de fallo de un brazo (lo que se denomina redundancia de un solo brazo). Los hexarrotóres y octarrotóres tienen una fiabilidad aumentada debido a un mayor número de accionadores; sin embargo, las consideraciones de coste y tamaño hacen deseable reducir el número de brazos a la configuración mínima posible.

40 La FIG. 1 ilustra una representación proporcionada a modo de ejemplo de un vehículo aéreo no tripulado (UAV) 100 de múltiples rotores convencional con al menos cinco brazos que proporcionan redundancia de un solo brazo, divulgado por el documento de patente WO 2017/098412 A1. Como se ha indicado anteriormente, la redundancia de un solo brazo en un vehículo aéreo requiere al menos cinco brazos, tal como en el UAV 100 mostrado en la FIG. 1, que tiene cinco brazos, cada uno de los cuales está equipado con un conjunto de rotor mostrado como A1, A2, A3, A4 y A5. Cada conjunto de rotor tiene un par de hélices coaxiales mostradas como P1-1 y P1-2 para el conjunto de rotor A1, P2-1 y P2-2 para el conjunto de rotor A2, P3-1 y P3-2 para el conjunto de rotor A3, P4-1 y P4-2 para el conjunto de rotor A4, y P5-1 y P5-2 para el conjunto de rotor A5.

45 En caso de fallo por cualquier razón de una hélice de un conjunto de rotor montado en cualquier brazo, el piloto automático del UAV 100 apaga el motor correspondiente a ese conjunto de rotor para detener también la otra hélice colocada coaxialmente en ese rotor, lo que desactiva eficazmente ese brazo del UAV y sirve para equilibrar el componente de guiñada. Los brazos funcionales restantes pueden proporcionar estabilidad operativa al UAV ya que su CG se encuentra dentro del polígono formado por los brazos funcionales restantes.

Sin embargo, la configuración convencional para redundancia de un solo brazo requiere al menos diez hélices y, por lo tanto, no proporciona la solución más económica para la redundancia de un solo brazo.

Por lo tanto, existe la necesidad en la técnica de una disposición de UAV estable para un UAV de múltiples rotores con un número mínimo de hélices que pueda funcionar y mantener el vuelo en caso de fallo de uno de los brazos y/o componentes asociados, a la vez que sigan conservándose las consideraciones de compacidad y tamaño.

5 Tal como se usa en la descripción de la presente memoria y a lo largo de las reivindicaciones que siguen, el significado de "un", "una" y "el", "la" incluye referencias plurales a menos que el contexto indique claramente lo contrario. Además, tal como se usa en la descripción de la presente memoria, el significado de "en" incluye "en" y "sobre" a menos que el contexto indique claramente lo contrario.

10 La mención de intervalos de valores en la presente memoria está destinada simplemente a servir como un método abreviado para referirse individualmente a cada valor independiente que cae dentro del intervalo. A menos que se indique de otro modo en la presente memoria, cada valor individual se incorpora a la memoria descriptiva como si se refiriera individualmente en la presente memoria. Todos los métodos descritos en la presente memoria pueden realizarse en cualquier orden adecuado a menos que se indique lo contrario en la presente memoria o que el contexto lo indique claramente de otro modo. El uso de cualquiera y todos los ejemplos, o de lenguaje ejemplificativo (por ejemplo, "tal como") proporcionado con respecto a ciertas realizaciones de esta memoria, pretende meramente clarificar mejor la invención y no supone una limitación en el alcance de la invención de otro modo reivindicada. Ningún lenguaje de la memoria descriptiva debe interpretarse como indicativo de que cualquier elemento no reivindicado sea esencial para la práctica de la invención.

Propósitos de la invención

20 Un propósito general de la presente invención es proporcionar un vehículo aéreo de bastidor rígido de múltiples rotores que sea fiable y rentable.

Un propósito de la presente invención es proporcionar un vehículo aéreo de múltiples rotores con redundancia de fallo de un solo brazo incorporada para mejorar su fiabilidad.

Otro propósito de la presente invención es proporcionar redundancia de fallo de un solo brazo en un vehículo aéreo de múltiples rotores que mantiene el número de rotores en un mínimo.

25 Otro propósito más de la presente invención es proporcionar redundancia de fallo de un solo brazo integrada que se ocupa de los requisitos de sustentación, guiñada, cabeceo y balanceo del UAV de múltiples hélices.

Compendio

30 Los aspectos de la presente invención se refieren al vehículo aéreo (AV) de bastidor rígido de múltiples rotores. La invención proporciona un sistema para proporcionar redundancia de fallo de un solo brazo, en el que, en caso de fallo de uno de sus brazos/rotores, el AV no pierde estabilidad. En un aspecto, la invención proporciona una configuración que requiere un número mínimo de rotores/hélices, proporcionando así al menor coste una redundancia de fallo de un solo brazo.

35 Las realizaciones de la presente invención proporcionan un marco rígido AV que tiene 5 brazos de manera que el centro de gravedad que se encuentra en torno al punto central del polígono constituido uniendo hélices adyacentes en una configuración fija. Por lo tanto, en caso de fallo de cualquiera de los brazos, el CG del AV aún se encuentra bien dentro del polígono de soporte mínimo formado por los cuatro brazos restantes que aún funcionan, proporcionando así la capacidad de mantener la estabilidad y el control de la guiñada incluso en caso de fallo de un brazo del AV.

40 En un aspecto, es posible lograr los propósitos de la presente invención con cualquier otro número impar de brazos que sea más de cinco, y, por lo tanto, las variaciones que tienen más de cinco brazos están sobradamente dentro del alcance de la presente invención. A ese respecto, la presente invención proporciona un sistema para lograr redundancia de fallo de un solo brazo con un menor número de hélices/rotores para una configuración que tenga un número dado de brazos.

45 En un aspecto, el polígono definido por las líneas que unen hélices adyacentes puede ser un polígono regular en el que el CG del UAV se encuentra cerca del centro del polígono. Por lo tanto, en caso de fallo de cualquiera de los brazos, el CG del UAV todavía se encuentra bien dentro del polígono de soporte mínimo formado por los brazos restantes que todavía están funcionando, proporcionando así capacidad de mantener la estabilidad y el control de la guiñada incluso en caso de fallo de uno de los brazos del UAV.

50 En una realización alternativa, el polígono definido por líneas que unen hélices adyacentes puede ser un polígono convexo irregular de una configuración tal que, en caso de fallo de cualquier brazo, el CG del UAV aún se encuentra bien dentro del polígono de soporte mínimo formado por los brazos restantes que aún están funcionando, proporcionando así la capacidad de mantener la estabilidad y el control de la guiñada incluso en caso de fallo de un brazo del UAV.

Según la reivindicación 1, solo uno de los brazos del AV incorpora un par de hélices contrarrotantes coaxiales, de

modo que los brazos restantes tienen una única hélice y las hélices contrarrotantes coaxiales pueden tener motores individuales para permitir su funcionamiento independiente. En otro aspecto, en condiciones normales, la mitad de estas hélices pueden configurarse para rotar en un sentido y la otra mitad en sentido opuesto con el fin de proporcionar estabilidad de guiñada. En otro aspecto más, las hélices individuales configuradas en brazos adyacentes pueden configurarse para rotar en sentidos opuestos.

En un aspecto de la presente invención, ese par de hélices coaxiales se usa para compensar el par de torsión desigual y el producto de empuje que se produce cuando un rotor falla en medio del aire, manteniendo así la estabilidad del AV y permitiendo la finalización de la misión asignada.

En una realización, en el caso de fallo en mitad del vuelo de uno cualquiera de los rotores/hélices que es distinto del par de rotores/hélices contrarrotantes, pero está situado adyacente al par contrarrotante de hélices, una de las hélices del par de rotores contrarrotantes que está rotando en sentido contrario al rotor/hélice que ha fallado, puede apagarse de manera que el UAV se reconfigure a un cuadricóptero y funcione en consecuencia.

En una realización, si el rotor/hélice que ha fallado es uno del par de rotores/hélices contrarrotantes, el rotor/hélice contrarrotante que funciona puede apagarse para mantener la estabilidad de guiñada. Por lo tanto, en este estado también cuatro de los cinco brazos seguirán teniendo hélices en funcionamiento para hacer que la configuración AV sea similar a un cuadricóptero típico y trabaje en consecuencia.

En una realización, en el caso de fallo en mitad del vuelo de uno cualquiera de los rotores/hélices que es distinto del par de rotores/hélices contrarrotantes y no está situado adyacente al par de hélices contrarrotantes, el AV solo será parcialmente redundante en todos los ejes. El UAV es capaz de un cabeceo controlado tanto en direcciones positiva como negativa, pero tiene una guiñada controlada solo en un sentido, bien positivo o bien negativo, alrededor del eje perpendicular al rotor fallido, dependiendo de la configuración. Sin embargo, será capaz de mantener la misión con control completo en el eje a lo largo de la dirección del rotor fallido, ajustando las rpm de los rotores restantes. En este caso, las rpm de los rotores/hélices adyacentes a la hélice averiada (y las dos que rotan en sentido opuesto a la hélice defectuosa) se reducirán, y las rpm de la hélice que no pertenece al par de hélices contrarrotantes, y de otra hélice de su brazo adyacente que están rotando en el mismo sentido que la hélice defectuosa, se aumentarán. Simultáneamente, las rpm de las hélices contrarrotantes se ajustarán de manera que el par de torsión neto alrededor del bastidor del cuerpo del AV sea cero. En una realización, el movimiento del AV en una dirección distinta de la dirección del rotor/hélice fallido puede habilitarse haciendo un movimiento de guiñada apropiado, y entonces el avance como movimiento del AV en cualquier otra dirección con guiñada fija no sería posible ya que eso hará que el par neto no sea cero.

Diversos objetos, características, aspectos y ventajas de la materia objeto de la invención resultarán más evidentes a partir de la siguiente descripción detallada de realizaciones preferidas, junto con las figuras de los dibujos adjuntos, en los que los mismos números representan componentes similares.

Breve descripción de los dibujos

Los dibujos adjuntos se incluyen para proporcionar una comprensión adicional de la presente invención, y se incorporan a esta memoria descriptiva como parte de la misma. Los dibujos ilustran realizaciones proporcionadas a modo de ejemplo de la presente invención y, junto con la descripción, sirven para explicar los principios de la presente invención.

La FIG. 1 ilustra un vehículo aéreo no tripulado (UAV) de múltiples rotores convencional en el que cada brazo está equipado con un par de hélices contrarrotantes y que proporcionan redundancia de un solo brazo con un número mínimo de brazos.

La FIG. 2 ilustra una vista en perspectiva a modo de ejemplo de un UAV de cinco brazos con seis hélices para obtener redundancia de un solo brazo el número menor de rotores/hélices, según una realización de la presente invención.

La FIG. 3 ilustra una representación proporcionada a modo de ejemplo de un UAV de cinco brazos con la hélice que falla situada en un brazo adyacente al brazo que tiene un par de hélices contrarrotantes, según una realización de la presente invención.

La FIG. 4 ilustra una vista en perspectiva proporcionada a modo de ejemplo de un UAV de cinco brazos con la hélice que falla situada en un brazo que no es no adyacente al brazo que tiene un par de hélices contrarrotantes, según una realización de la presente divulgación.

Descripción detallada

Lo que sigue es una descripción detallada de las realizaciones de la invención representadas en los dibujos que se acompañan. Las realizaciones tienen tal detalle como para comunicar claramente la invención. Sin embargo, la cantidad de detalle ofrecido no pretende limitar las variaciones anticipadas de las realizaciones; por el contrario, la intención es cubrir todas las modificaciones, equivalentes y alternativas que caigan dentro del espíritu y alcance de la presente descripción como se define por las reivindicaciones adjuntas. A pesar de lo anterior, los

aspectos/realizaciones/ejemplos explicados en los párrafos [0046] y [0056] no forman parte de la presente invención.

Cada una de las reivindicaciones adjuntas define una invención independiente, que, con fines de infracción, se reconoce que incluye limitaciones especificadas en las reivindicaciones. Dependiendo del contexto, todas las referencias a la "invención" que se dan en lo que sigue pueden, en algunos casos, referirse únicamente a ciertas realizaciones específicas. En otros casos, se reconocerá que las referencias a la "invención" se referirán a la materia objeto referida en una o más, pero no necesariamente en todas, las reivindicaciones.

A continuación, se muestran varios términos y expresiones tal como se usan en la presente memoria. En tanto en cuanto un término o expresión usada en una reivindicación no se defina a continuación, se le debe dar la definición más amplia que las personas expertas en la técnica pertinente han dado a ese término como se refleja en publicaciones impresas y patentes expedidas en el momento de la presentación.

El término "guiñada", tal como se usa en la presente memoria, se refiere a un movimiento de un lado a otro del morro o rotación o rumbo de un UAV de múltiples rotores alrededor de su eje vertical que pasa por su centro de gravedad.

La expresión "fuerza de sustentación", tal como se usa en la presente memoria, se refiere a diversas fuerzas en un UAV que permiten elevarlo.

La expresión "centro de sustentación", tal como se usa en la presente memoria, se refiere al punto de un UAV en el que la suma total de todas las fuerzas de sustentación generadas por todos los rotores puede representarse como una fuerza agregada con su dirección.

El término "acelerador", tal como se usa en la presente memoria, se refiere a un mecanismo para variar las fuerzas de sustentación de un UAV, generalmente variando la velocidad de sus conjuntos de rotor que accionan sus hélices.

La expresión "momento de fuerza", tal como se usa en la presente memoria, se refiere a la tendencia de una fuerza a hacer rotar un objeto alrededor de un eje, punto de apoyo o pivote.

Las realizaciones explicadas en la presente memoria se refieren a un vehículo aéreo de múltiples rotores de bastidor rígido que proporciona redundancia de un solo brazo con el menor número de rotores. Por lo tanto, la invención proporciona la configuración más económica para un vehículo aéreo que puede funcionar incluso si uno de sus conjuntos de rotor y/o componentes asociados falla por cualquier razón.

Se debe apreciar que aunque se han descrito diversas realizaciones de la presente invención con referencia a la configuración de cinco brazos en la que uno de los brazos tiene un par de hélices contrarrotantes, ciertas realizaciones de la presente invención también se pueden aplicar a otras configuraciones, tal como a AV que tienen más de cinco brazos en un número impar, como se explicará en párrafos posteriores, y todas estas variaciones que se apartan de las realizaciones explicadas en la presente memoria están claramente dentro del alcance de la presente invención, sin limitaciones. A este respecto, la presente invención proporciona un sistema para lograr redundancia de fallo de un solo brazo con el menor número de hélices/rotores para una configuración que tiene un número dado de brazos.

La FIG. 2 ilustra una vista en perspectiva proporcionada a modo de ejemplo de un UAV 200 de cinco brazos de bastidor fijo/rígido con seis hélices para obtener redundancia de un solo brazo según una realización de la presente invención. Como se muestra, el UAV 200 incorpora seis rotores/hélices de manera que uno de los brazos tiene un par de hélices contrarrotantes, y los otros cuatro brazos tienen hélices/rotores individuales. En un aspecto, la característica de redundancia de un solo brazo se puede lograr en un UAV de cinco brazos incluso con un número de hélices menor de diez, como era el caso con la disposición convencional según se muestra en la FIG. 1, y la reducción del número de rotores puede tener un impacto significativo en el coste.

En una realización, el UAV 200 de cinco brazos puede comprender cuatro rotores que tienen cada uno una única hélice, tales como los P1, P2, P3 y P4, y un conjunto coaxial de hélices P5-1 y P5-2 en su quinto brazo, tal como se muestra en la FIG. 2. Los cuatro brazos pueden tener hélices P1 a P4 dispuestas para rotar en sentido horario y antihorario alternativamente para mantener la estabilidad de guiñada en condiciones normales. El par de hélices coaxiales comprende dos hélices contrarrotantes. Por lo tanto, el UAV 200 puede tener solo seis hélices; tres de estas seis pueden rotar en un sentido y las otras tres rotan en sentido contrario, proporcionando estabilidad de guiñada global. Como puede apreciarse, la reducción en el número de hélices de diez a seis puede traer beneficios de coste considerables.

En un aspecto, el conjunto coaxial de hélices contrarrotantes P5-1 y P5-2 puede tener motores independientes para permitir su funcionamiento independiente.

En un aspecto, el UAV 200 puede incluir, además, un sistema de control que incorpora un piloto automático configurado para controlar el funcionamiento de los rotores, incluyendo su acelerador, basándose en el estado operativo del UAV 200 y sus sistemas funcionales. Por ejemplo, el piloto automático puede iniciar o detener la rotación de un rotor, y acelerar o ralentizar diferentes rotores para mantener la estabilidad de inclinación, aumentar/reducir la altitud o mantener la estabilidad de guiñada del vehículo aéreo.

En un aspecto, el sistema del UAV 200 divulgado también puede comprender medios para detectar la posición de un brazo/hélice/rotor fallido y, basándose en la posición detectada, el piloto automático puede detener y/o apagar uno o más de otros rotores, acelerar o ralentizar otros rotores basándose en su posición vectorial relativa con respecto al rotor que ha fallado, a fin de mantener la estabilidad del AV.

En una realización de implementación para mantener la estabilidad del UAV 200 divulgado, haciendo referencia a la FIG. 3, en caso de fallo en mitad del vuelo de uno cualquiera de los rotores/hélices de entre P1 y P4, es decir, de aquellos situados adyacentes al par de hélices contrarrotantes, es decir, P5-1 y P5-2, puede apagarse una de las hélices del par de hélices contrarrotantes, es decir, P5-1 o P5-2, que está rotando en sentido opuesto al del rotor/hélice fallido. En tal escenario, el UAV 200 se reconfigurará como un cuadricóptero y trabajaría en consecuencia para mantener la estabilidad.

En otra realización de implementación para mantener la estabilidad del UAV 200 divulgado, si el rotor/hélice fallido es uno del par de rotores/hélices contrarrotantes, es decir, P5-1 o P5-2, el rotor/hélice contrarrotante funcional puede apagarse para mantener la estabilidad de guiñada. Por lo tanto, en este estado también cuatro de los cinco brazos seguirán teniendo hélices en funcionamiento para hacer que la configuración AV sea similar a la de un cuadricóptero típico y trabaje en consecuencia.

En otra realización más de implementación para mantener la estabilidad del UAV 200 divulgado, haciendo referencia a la FIG. 4, en el caso de fallo en mitad del vuelo de uno cualquiera de los rotores/hélices tales como P-2 o P-3 que no está situado adyacente al par de hélices contrarrotantes, una de las hélices contrarrotantes, es decir, P5-1 o P5-2, no puede apagarse. Aunque apagar P5-1 o P5-2 puede dar como resultado una estabilidad de guiñada inmediata, resultará en un problema para la navegación del UAV 200. Por lo tanto, se propone no apagar una del par de hélices contrarrotantes y mantener la estabilidad de guiñada reduciendo las rpm de los rotores/hélices adyacentes a la hélice defectuosa, es decir, P2 y P4 en el caso de fallo de P3, o P1 y P3 en el caso de fallo de P2. Dado que ambas hélices/rotores están rotando en sentido opuesto a la hélice averiada, reducir sus RPM puede dar como resultado compensar el par de torsión de la hélice/rotor averiado y contribuir de ese modo a la estabilidad de guiñada. Simultáneamente, por la misma razón, las rpm de una hélice de un par de hélices contrarrotantes y de otra hélice de su brazo adyacente, que están rotando en el mismo sentido que la hélice defectuosa (es decir, P5-1 y P1 en caso de fallo de P2; o P5-2 y P4 en caso de fallo de P3) pueden aumentarse. Además, las rpm de las hélices contrarrotantes se pueden ajustar de manera que el par de torsión neto alrededor del bastidor del cuerpo del AV sea cero. Estas acciones pueden dar como resultado el establecimiento de la estabilidad de guiñada después del fallo en mitad del aire de un rotor/hélice tal como P2 o P3. Además, el ajuste de las rpm de las hélices contrarrotantes también se puede usar para el movimiento de guiñada del UAV 200 y hacer navegar así el UAV 200 en diferentes direcciones (véase el párrafo a continuación).

Por lo tanto, con esta configuración, después del fallo en mitad del aire de un rotor/hélice que no está adyacente al brazo que tiene un par de hélices contrarrotantes, el UAV 200 deberá ser capaz de un cabeceo controlado tanto en las direcciones positiva como negativa, pero deberá tener una guiñada controlada solo en un sentido positivo o negativo alrededor del eje perpendicular al rotor que ha fallado, dependiendo de la configuración del rotor/hélice fallido. El movimiento del UAV 200 en cualquier otra dirección tal como la dirección opuesta al rotor/hélice fallido, puede habilitarse realizando un movimiento de guiñada apropiado tal como de 180 grados para el movimiento en dirección opuesta, y luego avanzando. Esto se debe a que el movimiento del UAV en cualquier otra dirección con guiñada fija no sería posible ya que eso hará que el par motor neto no sea cero. Por lo tanto, será capaz de mantener la misión asignada con un control completo en el eje a lo largo de la dirección del rotor fallido, ajustando las rpm de los rotores restantes.

En una realización, si el número total de hélices es un número impar (lo que es posible en caso de que un número par de brazos, tales como dos brazos, incorpore pares de hélices coaxiales contrarrotantes), una de las hélices del par de hélices contrarrotantes puede mantenerse apagada en condiciones normales para cumplir con las limitaciones de la configuración descrita anteriormente, es decir, tener un número par de rotores funcionales en condiciones normales —la mitad de los cuales rotan en un sentido y la otra mitad en sentido contrario—, proporcionando así estabilidad de guiñada. Los principios subyacentes a la presente invención siguen pudiendo aplicarse para mantener la estabilidad del AV con el beneficio adicional de que la hélice que se mantiene apagada en condiciones normales puede hacerse operativa en ciertas condiciones. Además, las hélices contrarrotantes pueden colocarse juiciosamente de modo que más brazos que tienen una única hélice sean adyacentes a un brazo que tiene un par de hélices contrarrotantes.

Debe apreciarse que, aunque las realizaciones de la presente divulgación se han explicado con mecanismo de hélice de paso fijo, el principio de la invención puede implementarse asimismo con un sistema de hélice de paso variable sin ninguna limitación en absoluto.

Se contempla que se puedan realizar diversas combinaciones y/o subcombinaciones de las características y aspectos específicos de las realizaciones anteriores y que aún caigan dentro del alcance de la invención. Además, se pretende que el alcance de la presente invención divulgada en esta memoria a modo de ejemplos no esté limitado por las disposiciones particulares divulgadas que se han descrito anteriormente.

Si bien lo anterior describe diversas realizaciones de la invención, pueden concebirse otras realizaciones adicionales de la invención sin apartarse del alcance básico de la misma. El alcance de la invención está determinado por las

reivindicaciones que siguen. La invención no se limita a las realizaciones, versiones o ejemplos descritos, que se incluyen para permitir que una persona con conocimientos ordinarios de la técnica realice y use la invención cuando se combina con información y conocimiento disponible para la persona con conocimientos ordinarios de la técnica.

Ventajas de la invención

- 5 La presente invención proporciona un vehículo aéreo de bastidor rígido de múltiples rotores fiable y rentable.
- La presente invención proporciona un vehículo aéreo de múltiples rotores con redundancia de fallo de un solo brazo incorporada para mejorar su fiabilidad.
- La presente invención proporciona redundancia de fallo de un solo brazo en un vehículo aéreo de múltiples rotores manteniendo el número de rotores al mínimo.
- 10 La presente invención proporciona redundancia de fallo de un solo brazo incorporada que se ocupa de los requisitos de sustentación, guiñada, cabeceo y balanceo del UAV de múltiples hélices.

REIVINDICACIONES

1. Un vehículo aéreo (200) de múltiples rotores que comprende:

un bastidor que tiene al menos cinco brazos, de manera que el número total de brazos es un número impar;

una pluralidad de rotores/hélices (P1, P2, P3, P4, P5-1, P5-2) configurados en los al menos cinco brazos; en donde solo un brazo de los al menos cinco brazos incorpora un par coaxial de rotores/hélices contrarrotantes (P5-1, P5-2);

un sistema de control que incorpora un piloto automático configurado para controlar el funcionamiento de la pluralidad de rotores/hélices (P1, P2, P3, P4, P5-1, P5-2), incluido su acelerador, basándose en el estado de funcionamiento del vehículo aéreo (200) y de sus sistemas funcionales para mantener la estabilidad de guiñada, la estabilidad de sustentación y la estabilidad de inclinación;

en el cual, en caso de fallo de uno cualquiera de la pluralidad de rotores/hélices (P1, P2, P3, P4, P5-1, P5-2), el piloto automático controla el funcionamiento de la pluralidad de rotores/hélices (P1, P2, P3, P4, P5-1, P5-2) para mantener la estabilidad de guiñada, la estabilidad de sustentación y la estabilidad de inclinación.

2. El vehículo aéreo (200) de acuerdo con la reivindicación 1, en el que los rotores/hélices están configurados de manera que definen un polígono regular tal, que el centro de gravedad del vehículo aéreo (200) está situado cerca del centro del polígono.

3. El vehículo aéreo (200) de acuerdo con la reivindicación 1, en el que los rotores/hélices están configurados de manera que definen un polígono convexo irregular de una configuración tal, que en caso de fallo de cualquier brazo, el centro de gravedad del vehículo aéreo (200) aún se encuentra dentro de un polígono formado por los brazos restantes que son funcionales.

4. El vehículo aéreo (200) de acuerdo con la reivindicación 1, en el que el par coaxial de rotores/hélices contrarrotantes (P5-1, P5-2) tienen motores individuales para permitir su funcionamiento independiente.

5. El vehículo aéreo (200) de acuerdo con la reivindicación 1, en el que, para mantener la estabilidad de guiñada en condiciones normales, la mitad de la pluralidad de rotores/hélices (P1, P2, P3, P4, P5-1, P5-2) están configurados para rotar en un sentido y la otra mitad están configurados para rotar en sentido contrario.

6. El vehículo aéreo (200) de acuerdo con la reivindicación 1, en el que para mantener la estabilidad de guiñada en condiciones normales cuando el total de la pluralidad de rotores/hélices (P1, P2, P3, P4, P5-1, P5-2) es un número impar, una hélice/rotor apropiado del par coaxial de rotores/hélices contrarrotantes (P5-1, P5-2) se mantiene apagado para tener números iguales rotando en los dos sentidos contrarios.

7. El vehículo aéreo (200) de acuerdo con la reivindicación 1, en el que, en el caso de fallo de uno cualquiera de la pluralidad de rotores/hélices (P1, P2, P3, P4, P5-1, P5-2) de un brazo situado adyacente al brazo que tiene el par coaxial de rotores/hélices contrarrotantes (P5-1, P5-2), el piloto automático apaga una hélice/rotor del par de rotores/hélices contrarrotantes (P5-1, P5-2) que tiene un sentido de rotación contrario al sentido de rotación del rotor/hélice fallido, para mantener la estabilidad de guiñada.

8. El vehículo aéreo (200) de acuerdo con la reivindicación 1, en el que en el caso de fallo de cualquier rotor/hélice que pertenece al par coaxial de rotores/hélices contrarrotantes (P5-1, P5-2), el otro rotor/hélice del par se apaga para mantener la estabilidad de guiñada.

9. El vehículo aéreo (200) de acuerdo con la reivindicación 1, en el que, en caso de fallo de uno cualquiera de la pluralidad de rotores/hélices (P1, P2, P3, P4, P5-1, P5-2) de un brazo que no es adyacente al brazo que tiene el par coaxial de rotores/hélices contrarrotantes (P5-1, P5-2), el piloto automático reduce las rpm de los rotores/hélices adyacentes a la hélice que ha fallado.

10. El vehículo aéreo (200) de acuerdo con la reivindicación 7, en el cual, en caso de fallo de uno cualquiera de la pluralidad de rotores/hélices (P1, P2, P3, P4, P5-1, P5-2) de un brazo que no es adyacente al brazo que tiene el par coaxial de rotores/hélices contrarrotantes (P5-1, P5-2), el piloto automático aumenta las rpm de una hélice fuera del par de hélices contrarrotantes y de otra hélice de un brazo adyacente al par de hélices contrarrotantes (P5-1, P5-2), que están rotando en el mismo sentido que la hélice fallida.

11. El Vehículo Aéreo (200) de acuerdo con la reivindicación 8, en el cual, en el caso de fallo de uno cualquiera de la pluralidad de rotores/hélices (P1, P2, P3, P4, P5-1, P5-2) de un brazo que no es adyacente al brazo que tiene el par coaxial de rotores/hélices contrarrotantes (P5-1, P5-2), el piloto automático ajusta las rpm de las hélices contrarrotantes de manera que el par de torsión neto en torno al bastidor del vehículo aéreo (200) es cero.

12. El Vehículo Aéreo (200) de acuerdo con la reivindicación 9, en donde en el caso de fallo de uno cualquiera de la pluralidad de rotores/hélices (P1, P2, P3, P4, P5-1, P5-2) de un brazo que no es adyacente al brazo que tiene el par coaxial de rotores/hélices contrarrotantes (P5-1, P5-2), el movimiento del vehículo aéreo (200) en cualquier dirección

distinta de la dirección del rotor/hélice fallido, se habilita realizando un movimiento de guiñada apropiado y luego avanzando.

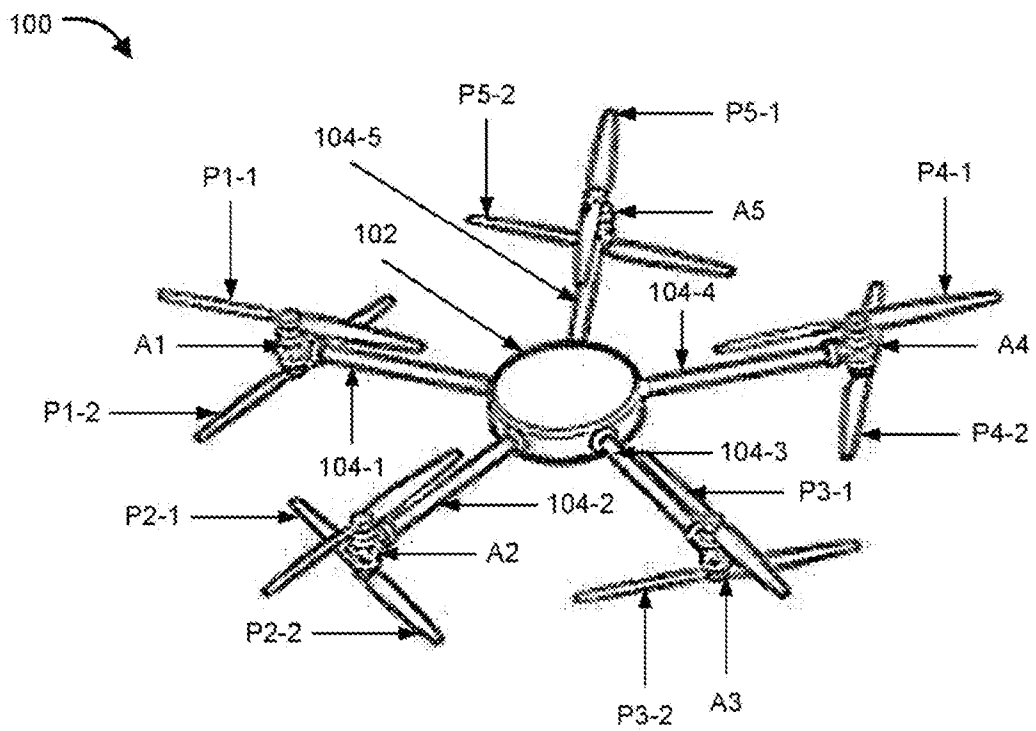


FIG. 1
(TÉCNICA ANTERIOR)

200

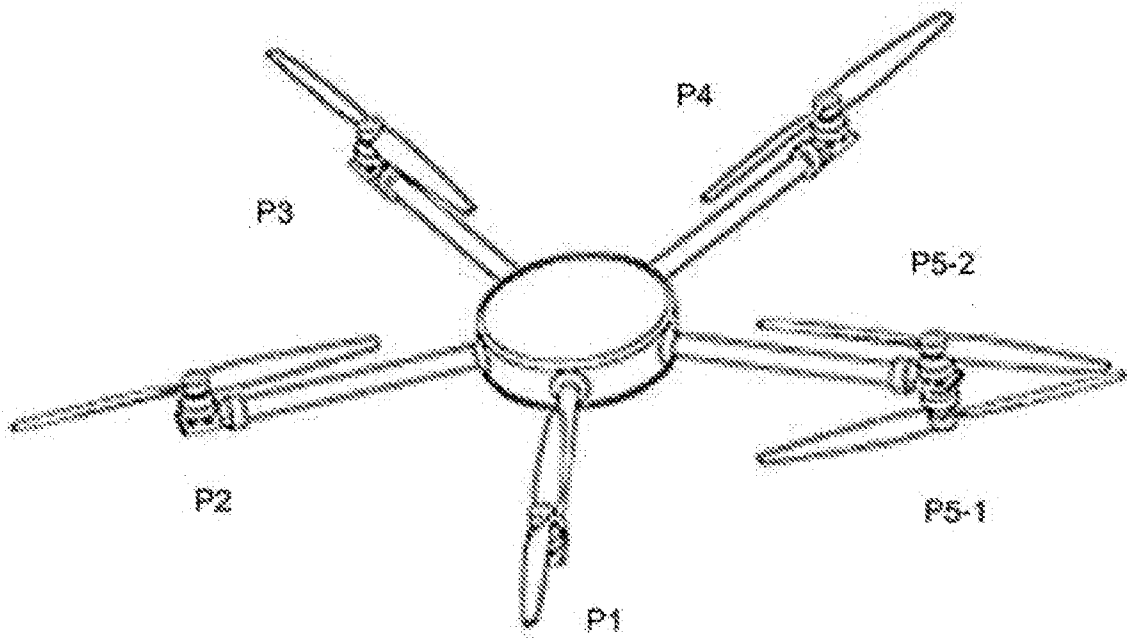


FIG. 2

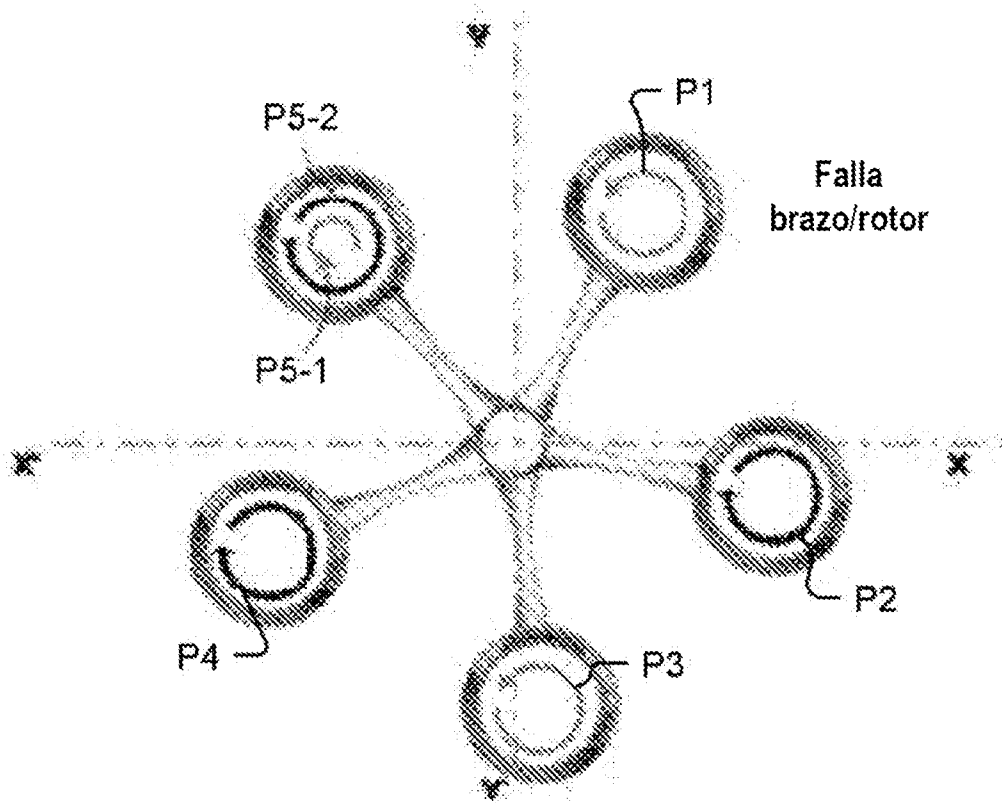


FIG. 3

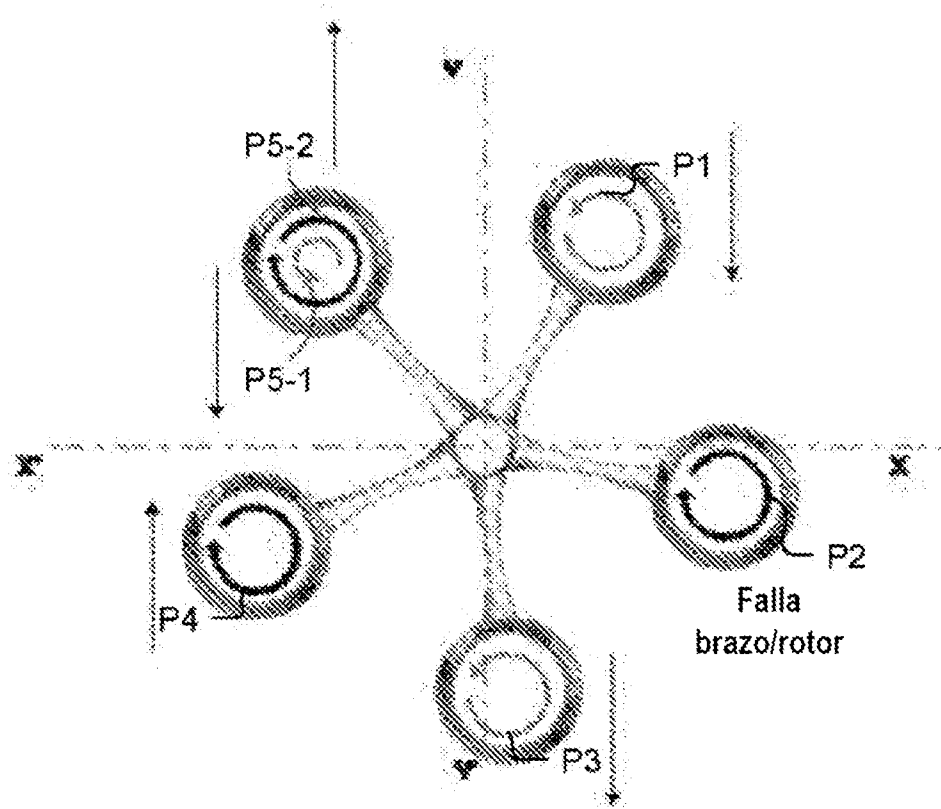


FIG. 4