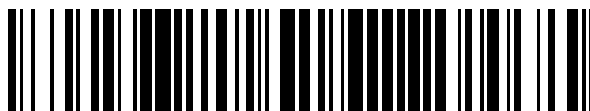


19



OFICINA ESPAÑOLA DE  
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 693 287**

51 Int. Cl.:

**B64D 41/00** (2006.01)

**H02J 1/14** (2006.01)

**H02J 3/12** (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **26.09.2013** **E 13382370 (8)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **01.08.2018** **EP 2853494**

54 Título: **Método de gestión de potencia y sistema para un vehículo aéreo no tripulado**

45 Fecha de publicación y mención en BOPI de la traducción de la patente:  
**10.12.2018**

73 Titular/es:

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

72 Inventor/es:

**LEMUS MARTIN, JOSE LUIS;**  
**PEREIRA MAYÁN, SERGIO y**  
**FERREYRA, EDUARDO GABRIEL**

**ES 2 693 287 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

Método de gestión de potencia y sistema para un vehículo aéreo no tripulado

### Objeto de la invención

5 La presente invención se refiere a un método de gestión de potencia y a un sistema para vehículos aéreos no tripulados (UAV, por sus siglas en inglés). Estos UAV se usan para muchas tareas diferentes que requieren una gestión de potencia orientada a la misión específica. Siempre que la aeronave presente múltiples fuentes de energía disponibles (esto es, una pila de combustible, diferentes conjuntos de baterías, un panel fotovoltaico o un sistema de turbinas eólicas regenerativas) tienen que optimizarse, para cada misión específica, las decisiones referentes a la cantidad de potencia suministrada a los diferentes subsistemas electrónicos y cuáles de esas fuentes suministrarán energía a qué subsistema. Desempeñar esta tarea puede volverse imposible para un controlador o piloto humano. 10 Una gestión de potencia eléctrica inadecuada podría conllevar un vuelo ineficiente, una pérdida de energía o peor, la imposibilidad de completar una misión. La solución propuesta se basa en un sistema de gestión de potencia que tiene en cuenta todas las variables de la nave (incluyendo sus límites de vuelo y eficiencia) y usa lógica difusa para tomar decisiones relacionadas con el consumo de potencia que no solo son mejores para la optimización de la misión, sino que se acercan más a cómo se comportaría un humano en la misma situación. Como resultado, el sistema puede aliviar la carga de trabajo del controlador o piloto humano y también evaluar la viabilidad de la misión. 15

### Antecedentes de la invención

20 La lógica difusa se usa ampliamente para muchas aplicaciones en el estado de la técnica y, especialmente, en aplicaciones de control de máquinas. El documento de patente US 8.373.581 describe un sistema de nodo de control móvil y un método para vehículos que menciona el uso de lógica difusa como alternativa a los estimadores y filtros que suele usar esta clase de invención. Sin embargo, el uso de tecnología de lógica difusa solamente se menciona de manera superficial y no se divulga en profundidad.

25 El documento de patente US 8.359.133 divulga una elevación de potencia de motor y estrategias para la gestión de energía por carga activa de baterías para vehículos eléctricos híbridos enchufables. Esta invención también menciona el uso de lógica difusa como un tipo de controlador para el nivel de estado de carga de la batería. La lógica difusa se menciona como una posible tecnología de decisión para la estrategia con la que gestionar la batería, pero esta tecnología no se analiza en profundidad.

30 El documento de patente US 8.260.477 divulga un método y un aparato para rastrear el centro de gravedad de vehículos aéreos que usa reglas de decisión difusas para obtener una estimación mejorada de variables de posición y centro de gravedad. La invención solamente menciona la lógica difusa como posible tecnología de decisión para la estimación del centro de gravedad.

35 El documento de patente US 7.979.173 describe unos sistemas de control de recorrido de vehículo autónomo y métodos que emplean sistemas difusos para sustituir las decisiones de un operario, puesto que estos tienden a cometer errores en condiciones críticas. La lógica difusa se usa como método para evitar los errores de operarios humanos, lo cual es una característica común en la presente invención, pero se centra en la aplicación de control de recorrido y dirección, lo cual es un enfoque totalmente diferente a lo contenido en este documento.

40 El documento "Power management and economic estimation of fuel cell hybrid vehicle using fuzzy logic" (Xiangjun Li y col.) describe un sistema difuso para mejorar la eficiencia de la potencia en un vehículo de propulsión por pila de combustible. El uso de lógica difusa está restringido a su aplicación en frenos regenerativos. El vehículo escogido es terrestre y el único aspecto en común con la presente invención es el uso de un sistema de propulsión basado en pilas de combustible.

45 El documento GB 2462452 describe un vehículo de ala rotatoria que comprende una pluralidad de rotores inclinados que están dispuestos en pares en tres planos inclinados que son accionados por motores respectivos. Las disposiciones motor-rotor son operables para proporcionar al menos al menos uno de empuje y vectorización de par de acuerdo con un empuje y/o vectores de par deseados.

### Descripción de la invención

50 Para conseguir los objetivos y evitar los inconvenientes citados anteriormente, la presente invención comprende un método de gestión de potencia de acuerdo con la reivindicación 1 y un sistema de acuerdo con la reivindicación 5 para vehículos aéreos no tripulados (UAV) que tiene en cuenta todas las variables de la nave (incluyendo sus límites de vuelo y eficiencia) y usa lógica difusa para tomar decisiones que no solo son mejores para la optimización de la misión, sino que se acercan más a cómo se comportaría un humano en la misma situación. Este evita la pérdida de aeronaves no tripuladas debido a un dimensionamiento de potencia incorrecto o a condiciones imprevistas. Este

elimina la necesidad de que el piloto controle una gran cantidad de variables, mejorando, de este modo, la fiabilidad del sistema al eliminar parte del factor humano. Este también optimiza el uso de recursos a bordo, contribuyendo a un mejor cumplimiento de la misión.

5 La lógica difusa usa una clase de razonamiento que se acerca más al del ser humano, en el que las decisiones se toman cuando es probable que se produzca un evento o está a punto de producirse, en vez de esperar una certeza absoluta. En comparación con la lógica de Boole tradicional, en la que los únicos valores posibles son "Verdadero" 1 y "Falso" 0, las variables de lógica difusa pueden tener un valor de veracidad que oscila en grados entre 0 y 1.

10 La lógica difusa permite inferencias y valores aproximados, así como datos incompletos o ambiguos (datos difusos) en oposición a depender solamente de datos nítidos (elecciones binarias de sí/no). Esto es un ejemplo en el que un controlador humano podría cometer un error crítico simplemente por no tener todo en cuenta y sobre cómo usar un sistema difuso simplifica esa decisión.

Un primer objetivo de la presente invención es un método de gestión de potencia para vehículos aéreos no tripulados. El método gestiona la distribución de potencia eléctrica a una pluralidad de subsistemas a bordo del UAV y comprende las siguientes etapas:

- 15
- habilitar un procesador que comprende *hardware* y *software* que utiliza un algoritmo de lógica difusa. En el presente documento, este procesador también se denomina unidad de gestión de potencia de lógica difusa; y
  - distribuir potencia eléctrica a los subsistemas del vehículo aéreo no tripulado basándose en una pluralidad de parámetros de vuelo variables fijos.

20 En una realización particular de la presente invención, el vehículo aéreo no tripulado comprende al menos un subsistema a bordo seleccionado entre un sistema de instrumentación, que incluye, además, una pluralidad de antenas y Baro/pitot; un sistema de piloto automático, que incluye, además, superficies de control, unidades de medición inercial y controles de piloto automático; un GPS; un sistema de control de velocidad electrónico; un sistema de propulsión; un sistema de potencia que comprende una pluralidad de fuentes de potencia; y cualquier combinación de los mismos. Previamente, se establecerían los parámetros de vuelo fijos del UAV que son una pluralidad de parámetros fijos orientados a la misión. El procesador, que implementa la lógica difusa, calcula y asigna automáticamente prioridades para suministrar potencia a los subsistemas, calcula y asigna automáticamente cantidades de potencia suministradas a cada subsistema y decide automáticamente cuáles de las fuentes de potencia suministran potencia a qué subsistema. Todos los cálculos, decisiones y asignaciones de prioridad hechas/os por el procesador se toman en función de variables internas, variables externas y los parámetros fijos orientados a la misión establecidos previamente. Las variables internas y externas son los parámetros de vuelo variables del UAV.

25

30

En otra realización particular de la presente invención, el método comprende al menos las siguientes etapas:

- 35
- medir una pluralidad de variables internas del vehículo aéreo no tripulado;
  - medir una pluralidad de variables externas al vehículo aéreo no tripulado;
  - calcular automáticamente, mediante el procesador, un primer conjunto de prioridades para suministrar potencia a los subsistemas, un conjunto de cantidades de potencia suministradas a cada subsistema y un segundo conjunto de prioridades para decidir cuáles de las fuentes de potencia suministran potencia a qué subsistema, en función de las variables internas, las variables externas y los parámetros fijos orientados a la misión; y
  - asignar el conjunto de prioridades y cantidades a los subsistemas y fuentes de potencia.

40 En otra realización de la invención, las variables internas se seleccionan de un grupo que comprende:

- 45
- temperatura interna del sistema de propulsión;
  - carga restante de las fuentes de potencia;
  - disponibilidad de la pluralidad de fuentes de potencia;
  - requisitos de potencia de los subsistemas; o,
  - cualquier combinación de los mismos.

En otra realización de la invención, las variables externas son variables ambientales que se seleccionan de un grupo que comprende velocidad del aire, temperatura del aire, presión atmosférica y cualquier combinación de las mismas.

50 En otra realización de la invención, los parámetros fijos orientados a la misión se seleccionan de un grupo que comprende la distancia que ha de recorrer el vehículo aéreo no tripulado, la velocidad del vuelo o cualquier combinación de los mismos.

Un segundo objeto de la presente invención es un sistema de gestión de potencia para vehículos aéreos no tripulados. Los vehículos aéreos no tripulados comprenden al menos un subsistema a bordo seleccionado entre un

sistema de instrumentación, que incluye, además, una pluralidad de antenas y Baro/pitot; un sistema de piloto automático, que incluye, además, superficies de control, unidades de medición inercial y controles de piloto automático; un GPS; un sistema de control de velocidad electrónico; un sistema de propulsión; un sistema de potencia que comprende una pluralidad de fuentes de potencia; y cualquier combinación de los mismos. El sistema de gestión de potencia del vehículo aéreo no tripulado puede comprender cualquier otra clase de subsistema, como por ejemplo una carga útil, que requiera un consumo de potencia significativo y que pueda gestionarse también mediante el método objeto de la presente invención.

Dicho sistema de gestión de potencia también comprende un procesador que comprende *hardware* y *software* que utiliza un algoritmo de lógica difusa, conectado a los subsistemas a bordo mencionados anteriormente. La unidad de gestión de potencia de lógica difusa comprende, además, funcionalidades de toma de decisiones para asignar propiedades a cargas de los subsistemas y las fuentes de potencia usadas en función de variables internas o externas para optimizar la autonomía y velocidad del vehículo aéreo no tripulado.

En otra realización de la invención, el sistema de propulsión se selecciona de un conjunto que comprende motores, generadores, haces de cables eléctricos, sistemas de conducto de entrada, cubiertas, capuchas, depósitos de combustible y sistemas propulsores o cualquier combinación de los mismos.

En otra realización de la invención, el sistema de potencia se selecciona de un conjunto que comprende una pila de combustible, una batería principal y una pluralidad de baterías auxiliares, paneles solares, sistemas de turbinas eólicas regenerativas, supercondensadores o cualquier combinación de los mismos.

Existen múltiples características innovadoras en la presente invención divulgada en relación con el uso de lógica difusa en el sistema de control de los UAV, específicamente:

- las variables se evalúan automáticamente, en vez de que un controlador humano las tenga en cuenta;
- el uso de lógica difusa permite un comportamiento más parecido al humano. También mejora la eficiencia al no tener que comprobar el estado constantemente en un bucle;
- el sistema y el método divulgados en el presente documento están orientados a la misión, por lo que tienen en cuenta las metas y limitaciones de la misión a la hora de tomar sus decisiones.

Aunque en los UAV el uso de lógica difusa es especialmente deseable ya que no siempre existe un piloto humano que tripule el avión, la presente invención no está limitada a esta clase de vehículos autónomos. Esta invención también es aplicable a cualquier otra clase de vehículos aéreos, marítimos o terrestres en donde la gestión de potencia y la toma de decisiones deben hacerse mediante lógica difusa. En un avión comercial la decisión sobre si activar o no la APU (unidad auxiliar de potencia, por sus siglas en inglés) la toma el piloto mientras que al usar el sistema de gestión de potencia y el método objeto de la presente invención, se puede mejorar la fiabilidad de la nave. Por ejemplo, en el caso de un fallo del motor, la unidad de gestión de potencia podría supervisar el fallo, las baterías principales y decidir si activar o no la APU. Esto podría eliminar el factor humano en un caso particular en el que la carga de trabajo del piloto sea elevada.

### 35 Breve descripción de las figuras

Figura 1.- Muestra un diagrama de bloques de una realización preferente del sistema de gestión de potencia para vehículos aéreos no tripulados objeto de la presente invención.

Figura 2.- Muestra un diagrama de bloques de una realización preferente del método de gestión de potencia para vehículos aéreos no tripulados objeto de la presente invención.

40 Figura 3.- Muestra una realización preferente del mapeo de variables difusas y decisiones para un escenario particular.

### Descripción de un ejemplo de realización de la invención

A continuación, se lleva a cabo una descripción de un ejemplo de realización de la presente invención, con carácter ilustrativo y sin limitación, haciendo referencia a la numeración adoptada en las figuras.

45 La Figura 1 muestra el escenario de un UAV (1) que presenta 5 fuentes de potencia diferentes. Estas fuentes de potencia son:

- Sistema (2) de pila de combustible: posee la mayor densidad de energía de todas, pero no puede recargarse en vuelo. Solamente permite un régimen de descarga lento.
- Baterías principales (3) y auxiliares (4): baterías de polímero de litio. Permiten un régimen de descarga rápido y pueden recargarse en vuelo.

- Paneles fotovoltaicos (5): su capacidad depende de la cantidad de radiación recibida. Otros factores que han de considerarse son la orientación de la nave, la época del año o la nubosidad.
- Supercondensador (6) de descarga rápida: orientado a la carga útil. Permite un régimen de descarga ultra rápido y puede recargarse en vuelo.

5 Es importante considerar que estas fuentes de potencia son una realización particular puesto que la presente invención podría gestionar otras fuentes de potencia diferentes tales como un sistema de recuperación de turbina eólica o similares.

10 La unidad (PMU) (7) de gestión de potencia de lógica difusa suministra la cantidad correcta de energía eléctrica a cada subsistema específico según la disponibilidad de energía y el perfil de misión y también gestionará el circuito de carga para las baterías (3, 4) y el supercondensador (6). En el escenario de la figura 1, hay 4 subsistemas de recipiente: carga útil (8), instrumentación (9), piloto automático (10) y propulsión (11). El subsistema (9) de instrumentación está compuesto al menos por 3 antenas (12) y el Baro/pitot (13). El subsistema (10) de piloto automático está compuesto al menos por una unidad (14) de superficies de control, una unidad de medición inercial (IMU, por sus siglas en inglés) (15) y la unidad (16) de piloto automático. Finalmente, el subsistema (11) de propulsión está formado por los motores (19) y los propulsores (20).

El sistema de antenas formado por las tres antenas (12) adopta la posición de la nave (1) con respecto a la estación de tierra (o al satélite, dado el caso) para que un enfoque difuso pueda activar la antena específica que garantizará una comunicación adecuada que suministre la cantidad correcta de energía a la antena deseada, garantizando, de este modo, una pérdida mínima de paquetes de transmisión a la vez que se optimiza el consumo de energía.

20 El sistema usará el sistema (17) de posicionamiento por GPS combinado con los sensores (13) de velocidad del aire y altitud barométrica para optimizar los recursos de vuelo. Su combinación proporcionará una estimación de la dirección e intensidad del viento al sistema de navegación de la aeronave y, con esa información, el subsistema (10) de piloto automático puede adaptar su velocidad/ruta informando a la estación de tierra sobre los cambios. El subsistema (10) de piloto automático adaptará su velocidad, dependiendo de las decisiones adoptadas por la PMU (7) de lógica difusa, mediante el sistema (18) de control de velocidad electrónico del UAV (1).

También, si la misión requiere silencio de radio sobre un área determinada, el sistema disminuirá la transmisión según la variable difusa asociada a las áreas calientes de transmisión. Estas áreas calientes de transmisión serán un parámetro fijo orientado a la misión introducido previamente en el sistema.

30 Una unidad de gestión de potencia convencional simplemente alimentaría todos los subsistemas (8, 9, 10, 11) e intentaría cargar la batería principal (3) mientras existiese un excedente de energía (es decir, mientras la nave está planeando y los paneles fotovoltaicos (5) están recogiendo energía). Aunque esta solución es correcta, la PMU (7) de lógica difusa propuesta en este documento puede ahorrar un montón de energía al asignar prioridades a las cargas y las fuentes guiadas por un control de misión.

35 A continuación, se describen algunos ejemplos simples de perfiles de misión en los que el sistema de gestión de potencia y el método objeto de la presente invención podrían resultar útiles:

- 40 1. En el caso de una misión que requiera una autonomía máxima, la PMU (7) de lógica difusa supervisa el estado de carga de la batería principal (3), el combustible consumido en la pila (2) de combustible y el estado de carga de la batería auxiliar (4) y, siempre que la batería principal (3) esté totalmente cargada, reconducirá la energía disponible al sistema principal (11) de control/propulsión, permitiendo que los paneles solares (5) carguen la batería auxiliar (4).
- 45 2. En el escenario de una misión en la que se necesita una velocidad máxima, la PMU (7) de lógica difusa derivará todo menos la batería auxiliar (4) al sistema (11) de control/propulsión y el sistema de control gestionará la potencia entrante midiendo la velocidad del aire, la temperatura del motor y otras variables externas para determinar la velocidad máxima de la aeronave en ese momento.
- 50 3. En el caso de una misión que siga puntos de referencia, la PMU (7) de lógica difusa usará una estrategia mixta para optimizar la aproximación, calculando también en tiempo real si la misión es viable o no.
4. En el caso de un suministro de carga útil de alta corriente obligatorio en determinadas coordenadas, la PMU (7) de lógica difusa almacenará la energía necesaria para la carga útil (8) y aplicará estrategias de optimización de energía según las otras metas de la misión. Una vez que el UAV ha alcanzado un lugar predefinido en un tiempo predefinido (meta de la misión), la PMU (7) de lógica difusa cargará el supercondensador (6) y a partir de ahí liberaría la energía a la carga útil (8). Esta carga útil (8) podría ser un láser pulsatorio, por ejemplo.

55 La Figura 2 muestra una realización particular del método objeto de la presente invención. En primer lugar, un operario introduce (21) en el sistema un conjunto de parámetros fijos predefinidos, orientados a la misión, tales como, la distancia que ha de recorrer el vehículo, la velocidad del vuelo, los límites del vuelo, las metas y otros. En segundo lugar, el sistema comprobará (22) automáticamente el estado de carga de las diferentes fuentes (2-6) de

potencia del UAV (1) con el fin de tener información detallada sobre la energía disponible en este momento en cada una de las fuentes.

5 En tercer lugar, el sistema comprueba (23) automáticamente los requisitos de energía de cada subsistema (8-11) en este momento y mide (24) otras variables internas tales como la temperatura del motor, etc. El sistema también medirá (25) las variables externas tales como la temperatura del aire exterior, la velocidad del aire y otras. Con la información de los parámetros fijos orientados a la misión, las variables internas (incluyendo el estado de carga y los requisitos de potencia) y la variable externa, el sistema calcula (26) automáticamente, mediante una unidad (7) de gestión de potencia de lógica difusa, un conjunto de prioridades para suministrar potencia a los subsistemas (8-11), para que el sistema evalúe a qué subsistemas se les proporcionará la potencia en primer lugar o principalmente y a qué subsistemas se les proporcionará la potencia en segundo lugar o secundariamente.

Después, el sistema calcula (27) un conjunto de cantidades de potencia suministradas a cada subsistema y un segundo conjunto de prioridades para decidir cuál de las fuentes (2-6) de potencia suministrará potencia a qué subsistema (8-11). Después, el sistema asignará (28) los conjuntos de prioridades y cantidades a los subsistemas y fuentes de potencia.

15 Finalmente, el sistema comprobará (29) si los parámetros fijos orientados a la misión han sido modificados de manera remota por el personal de control y continuará con el método en bucle hasta el término de la misión.

20 La Figura 3 muestra una realización particular del mapeo y decisión de variables difusas para un escenario específico. Este escenario se corresponde con el segundo perfil de misión divulgado anteriormente en el que se necesita una velocidad máxima. Con el fin de optimizar la autonomía o velocidad de la nave, la PMU también tiene en cuenta otras variables externas. El peso de estas variables en comparación con las otras es la clave para una decisión óptima. Tales variables externas pueden ser decisivas incluso sin ser dependientes de la potencia. Y para lidiar con ellas, el método preferente sería un sistema que dependiese de la lógica difusa.

25 El gráfico (30) muestra los perfiles de los valores difusos correspondientes a las variables "FRÍO", "TEMPLADO" y "CALIENTE" con respecto a la temperatura del motor y la temperatura del aire (la temperatura del aire es la temperatura del aire a la entrada del motor). El máximo del perfil FRÍO (32) se corresponde con el valor real de 10 °C (50 °F) para la temperatura del motor y la temperatura del aire. El máximo del perfil TEMPLADO (33) se corresponde con el valor real de 51,66 °C (125 °F) para la temperatura del motor y con el valor real de 29,44 °C (85 °F) para la temperatura del aire. El máximo del perfil CALIENTE (34) se corresponde con el valor real de 93,33 °C (200 °F) para la temperatura del motor y con el valor real de 48,88 °C (120 °F) para la temperatura del aire. Los puntos en los que se cruzan los perfiles de dos variables permiten que un usuario evalúe al mismo tiempo, mediante la lógica difusa, cualquiera de las dos variables. Por ejemplo, el punto (31) en el que el perfil CALIENTE y el perfil TEMPLADO se cruzan, puede usarse para evaluar por igual cuán CALIENTE está el motor o cuán TEMPLADO está el motor, todo esto mediante la lógica difusa.

35 El gráfico (35) muestra los perfiles de los valores difusos correspondientes a las variables "LENTA" (36), "MEDIA" (37), "DE CRUCERO" (38) y "RÁPIDA" (39) con respecto a la velocidad del aire a la entrada del motor. El mismo razonamiento del párrafo anterior aplica a este gráfico.

40 En el segundo perfil de misión, un piloto humano está decidiendo si aumentar o no la velocidad del UAV. La misión requiere una aproximación rápida a un objetivo, pero la temperatura del motor es alta. Para este segundo perfil de misión se asume que el máximo para la temperatura del motor debe ser 71,11 °C (160 °F) y, de acuerdo con la medición del sensor de temperatura de motor, se establece que la variable difusa correspondiente al perfil CALIENTE de la temperatura del motor es 0,7 (40). Así que hay margen para aumentar la temperatura del motor hasta que la temperatura del motor alcance su máximo. Al mismo tiempo, se asume que por debajo del valor de temperatura en el que la evaluación de variable es constantemente 1, el aire se considera "absolutamente frío" lo que desestima la aceptación del enfriamiento del motor. En esta realización particular de la invención, esta temperatura absolutamente fría se ha establecido en -7,77 °C (18 °F). De acuerdo con la medición del sensor de temperatura de aire se establece que la variable difusa correspondiente al perfil FRÍO de la temperatura del aire es 0,4 (41). Finalmente, asumiendo que la velocidad deseada del UAV es 321,86 km/h (200 MPh) y, de acuerdo con la medición del sensor de velocidad de aire, se establece que la variable difusa correspondiente al perfil RÁPIDO de la velocidad del aire es 0,5 (40). Por lo tanto, hay margen para aumentar la velocidad del UAV y, por lo tanto, aumentar la velocidad del aire y, por lo tanto, el enfriamiento del motor.

La inercia térmica del motor sugiere que llevará más tiempo de lo habitual calentarse aún más, considerando que la admisión de aire está bastante fría y dará lugar a un enfriamiento de aire rápido. Así que un piloto habría tomado la decisión de aumentar el accionador de aceleración en consecuencia.

55 Por el contrario, el sistema objeto de la presente invención, mediante la PMU (7) de lógica difusa, simplifica la toma de decisiones usando la decisión difusa:

AUMENTOdeAceleración(! motorCALIENTE && aireFRÍO && velocidadRÁPIDA);  
(1-0,7) && 0,4 && 0,5 = 0,3

- Después, la PMU de lógica difusa, recurriendo a la función "AUMENTOdeAceleración" que considera las variables difusas "!motor CALIENTE" (cuán NO-CALIENTE está la temperatura del motor) correspondientes al valor difuso (1-0,7), "aireFRÍO" (cuán FRÍA está la temperatura del aire) correspondientes al valor difuso 0,4 y "velocidadRÁPIDA" (cuán RÁPIDA es la velocidad del aire) correspondientes al valor difuso 0,5, asigna potencia al sistema de propulsión y el piloto automático aumenta la aceleración en consecuencia, aproximadamente 0,3 puntos (30 %) con respecto a la aceleración que tiene el UAV en este momento. El operador "&&" en lógica difusa es equivalente al operador "Y" en lógica de Boole.
- 10 Este tratamiento sin esfuerzo e instantáneo de tantas variables de este tipo necesita una cuidadosa programación previa según el número de subsistemas de la aeronave y su complejidad, pero eso solo ha de hacerse una vez por cada sistema y la programación reducirá los factores humanos que influyen en la tarea que debe completarse.

**REIVINDICACIONES**

1. Un método de gestión de potencia para un vehículo aéreo no tripulado, en donde el método gestiona una distribución de potencia eléctrica a una pluralidad de subsistemas a bordo, que comprende las siguientes etapas:

- 5 - habilitar un procesador que comprende *hardware* y *software* que utiliza un algoritmo (7) de lógica difusa que está configurado para:
  - establecer (21) un conjunto de parámetros fijos orientados a la misión;
  - supervisar (22) un estado actual de carga de una batería principal (3) y una batería auxiliar (4) y el combustible consumido en la pila de combustible del vehículo aéreo no tripulado;
  - comprobar (23) los requisitos de energía actuales de cada subsistema a bordo;
  - 10 - medir (24, 25) una pluralidad de variables de vuelo internas y variables de vuelo externas del vehículo aéreo no tripulado;
  - en donde el procesador está configurado para calcular y asignar automáticamente prioridades (26) para suministrar potencia a cada subsistema a bordo, calcular (27) y asignar (28) cantidades de potencia suministradas a cada subsistema y decidir cuáles de las fuentes de potencia suministran potencia a qué subsistema, en función de la pluralidad de variables internas, la pluralidad de variables externas y los parámetros fijos orientados a la misión; y
  - 15 - suministrar potencia eléctrica a los subsistemas a bordo de acuerdo con las cantidades y prioridades calculadas.

20 2. El método de gestión de potencia para el vehículo aéreo no tripulado, de acuerdo con la reivindicación 1, **caracterizado por que** las variables internas se seleccionan de un grupo que comprende:

- temperatura interna del sistema de propulsión;
- disponibilidad de la pluralidad de fuentes de potencia; o,
- cualquier combinación de las mismas.

25 3. El método de gestión de potencia para el vehículo aéreo no tripulado, de acuerdo con cualquiera de las reivindicaciones precedentes, **caracterizado por que** las variables externas son variables ambientales que se seleccionan de un grupo que comprende velocidad del aire, temperatura del aire, presión atmosférica y cualquier combinación de las mismas.

30 4. El método de gestión de potencia para el vehículo aéreo no tripulado, de acuerdo con cualquiera de las reivindicaciones precedentes, **caracterizado por que** los parámetros fijos orientados a la misión se seleccionan de un grupo que comprende distancia que ha de recorrer el vehículo aéreo no tripulado, velocidad de vuelo o cualquier combinación de los mismos.

5. Un sistema (1) de gestión de potencia para un vehículo aéreo no tripulado, en donde el vehículo aéreo no tripulado comprende al menos un subsistema a bordo seleccionado entre:

- 35 - un sistema (9) de instrumentación, que incluye, además, una pluralidad de antenas (12) y Baro/pitot (13);
- un sistema (10) de piloto automático, que incluye, además, superficies (14) de control, unidades (15) de medición inercial y controles (16) de piloto automático;
- un GPS (17);
- un sistema (18) de control de velocidad electrónico;
- un sistema (11) de propulsión;
- 40 - un sistema de potencia que comprende una pluralidad de fuentes de potencia; y
- cualquier combinación de los mismos; y en donde el sistema de gestión de energía comprende un procesador (7) que comprende *hardware* y *software* que utilizan un algoritmo de lógica difusa configurado para conectarse a los subsistemas a bordo, comprendiendo el procesador (7) de lógica difusa, además, funcionalidades de toma de decisiones para asignar prioridades para suministrar potencia a cada subsistema a bordo, calculando y
- 45 asignando cantidades de potencia suministradas a cada subsistema y decidiendo cuáles de las fuentes de potencia suministran potencia a qué subsistema, en función de una pluralidad de variables internas, una pluralidad de variables externas y parámetros fijos orientados a la misión, para optimizar la autonomía y velocidad del vehículo aéreo no tripulado.

50 6. El sistema de gestión de potencia, de acuerdo con la reivindicación 5, en donde el sistema comprende, además, una carga útil (8) conectada al procesador (7) de lógica difusa.

7. El sistema de gestión de potencia, de acuerdo con la reivindicación 6, en donde el sistema (11) de propulsión se selecciona de un conjunto que comprende motores (19), generadores, haces de cables eléctricos, sistemas de conducto de entrada, cubiertas, capuchas, depósitos de combustible, sistemas propulsores (20) o cualquier



combinación de los mismos.

8. El sistema de gestión de potencia, de acuerdo con la reivindicación 6, en donde el sistema de potencia se selecciona de un conjunto que comprende una pila (2) de combustible, una batería principal (3), una pluralidad de baterías auxiliares (4), paneles solares (5), sistemas de turbinas eólicas regenerativas, supercondensadores (6) o cualquier combinación de los mismos.
- 5

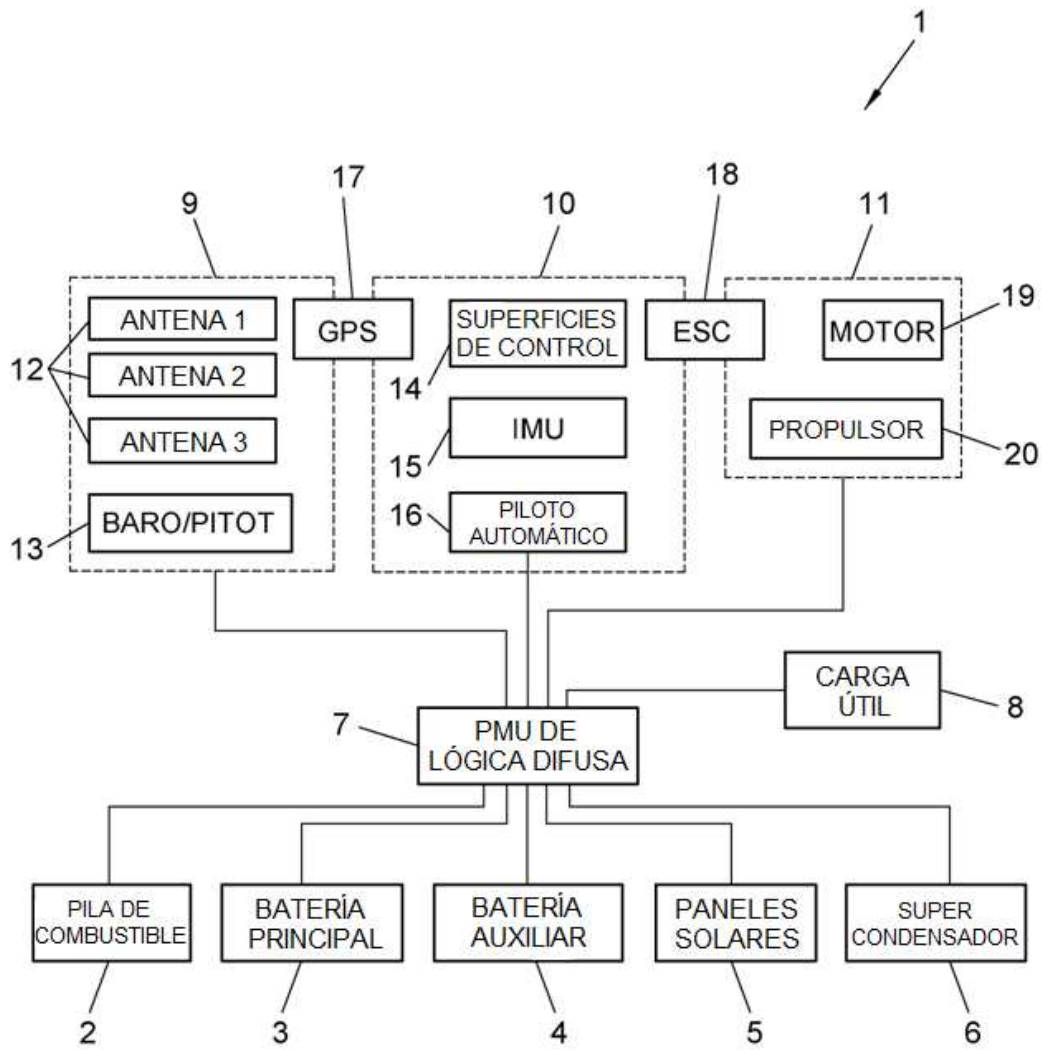


FIG. 1

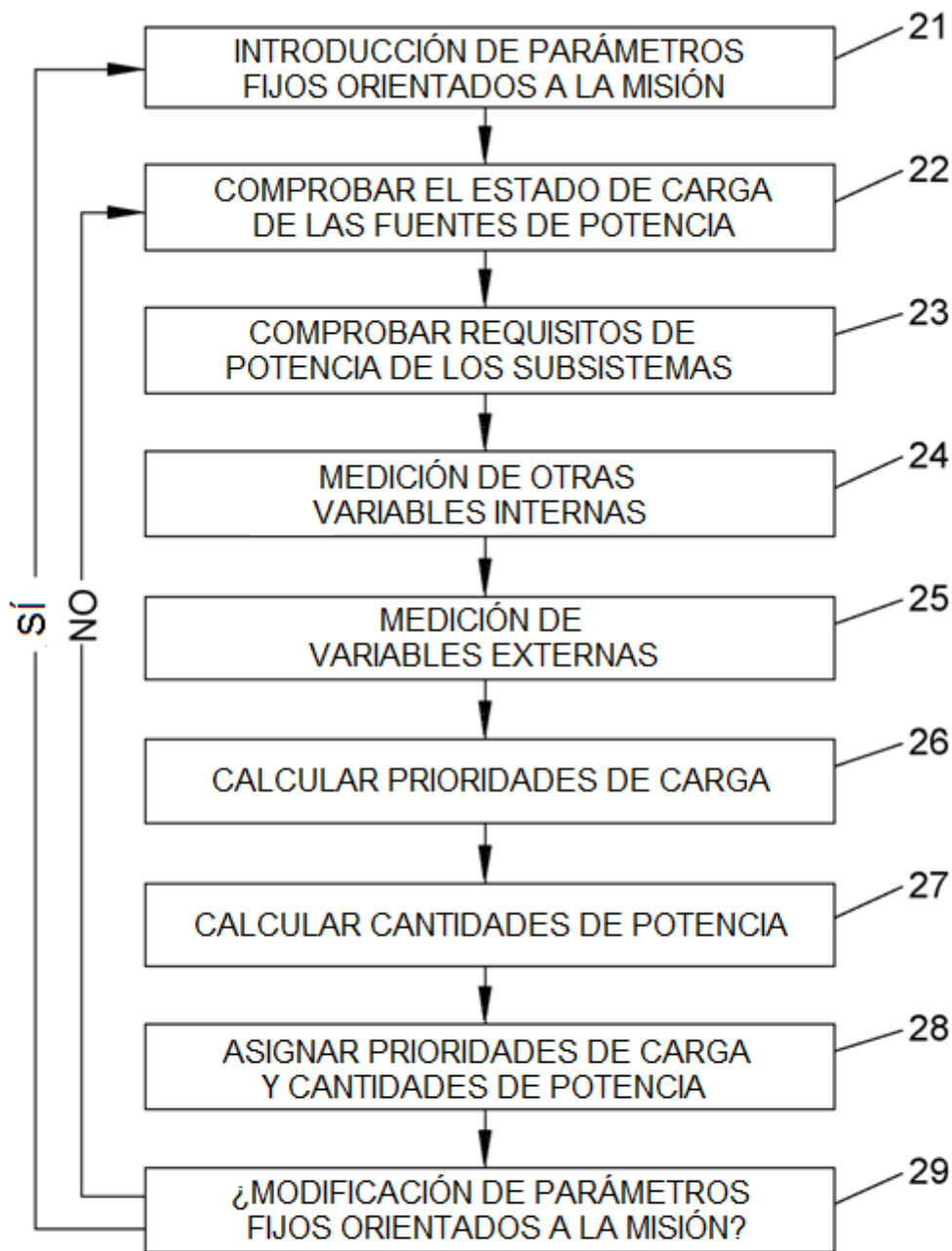


FIG. 2

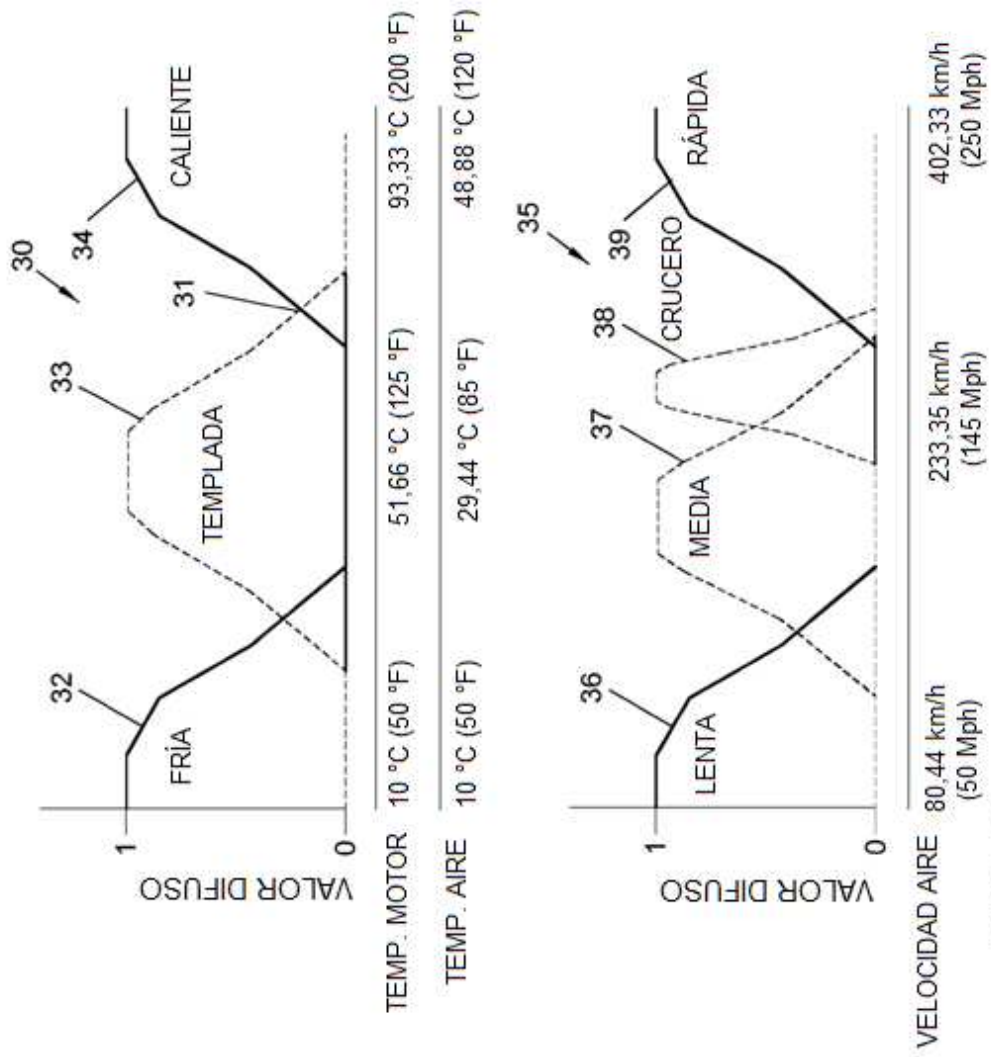


FIG. 3

