

19



OFICINA ESPAÑOLA DE  
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 738 387**

51 Int. Cl.:

**B64D 31/06** (2006.01)

**B64D 45/04** (2006.01)

**G05D 1/10** (2006.01)

12

## TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

86 Fecha de presentación y número de la solicitud internacional: **26.08.2016** **PCT/GB2016/052658**

87 Fecha y número de publicación internacional: **09.03.2017** **WO17037434**

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **26.08.2016** **E 16760141 (8)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **05.06.2019** **EP 3344545**

54 Título: **Un vehículo que comprende un sistema de reinicio de motor**

30 Prioridad:

**02.09.2015 GB 201515540**

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

**22.01.2020**

73 Titular/es:

**BAE SYSTEMS PLC (100.0%)**  
**6 Carlton Gardens**  
**London SW1Y 5AD, GB**

72 Inventor/es:

**WOODHOUSE, GORDON, CHARLES y**  
**BOSTON, LUKE, MICHAEL**

74 Agente/Representante:

**ISERN JARA, Jorge**

ES 2 738 387 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

Un vehículo que comprende un sistema de reinicio de motor

### 5 Campo de la invención

La presente invención se refiere a vehículos que comprenden sistemas de reinicio de motor para iniciar un motor del vehículo, por ejemplo, en el caso de un fallo o avería del motor.

### 10 Antecedentes

Muchas aeronaves comprenden un sistema eléctrico de aeronave. Los sistemas eléctricos de aeronave de diferentes aeronaves pueden diferir de forma importante unos de otros. Sin embargo, normalmente, un sistema eléctrico de aeronave comprende una red autocontenida de componentes que generan, distribuyen, utilizan y almacenan energía eléctrica.

Los componentes de los sistemas eléctricos de aeronaves que generan energía eléctrica son en general accionados por el motor de la aeronave, aunque son conocidos generadores de electricidad que son propulsados de diferente manera.

Fallos de motor, por ejemplo, averías de motor, pueden suceder en una aeronave durante el vuelo.

El Manual de Funcionamiento del Piloto del Cessna 172N de 1978 divulga un procedimiento de reinicio de motor.

25 El documento US 8543264 divulga un sistema de aeronave y método para seleccionar la velocidad de aire de planeo de aeronave durante una pérdida de potencia de motor.

El documento WO 2015/101978 divulga un sistema para descenso y aterrizaje de emergencia autónomo de aeronaves.

30 El documento US 2009/0306836 divulga un método y un aparato para un manejo de emergencia de una aeronave.

El documento US 2014/0303871 divulga un método y un sistema para regular la potencia en el caso de al menos una avería de motor de aeronave.

35 El documento US 2015/0148994 divulga un ordenador de aeronave para el control del motor.

El documento US 2014/0054411 divulga un método de ayuda a un piloto de una aeronave de ala rotatoria de un sólo motor durante una etapa de vuelo en autorotación.

40 El documento GB 2491982A divulga un sistema de potencia de emergencia de aeronaves que incorpora una celda de combustible.

### Resumen de la invención

45 En un primer aspecto, la presente invención proporciona un vehículo que comprende un motor, un sistema para iniciar el motor, un módulo de detección de fallo, una fuente de alimentación eléctrica, y un controlador. El controlador está configurado para, en respuesta al módulo de detección de fallo que detecta un fallo que sucede en el motor, determinar una ventana en la cual se ha de intentar el reinicio del motor, controlar la fuente de alimentación eléctrica para proporcionar energía eléctrica para iniciar el motor, y controlar el sistema para iniciar motor para intentar iniciar el motor utilizando la energía eléctrica suministrada solo durante la ventana determinada.

La fuente de alimentación eléctrica puede configurarse para suministrar electricidad independientemente del funcionamiento del motor.

55 El vehículo además puede comprender un sistema para iniciar el motor.

El controlador puesto configurado para, en respuesta al módulo de detección de fallo que detecta un fallo que sucede en el motor, controlar la fuente de alimentación eléctrica para proporcionar energía eléctrica al sistema para iniciar el motor, y controlar el sistema para iniciar el motor para intentar iniciar el motor utilizando la energía eléctrica suministrada.

La ventana puede ser un intervalo de tiempo o una oportunidad de acción. La entrada puede ser una mentada seleccionada del grupo de ventanas que consiste en una ventana temporal que especifica un período de tiempo y una ventaja de distancia que especifica una altitud o rango de distancia que puede ser recorrido por el vehículo.

El vehículo puede ser una aeronave. El vehículo puede además comprender un sensor de altitud configurado para medir una altitud del vehículo. El controlador puede estar configurado para determinar la ventana basándose en una medida de altitud.

5 El vehículo puede además comprender un sensor de presión configurado para medir una posición del vehículo. El controlador puede estar configurado para adquirir un destino para el vehículo. El controlador puede estar configurado para determinar la ventana basándose en una posición medida del vehículo y/o el destino adquirido para el vehículo.

10 El vehículo puede además comprender un sistema para dirigir el vehículo.

El controlador puede estar configurado para, en respuesta al módulo de detección de fallo que detecta un fallo que sucede en el motor, controlar la fuente de alimentación eléctrica para proporcionar energía eléctrica al sistema de dirección del vehículo, controlar el sistema para dirección del vehículo para dirigir el vehículo.

15 El vehículo puede además comprender un sensor de posición configurado para medir una posición del vehículo. El controlador puede estar configurado para: adquirir un destino para el vehículo; utilizando una medida de la posición del vehículo, determinar una ruta para el vehículo a partir de su posición actual hasta el destino; y, en respuesta al módulo de detección de fallo que detecta un fallo que sucede en el motor, controlar el sistema para dirección del vehículo para dirigir el vehículo a lo largo de una ruta determinada.

El controlador puede estar configurado para controlar, únicamente si no tiene éxito un reinicio del motor, el sistema de dirección del vehículo para dirigir el vehículo a lo largo de la ruta determinada.

25 El controlador puede estar configurado para, en el caso de un reinicio del motor con éxito, controlar el sistema de dirección del vehículo para retornar el vehículo a una ruta inicial a lo largo de la cual el vehículo se está desplazando antes de que suceda el fallo en el motor.

30 El vehículo puede además comprender un dispositivo de almacenamiento de energía, el dispositivo de almacenamiento de energía que es independiente de la fuente de alimentación eléctrica. El controlador puede estar configurado para, en respuesta al módulo de detección de fallo que detecta un fallo que sucede en el motor, controlar el dispositivo de almacenamiento de energía para descargar y suministrar al menos una energía eléctrica a los subsistemas del vehículo, al menos mientras está aumentando una salida de energía eléctrica de la fuente de alimentación eléctrica.

35 El vehículo puede además comprender un generador de energía eléctrica accionado por motor conectado a uno o más subsistemas del vehículo. La fuente de alimentación eléctrica puede ser independiente del generador de energía eléctrica accionado por motor.

40 La fuente de alimentación eléctrica puede ser una fuente de alimentación eléctrica seleccionada del grupo de fuentes de alimentación eléctrica que consisten en: una celda de combustible, una batería, un supercondensador, y una unidad de potencia auxiliar.

El vehículo puede ser una aeronave.

45 En un aspecto adicional, la presente invención proporciona un método para el rendimiento en un vehículo. El vehículo comprende un motor como sistema para iniciar el motor y una fuente de alimentación eléctrica. El método comprende detectar que ha sucedido un fallo en el motor, y en respuesta a detectar un fallo que sucede en el motor determinar una ventana en la cual intentar iniciar el motor, controlando la fuente de alimentación eléctrica para proporcionar energía eléctrica al sistema para iniciar el motor, controlar el sistema para iniciar el motor para intentar iniciar el motor utilizando la energía eléctrica suministrada solo durante la ventana determinada, en donde el controlador está configurado para, en respuesta al módulo de detección de fallo que detecta un fallo que sucede en el motor, controlar la fuente de alimentación eléctrica para aumentar una cantidad de energía eléctrica generada por la fuente de alimentación eléctrica.

55 Breve descripción de los dibujos

La figura 1 es una ilustración esquemática (no a escala) de una aeronave;

60 La figura 2 es una ilustración esquemática (no a escala) de una celda de combustible;

La figura 3 es un diagrama de flujo del proceso que muestra un modo de realización de un método de funcionamiento de la aeronave;

65 La figura 4 es una ilustración esquemática (no a escala) que muestra un perfil de vuelo de avería de motor para la aeronave;

La figura 5 es un diagrama de flujo de proceso que muestra un modo de realización adicional de un método de funcionamiento de la aeronave;

- 5 La figura 6 es un diagrama de flujo de proceso que muestra un segundo modo de realización adicional de un método de funcionamiento de la aeronave; y

La figura 7 es una ilustración esquemática (no a escala) que muestra un perfil de carga de ejemplo para suministros de energía de la aeronave.

10 Descripción detallada

La figura 1 es una ilustración esquemática (no a escala) de una aeronave 100.

- 15 En este modo de realización, la aeronave 100 es una aeronave autónoma no tripulada. Sin embargo, en otros modos de realización, la aeronave 100 es una aeronave tripulada y/o no autónoma.

En este modo de realización la aeronave 100 comprende un motor 102, un generador 104 de energía accionado por motor, subsistemas 106 de aeronave que incluyen superficies 108 de control de aeronave, una celda 110 de combustible, un suministro 112 de combustible de celda de combustible, una batería 114, un módulo 116 de reparto de energía, un almacenamiento 118 de modelo de reparto de energía, un módulo 120 de detección de fallo, un módulo 122 de control de aeronave, y sistemas 124 de sensor de aeronave.

20 El motor 102 genera energía mecánica para la aeronave 100. El motor 102 puede ser tipo apropiado de motor de aeronave tal como un motor a proporción que utiliza combustible de un avión a reacción para generar una propulsión y empuje para la aeronave 100. En un modo de realización, sólo hay un único motor en la aeronave 100. El motor 102 está conectado al generador 104 de energía accionado por motor de manera que el motor 102 acciona el generador 104 de energía accionado por motor.

25 El generador 104 de energía accionado por motor es un generador de energía eléctrica que es accionado por el motor 102 para producir energía eléctrica. El generador 104 de energía accionado por motor está conectado a los subsistemas 106 de aeronave de tal manera que la energía eléctrica generada por el generador 104 de energía accionado por motor puede ser proporcionada para el uso por los subsistemas 106 de aeronave. El generador 104 de energía accionado por motor está conectado a la batería 114 de tal manera que el exceso de energía eléctrica generada por el generador 104 de energía accionado por motor puede cargar o recargar la batería 114.

30 Los subsistemas 106 de aeronave incluyen sistemas a bordo de la aeronave 106 que utilizan energía eléctrica. En este modo de realización, los subsistemas 106 de aeronave incluyen las superficies 108 de control de aeronave. Los subsistemas 106 de aeronave pueden incluir cualquier sistema de aeronave apropiado que utilice energía eléctrica incluyendo, pero no limitados a, sistemas de protección eléctrica contra hielo, tren de aterrizaje, puertas de frenado, bombeo de combustible, calefacción y/o refrigeración eléctrica, y elementos auxiliares de motor eléctrico. En algunos modos de realización, por ejemplo, modos de realización en los cuales la aeronave 100 es tripulada, los subsistemas 106 de aeronave pueden incluir sistemas de control ambiental eléctricos, de presurización de cabina y de acondicionamiento de aire.

35 Las superficies 108 de control de aeronave son superficies a bordo de la aeronave 100 que pueden ser controladas para controlar la altitud de vuelo de la aeronave 100. En este modo de realización, las superficies 108 de control de vuelo son accionadas de forma eléctrica. En algunos modos de realización, las superficies de control de vuelo pueden ser controladas eléctrica e hidráulicamente.

40 La celda 110 de combustible es un dispositivo que convierte un combustible de celda de combustible en electricidad a través de una reacción química. La celda 110 de combustible se describe con más detalle posteriormente más abajo con referencia a la figura 2. En este modo de realización, la celda 110 de combustible está conectada al suministro 112 de combustible de manera que la celda 110 de combustible puede recibir combustible de celda de combustible almacenado por el suministro 112 de combustible para la conversión en electricidad.

45 En este modo de realización, el combustible de celda de combustible es hidrógeno. En algunos modos de realización, el suministro 112 de combustible de celda de combustible es un almacén de hidrógeno, que puede estar en forma gaseosa o líquida. En algunos modos de realización, el suministro de combustible de celda de combustible utiliza un proceso de reformado de combustible a avión a reacción para convertir el combustible de aeronave a bordo de la aeronave para el uso por el motor en hidrógeno que se puede utilizar por la celda 110 de combustible.

50 La celda 110 de combustible está además conectada a los subsistemas 106 de aeronave de manera que la energía eléctrica generada por la celda 110 de combustible puede ser proporcionada para el uso por los subsistemas 106 de aeronave. La celda 110 de combustible está conectada a la batería 114 de tal manera que el exceso de energía eléctrica generada por la celda 110 de combustible puede cargar o recargar la batería 114. La celda 110 de

combustible está conectada al motor 102 de tal manera que la energía eléctrica generada por la celda 110 de combustible puede ser proporcionada para el uso por el motor 102, por ejemplo, para iniciar el motor 102, por ejemplo, alimentando un motor eléctrico para girar el motor 102.

La batería 114 es una batería recargable. La batería 114 almacena energía química y está configurada para convertir esa energía química almacenada en energía eléctrica. La batería 114 puede ser cualquier tipo apropiado de batería que incluye, pero no está limitada a, una batería de ácido plomo, una batería de níquel-cadmio (Ni-Cad), una batería de iones de litio (Li-ion), una batería térmica, y una batería estructural o conformada. La batería 114 está conectada a los subsistemas 106 de aeronave de tal manera que la energía eléctrica generada por la batería 114 puede ser proporcionada para el uso por los subsistemas 106 de aeronave. La batería 114 está conectada al motor 102 de tal manera que la energía eléctrica generada por la batería 114 puede ser proporcionada para el uso por el motor 102, por ejemplo, para iniciar el motor 102, por ejemplo, propulsando un motor eléctrico para girar el motor 102, o iniciando una unidad de potencia auxiliar (APU) que a su vez inicia el motor 102.

El módulo 116 de reparto de energía comprende uno o más procesadores. El módulo 116 de reparto de energía está conectado a los subsistemas 106 de aeronave y el motor 102 de manera que las medidas de parámetros asociados con los subsistemas 106 de aeronave y/o el motor 102 pueden ser tomadas por el módulo 116 de reparto de energía, por ejemplo, el módulo 116 de reparto de energía puede medir o determinar de alguna otra manera un nivel de energía eléctrica demandado por los subsistemas 106 de aeronave y/o el motor 102. El módulo 116 de reparto de energía está conectado a la celda 100 de combustible, de tal manera que el módulo 116 de reparto de energía puede controlar el funcionamiento de la celda 110 de combustible, por ejemplo, para incrementar o disminuir la energía eléctrica generada por la celda 110 de combustible. El módulo 116 de reparto de energía está conectado al generador 104 de energía accionado por motor de tal manera que el módulo 116 de reparto de energía puede controlar el funcionamiento del generador 104 de energía accionado por motor, por ejemplo, para aumentar o disminuir la energía eléctrica generada por el generador 104 de energía accionado por motor. El módulo 116 de reparto de energía está conectado a la batería 114 de tal manera que el módulo 116 de reparto de energía puede controlar el funcionamiento de la batería 114, por ejemplo, para aumentar o disminuir la salida de energía eléctrica por la batería 114 de motor. El módulo 116 de reparto de energía está configurado para controlar el generador 104 de energía accionado por motor, la celda 110 de combustible y la batería 114 de manera que cambia las proporciones de la energía eléctrica generada total (es decir, la energía total producida por el generador 104 de energía accionado por motor, la celda 110 de combustible y la batería 114) que producen esos sistemas individuales. El módulo 116 de reparto de energía está conectado al almacén 118 de modelo de reparto de energía de tal manera que el modelo 126 de reparto de energía almacenado por el almacén 118 de modelo de reparto de energía se puede recuperar por el módulo 116 de reparto de energía. El control del generador 104 de energía accionado por motor, la celda 110 de combustible, y/o la batería 114 por el módulo 116 de reparto de energía puede depender de las medidas de los subsistemas 106 de aeronave y/o del motor 102. El control del generador 104 de energía accionado por motor, la celda 110 de combustible, y/o la batería 114 por el módulo 116 de reparto de energía puede depender de un modelo 126 recuperado del almacén 118 de modelo de reparto de energía. El módulo 116 de reparto de energía puede ser alimentado por la energía eléctrica suministrada por el generador 104 de energía accionado por motor, la celda 110 de combustible, y/o la batería 114.

El almacén 118 de modelo de reparto de energía es una memoria informática que almacena una pluralidad de modelos 126 de reparto de energía. De forma preferible, el almacén 118 de modelo de reparto de energía es una memoria reescribible, por lo tanto, permitiendo la adición, la retirada y la actualización de los modelos 126 almacenados en la misma. De forma preferible, el almacén 118 del modelo de reparto de energía es una memoria no volátil, por lo tanto, proporcionando que los modelos 126 sean retenidos incluso cuando no se alimenta el almacén 118 del modelo de reparto de energía. El almacén 118 de modelo de reparto de energía puede ser alimentado por energía eléctrica suministrada por el generador 104 de energía accionado por motor, la celda 110 de combustible, y/o la batería 114.

En este modo de realización, cada modelo 126 de reparto de energía corresponde a una fase de vuelo de aeronave diferente respectiva. Ejemplos de fases de vuelo de aeronave incluyen, pero no están limitadas a, una "fase de tierra" en la cual la aeronave 100 está en tierra, una "fase de despegue" en la cual la aeronave 100 está despegando, una "fase de ascenso" en la cual la aeronave 100 está ascendiendo en altitud, una "fase de crucero" en la cual la aeronave 100 está navegando a altitud constante, una "fase de misión" en la cual la aeronave realiza acciones para completar una misión asignada y en la cual puede ser crítico satisfacer las demandas de energía de la aeronave 100 (por ejemplo, el éxito de la misión y/o la seguridad de la aeronave 100), una "fase de descenso" en la cual la aeronave 100 está descendiendo en altitud, y una "fase de aterrizaje" en la cual la aeronave está aterrizando. En este modo de realización, cada modelo 126 especifica cómo, para la fase de vuelo correspondiente a ese modelo 126, se va a repartir la generación de energía eléctrica en la aeronave 100 (es decir, proporcionada) entre los diferentes generadores de energía eléctrica a bordo (es decir, el generador 104 de energía accionado por motor, la celda 110 de combustible, y la batería 114). Cada modelo puede especificar una proporción o reparto diferente respectivo de la generación de energía eléctrica entre los diferentes generadores de energía eléctrica a bordo. La generación de energía eléctrica a bordo de la aeronave 100 puede repartirse entre los diferentes generadores de energía eléctrica a bordo en diferentes proporciones para diferentes fases de vuelo. Por ejemplo, en comparación al modelo 126 para la fase de crucero, el modelo 126 para la fase de despegue puede especificar que se genere un

nivel reducido de energía por el generador 104 de energía accionado por motor (de manera que menos energía es transmitida desde el motor 102, y más energía mecánica generada por el motor 102 puede ser utilizada para generar empuje para la aeronave 100), y la celda 110 de combustible es para generar una cantidad aumentada de energía para tener en cuenta esta reducción. En algunos modos de realización uno o más de los modelos 126 especifica en una distribución de generación de energía para generadores de energía eléctrica a bordo de diferentes maneras en lugar de o en adición a un perfil de reparto de generación de energía. Por ejemplo, en algunos modos de realización, un modelo 1126 puede especificar cantidades de generación de energía eléctrica mínimas y/o máximas para uno o más de los generadores de energía eléctrica a bordo.

En algunos modos de realización, múltiples modelos 126 diferentes, cada uno que especifica una proporción diferente de generación de energía entre los generadores de energía, pueden especificarse para una fase de vuelo dada. La selección de un modelo 126 para la fase de vuelo dada de los múltiples modelos diferentes correspondientes a esa fase de vuelo depende de, por ejemplo, un estado de aeronave medido, condiciones ambientales, o cualesquier otros factores apropiados.

En algunos modos de realización, múltiples fases de vuelo diferente se asocian con modelos 126 de reparto de energía comunes.

El módulo 120 de detección de fallo está conectado al motor 102. El módulo 120 de detección de fallo está configurado para detectar si ha ocurrido una avería en el motor 102 (por ejemplo, un fallo de motor). El módulo 120 de detección de fallo puede estar configurado para detectar uno o más tipos diferentes de fallos de motor. Los fallos de motor (por ejemplo, averías) pueden detectarse de cualquier manera apropiada, por ejemplo, que incluye, pero no está limitada a, una reducción en el empuje generado por el motor 102 hasta o por debajo de un valor umbral predeterminado, o utilizando medidas tomadas por uno o más sensores montados en el motor. El módulo 120 de detección de fallo está conectado al módulo 122 de control de aeronave de tal manera que, en respuesta a detectar una avería o fallo en el motor 102, el módulo 120 de detección de fallo puede generar y enviar una señal de fallo al módulo 122 de control de aeronave. La señal de fallo puede ser una señal eléctrica indicativa de que ha ocurrido un fallo en el motor. El módulo 120 de detección de fallo puede ser alimentado por energía eléctrica suministrada por el generador 104 de energía accionado por motor, la celda 110 de combustible, y/o la batería 114.

El módulo 122 de control de aeronave comprende uno o más procesadores. El módulo 122 de control de aeronave está conectado al generador 104 de energía accionado por motor de tal manera que el módulo 122 de control de aeronave puede controlar el funcionamiento del generador 104 de energía accionado por motor, por ejemplo, para aumentar o disminuir la energía eléctrica generada por el generador 104 de energía accionado por motor. El módulo 122 de control de la aeronave está conectado a la batería 114 de tal manera que el módulo 122 de control de aeronave puede controlar el funcionamiento de la batería 114, por ejemplo, para aumentar o disminuir la salida de energía eléctrica por la batería 114 de motor. El módulo 122 de control de aeronave está configurado para controlar el generador 104 de energía accionado por motor, la celda 110 de combustible y la batería 114 de manera que cambian las proporciones de la energía eléctrica generada total (es decir, la energía total producida por el generador 104 de energía accionado por motor, la celda 110 de combustible y la batería 114) que producen esos sistemas individuales. El módulo 122 de control de aeronave está conectado a los sistemas 124 de sensor de manera que las medidas tomadas por los sistemas 124 de sensor pueden ser recibidas por el módulo 122 de control de aeronave. El módulo 122 de control de aeronave está conectado a los subsistemas 106 de aeronave de tal manera que el módulo 122 de control de aeronave puede controlar el funcionamiento de los subsistemas 106 de aeronave, por ejemplo, las superficies 108 de control de vuelo, por ejemplo, para controlar el vuelo de la aeronave 100. El control del generador 104 de energía accionado por motor, la celda 110 de combustible, la batería 114, y/o los subsistemas 106 de aeronave por el módulo 122 de control de aeronave se puede iniciar en respuesta al módulo 122 de control de aeronave que recibe una señal de fallo del módulo 120 de detección de fallo. El control del generador 104 de energía accionado por motor, la celda 110 de combustible, la batería 114, y/o los subsistemas 106 de aeronave por el módulo 122 de control de aeronave puede depender de las medidas tomadas por los sistemas 124 de sensor. En este modo de realización, el módulo 122 de control de aeronave está configurado para determinar una trayectoria de vuelo de la aeronave 100 (por ejemplo, utilizando medidas para el sistema 124 de sensor) y para controlar las superficies 108 de control de vuelo de tal manera que la aeronave 100 sigue la trayectoria de vuelo determinada. El módulo 122 de control de aeronave puede ser alimentado por energía eléctrica suministrada por el generador 104 de energía accionado por motor, la celda 110 de combustible, y/o la batería 114.

El sistema 124 de sensor puede incluir cualquier sensor montado en aeronave apropiado. En este modo de realización, el sistema 124 de sensor incluye un sensor de altitud, un sensor de velocidad, y un sensor de posición (por ejemplo, un receptor GPS). En algunos modos de realización, el sistema 124 de sensor puede incluir uno o más sensores remotos a la aeronave 100, por ejemplo, un sensor ubicado en una estación de tierra.

Un aparato, que incluye por ejemplo el módulo 116 de reparto de energía y el módulo 122 de control de aeronave, para implementar la disposición anterior, y realizar las etapas del método que se van a describir posteriormente más abajo, pueden ser proporcionados configurando o adaptando cualquier aparato adecuado, por ejemplo, uno o más ordenadores u otros aparatos de procesamiento o procesadores, y/o proporcionando otros módulos. El aparato puede comprender un ordenador, una red de ordenadores, o uno o más procesadores, para implementar

instrucciones y que utiliza datos, incluyendo instrucciones y datos en forma de un programa informático o una pluralidad de programas informáticos almacenados en o sobre un medio de almacenamiento legible por máquina tal como una memoria informática, un disco informático, ROM, PTROM, etc., o cualquier combinación de estos u otros medios de almacenamiento. Por ejemplo, en algunos modos de realización, un dispositivo o sistema como, por ejemplo, un procesador común o grupo de procesadores, proporciona la funcionalidad de múltiples de los módulos mencionados anteriormente. Por ejemplo, la funcionalidad de dos o más de, el módulo 116 de reparto de energía, el módulo 120 de detección de fallo, y el módulo 122 de control de aeronave puede ser proporcionada por un dispositivo o sistema común.

La figura 2 es una ilustración esquemática (no a escala) de la celda 100 de combustible.

En este modo de realización, la celda 110 de combustible es una celda de combustible de Membrana de Intercambio de Protones (PEM) que comprende una carcasa 200 que tiene una primera entrada 202, una segunda entrada 204, y una salida 206. La celda 110 de combustible además comprende, ubicado dentro de la carcasa 200, un ánodo 208, un cátodo 210, y un electrólito 212 dispuesto entre el ánodo 208 y el cátodo 210. La primera entrada 202 está ubicada en un primer lado de la celda 110 de combustible en o próxima al ánodo 208. La segunda entrada 204 está ubicada en un segundo lado de la celda 110 de combustible en o próxima al cátodo 210, el segundo lado de la celda 110 de combustible está en un lado opuesto al primer lado de la celda 110 de combustible. Por tanto, el ánodo 208, el cátodo 210, y el electrólito 212 están dispuestos entre la primera y segunda entradas 202, 204. La salida 204 está ubicada en el segundo lado de la celda 110 de combustible.

En este modo de realización, la celda 110 de combustible recibe combustible de celda de combustible del suministro 112 de combustible de celda de combustible en la primera entrada 202 y la segunda entrada 204. En particular, hidrógeno (en forma líquida o gaseosa) es recibido en la primera entrada 202. También, oxígeno (por ejemplo, contenido en el aire suministrado) es recibido en la segunda entrada. El ánodo 208 contiene un catalizador que provoca que el combustible de hidrógeno recibido se disocie en guiones de hidrógeno (es decir protones) y electrones. Los iones de hidrógeno son conducidos a través del electrólito 212 después de la reacción, tal y como se indica en la figura 2 mediante flechas de puntos y la referencia numérica 214. Al mismo tiempo, los electrones son conducidos desde el ánodo 208 al cátodo 210 a través de un circuito 216 externo, por lo tanto, produciendo electricidad de corriente continua. El flujo de electrones a través del circuito 216 externo es indicado por la figura 2 mediante una flecha continua y la referencia numérica 218. El circuito 216 externo comprende una carga 220 que en este modo de realización incluye entre otros los subsistemas 106 de aeronave y el motor 102. En el cátodo 210, los iones de hidrógeno, electrones, y el oxígeno reaccionan para formar agua que es expulsada de la celda 110 de combustible a través de la salida 206.

La figura 3 es un diagrama de flujo del proceso que muestra un modo de realización del método de funcionamiento de la aeronave 100.

En la etapa s2, la aeronave 100 vuela a lo largo de la trayectoria de vuelo inicial predeterminada. Mientras la aeronave 100 está en vuelo, el motor 102 acciona el generador 104 de energía accionado por motor. También, el generador 104 de energía accionado por motor genera energía eléctrica para controlar la aeronave 100, incluyendo el control de las superficies 108 de control de vuelo de aeronave.

En la etapa s4, en el mismo punto a lo largo de la trayectoria de vuelo inicial, el motor 102 falla o desarrolla un tipo diferente de fallo.

Puede suceder cualquier fallo apropiado del motor 102. Ejemplos de modos de avería del motor 102 incluyen, pero no están limitados a, un incendio en el motor, un reventado de disco, una avería mecánica del motor, una pérdida de control del motor, una pérdida de flujo de combustible en el motor, una fuga de aceite, una avería de un sistema de inducción de aire, y la ingestión de Desechos de Objetos Extraños (FOD) por el motor.

El fallo de motor puede suceder por cualquier razón. Ejemplos de casos que podrían provocar un fallo de motor incluyen, pero no están limitados a, un golpeo de un pájaro, un golpeo de un rayo, y gestiones de desechos de objetos extraños (FOD) y un efecto de sobretensión.

En este modo de realización, el efecto en el motor 102 es una avería de motor de manera que el motor 102 nunca más proporciona propulsión a la aeronave 100. También, el motor 102 nunca más acciona el generador 104 de energía accionado por motor. Por tanto, el generador 104 de energía accionado por motor no genera suficiente electricidad para permitir un control total de la aeronave 100 mediante los sistemas de control de aeronave a bordo.

En este modo de realización, la avería o fallo en el motor 102 es tal que el motor 102 tiene que ser reiniciado para permitir a la aeronave 100 funcionar de forma correcta.

En la etapa s6, el módulo 120 de detección de fallos detecta que ha ocurrido un fallo de motor (es decir, una avería de motor). Por ejemplo, el módulo 120 de detección de fallo puede detectar que el empuje producido por el motor 102 cae por debajo de un valor umbral predeterminado, y puede deducir que ha ocurrido un fallo.

En la etapa s8, el módulo 120 de detección de fallo genera una señal de fallo y envía esa señal de fallo generada al módulo 122 de control de aeronave. La señal de fallo es indicativa de que ha ocurrido un fallo de motor. En algunos modos de realización, la señal de fallo puede especificar el tipo de fallo.

En la etapa s10, el módulo 122 de control de aeronave adquiere medidas de sensor tomadas por los sistemas 124 de sensor. En este modo de realización, el módulo 122 de control de aeronave adquiere medidas de al menos la altitud de la aeronave 100.

En la etapa s12, utilizando las medidas de sensor adquiridas en la etapa s10, el módulo 122 de control de aeronave determina un plan para controlar la aeronave, de aquí en adelante referido como un “plan de control”.

En este modo de realización, el plan de control incluye controlar las superficies 108 de control de la aeronave 100, por ejemplo, de manera que la aeronave 100 planee en la dirección de la trayectoria de vuelo.

También, en este modo de realización, el plano de control incluye un “perfil de vuelo de avería de motor”.

La figura 4 es una ilustración esquemática (no a escala) que muestra un ejemplo de un perfil 400 de vuelo de avería de motor determinado en la etapa s12.

En este modo de realización, el perfil 400 de vuelo de avería de motor es especificado por una línea en un gráfico que tiene un eje x representativo del tiempo, y un eje y representativo de la altitud de la aeronave. El perfil 400 de vuelo de avería de motor es un perfil de vuelo para la aeronave 100 a partir de su altitud actual (tal y como se determinó a partir de las medidas de sensor adquiridas en la etapa s10) al suelo.

En este modo de realización, el perfil 400 de vuelo de avería de motor comprende una pluralidad de eventos marcados a lo largo del perfil 400 de vuelo de avería de motor, en particular un primer evento 404 un segundo evento 406, un tercer evento 408 y un cuarto evento 410.

El primer evento 404 es la detección de la avería de motor. El primer evento 404 puede corresponderse a la detección de la avería de motor por el módulo 120 de detección de avería que sucedió en la etapa s6. En este modo de realización, el primer evento 404 sucede cuando la aeronave 100 está en su altitud  $A_1$  de navegación y en un primer tiempo  $T_1$ .

En este modo de realización, la altitud  $A_1$  de navegación es la altitud actual de la aeronave 100. También, el primer tiempo  $T_1$  es el tiempo actual. En este modo de realización, el segundo evento 406, el tercer evento 408, y el cuarto evento 410 son eventos futuros a lo largo del perfil 400 de vuelo de avería de motor que suceden en respectivos tiempos futuros cuando la aeronave 100 está en sus respectivas altitudes futuras. Las posiciones de los eventos 404-410 a lo largo del perfil 400 de vuelo de avería de motor se pueden determinar de cualquier manera apropiada.

El segundo evento 406 es un punto de inicio de un periodo durante el cual se intentará un reinicio del motor 102, cuyo periodo se referirá de aquí en adelante como el “periodo de reinicio de motor” 412. En este modo de realización, el segundo evento 406 sucede cuando la aeronave 100 está en una segunda altitud  $A_2$  y en un segundo tiempo  $T_2$ . La segunda altitud  $A_2$  es inferior que la primera altitud  $A_1$ . El segundo tiempo  $T_2$  es posterior al primer tiempo  $T_1$ .

En este modo de realización, la distancia en tiempo entre el primer evento 404 y el segundo evento 406 es representativa del tiempo de retardo entre detectar el evento de avería del efecto de motor, y tener la energía disponible (por ejemplo, de la celda 110 de combustible y/o de la batería 114) para comenzar a intentar reiniciar el motor 102. La distancia en tiempo entre el primer evento 404 y el segundo evento 406 puede ser un periodo de tiempo predeterminado, o puede determinarse mediante el módulo 122 de control de aeronave utilizando datos disponibles apropiados.

En algunos modos de realización, entre el primer evento 404 y el segundo evento 406 hay un periodo en el cual los subsistemas 106 de aeronave pueden ser alimentados sin funcionar el generador 104 de energía accionado por motor, por ejemplo, mediante la celda 110 de combustible. Un tamaño de este periodo entre el primer y segundo eventos 404, 406 puede dictarse mediante cualquier limitación de altitud de reinicio de motor que pudiera haber, tal como una altitud mínima para intentar un reinicio de motor.

El tercer evento 408 es un punto final del periodo 412 de reinicio de motor. En este modo de realización, la distancia a lo largo del perfil 400 de vuelo de avería de motor entre el segundo evento 406 y el tercer evento 408 define el periodo 412 de reinicio remoto. En este modo de realización, el tercer evento 408 sucede cuando la aeronave 100 está en una tercera altitud  $A_3$  y en un tercer tiempo  $T_3$ . La tercera altitud  $A_3$  es inferior a la segunda altitud  $A_2$ . El tercer tiempo  $T_3$  es posterior al segundo tiempo  $T_2$ .

En algunos modos de realización, la distancia entre el segundo evento 406 y el tercer evento 408 se corresponde a un periodo de tiempo predeterminado o distancia de altitud. En otras palabras, el segundo evento 406 y el tercer evento 408 definen una ventana de reinicio de motor, es decir, una ventana en la cual se puede intentar el reinicio del motor. La ventana puede ser una ventana temporal (es decir, una ventana en el dominio de tiempo) o una ventana de distancia/altitud. En algunos modos de realización, el tercer evento 408 está situado en un tiempo predeterminado y/o un valor de altitud en el perfil 400 de vuelo de avería del motor. En algunos modos de realización, la distancia entre el segundo evento 406 y el tercer evento 408 es determinada por el módulo 122 de control de aeronave utilizando datos disponibles apropiados, tal como medidas de altitud de aeronave y/o la ubicación de un lugar de aterrizaje seguro. Por ejemplo, el módulo 122 de control de aeronave puede, utilizando la posición y la altitud actuales de la aeronave 100 y/o los datos ambientales disponibles, determinar una cantidad de tiempo que necesitaría la aeronave 100 para planear a un sitio de aterrizaje seguro. La posición del tercer evento 408 a lo largo del perfil 400 de vuelo de avería de motor puede entonces determinarse de tal manera que la distancia de tiempo entre el tercer evento 408 y el cuarto evento 410 es al menos igual al tiempo determinado para alcanzar el sitio de aterrizaje seguro. Esto tiende a proporcionar de forma ventajosa que, si el motor 102 no es capaz de ser reiniciado, podría ser posible controlar la aeronave 100 para planear hasta el sitio de aterrizaje seguro utilizando energía eléctrica para controlar las superficies 108 de vuelo de aeronave en lugar de intentar reiniciar el motor 102.

El cuarto evento 410 es un punto en el cual la aeronave 100 hace contacto con la tierra (es decir, aterriza o se estrella). En este modo de realización, el cuarto evento 410 sucede cuando la aeronave 100 está a una altitud de cero metros y en un cuarto tiempo  $T_4$ .

En este modo de realización, el módulo 122 de control de aeronave construye el perfil 400 de vuelo de avería de motor para corresponderse a un planeo durante el tiempo máximo en el aire para la aeronave 100. Sin embargo, en otros modos de realización, el perfil 400 de vuelo de avería de motor puede estar constituido de una manera diferente, por ejemplo, poniendo la aeronave 100 en contacto con la tierra en un tiempo más corto, por ejemplo, si la aeronave 100 está próxima a un sitio de aterrizaje seguro cuando sucede la avería del motor, o para maximizar la distancia que vuela la aeronave 100.

Por tanto, se proporciona un ejemplo de perfil 400 de vuelo de avería de motor.

Volviendo ahora la descripción del proceso de la figura 3, en la etapa s14, el módulo 122 de control de aeronave activa la celda 110 de combustible para empezar a generar energía eléctrica. Por ejemplo, la celda 110 de combustible puede ser controlada para producir una salida de energía máxima.

En la etapa s16, el módulo 122 de control de aeronave controla los sistemas a bordo de la aeronave para implementar el plan de control determinado.

En este modo de realización, el módulo 122 de control de aeronave controla las superficies 108 de control de la aeronave 100 de manera que la aeronave 100 planea en la dirección de la trayectoria de vuelo. También, en este modo de realización, el módulo 122 de control de aeronave controla los sistemas a bordo de aeronave de acuerdo con el perfil 400 de vuelo de avería de motor determinado.

El módulo 122 de control de aeronave también puede controlar la celda 110 de combustible y/o la batería 114 para suministrar energía a los subsistemas 106 de aeronave para cumplir, o intentar cumplir, la demanda de energía de los subsistemas 106 de aeronave.

En particular, en la etapa s18, cuando se alcanza el segundo evento 408 (es decir, cuando la altitud de la aeronave 100 es igual a  $A_2$ , es decir cuando el tiempo es  $T_2$ ), el módulo 122 de control de aeronave controla la celda 110 de combustible para suministrar energía al motor 102 para intentar un reinicio de motor. Por tanto, se intenta un reinicio del motor 102.

En este modo de realización, los intentos de reinicio de motor se intentan únicamente cuando la aeronave 100 está entre el segundo evento 408 y el tercer evento 410 en el perfil 400 de vuelo de avería de motor.

En la etapa s20, después de cada intento de reinicio de motor, el módulo 122 de control de aeronave determina si se ha reiniciado o no con éxito el motor 102.

Si, en la etapa s20, el reinicio del motor 102 tiene éxito, el método procede a la etapa s22.

Si, en la etapa s20, el reinicio del motor 102 no tiene éxito, y si la aeronave 100 está entre el segundo evento 408 y el tercer evento 410 en el perfil 400 de vuelo de avería de motor (es decir, si la altitud de la aeronave  $A$  es menor que o igual a  $A_2$  y mayor que  $A_3$ , y/o si el tiempo  $T$  actual es mayor que o igual a  $T_2$  y menor que  $T_3$ ), el método retorna a la etapa s18. Por tanto, el módulo 122 de control de aeronave controla la celda 110 de combustible y el motor 102 para intentar un reinicio de motor adicional.

Si, en la etapa s20, el reinicio del motor 102 no tiene éxito, y si la aeronave 100 está en o más allá del tercer evento 410 en el perfil 400 de vuelo de avería de motor (es decir, si la altitud de la aeronave A es menor que o igual a  $A_3$ , y/o si el tiempo T actual es mayor que o igual a  $T_3$ ), el método procede a la etapa s26. Las etapas s26 y s28 se describirán con más detalle posteriormente más abajo, después de una descripción de las etapas s22 y s24.

5 En la etapa s22, el motor 102 ha sido reiniciado con éxito. Por tanto, el motor 102 proporciona empuje a la aeronave 100, y también acciona el generador 104 de energía accionado por motor. El generador 104 de energía accionado por motor proporciona energía eléctrica generada a, entre otros, los subsistemas 106 de aeronave.

10 En la etapa s24, el módulo 122 de control de aeronave controla la aeronave 100 (incluyendo el control de las superficies 108 de control de aeronave) de manera que la aeronave 100 retorna, y se desplaza a lo largo de, la trayectoria de vuelo inicial. En otras palabras, la aeronave 100 se retorna a la trayectoria de vuelo a lo largo de la cual se está desplazando antes de que suceda la avería de motor.

15 En la etapa s24, finaliza el proceso de la figura 3.

Volviendo ahora al caso en el que el reinicio del motor 102 no tuvo éxito y la aeronave 100 está en o después del tercer evento 408 a lo largo del perfil 400 de vuelo de avería de motor, en la etapa s26, el módulo 122 de control de aeronave determina una nueva trayectoria de vuelo para la aeronave 100.

20 Las medidas del sensor por los sistemas 124 de sensor se pueden utilizar para determinar la nueva trayectoria de vuelo, por ejemplo, se pueden utilizar medidas de la altitud, la velocidad, el rumbo y la posición de la aeronave. Se pueden utilizar otros datos apropiados para determinar la nueva trayectoria de vuelo, por ejemplo, una ubicación de un sitio de aterrizaje seguro que se puede comunicar a la aeronave 100, por ejemplo, desde una estación de tierra.

25 De forma preferible, la nueva trayectoria de vuelo es una trayectoria a lo largo de la cual puede planear la aeronave 100, desde su ubicación actual hasta un sitio de aterrizaje seguro.

30 En algunos modos de realización, el módulo 122 de control de aeronave determina que no se puede alcanzar un sitio de aterrizaje seguro. En dichos casos, el módulo 122 de control de aeronave puede determinar una trayectoria de vuelo que minimiza o elimina un riesgo de daño para la vida humana y/o la propiedad. Por ejemplo, el módulo 122 de control de aeronave puede adquirir una ubicación de un sitio no habitado/no ocupado (por ejemplo, un cuerpo de agua) que se puede alcanzar por la aeronave 100, y determinar una nueva trayectoria de vuelo desde la ubicación actual de la aeronave al sitio no habitado/no ocupado.

35 En algunos modos de realización, el módulo 122 de control de aeronave determina la nueva trayectoria de vuelo a partir de la ubicación actual de la aeronave hasta una ubicación que sea fácilmente alcanzable por el personal de tierra, por lo tanto, facilitando la recuperación de la aeronave 100 después del aterrizaje. La ubicación que se puede alcanzar de forma fácil por el personal de tierra puede, por ejemplo, ser determinada por el módulo 122 de control de aeronave, o ser comunicada al módulo 122 de control de aeronave desde el personal de tierra.

40 En la etapa s28, el módulo 122 de control de aeronave controla la aeronave 100 (incluyendo el control de las superficies 108 de control de aeronave) de manera que la aeronave 100 vuela a lo largo de la nueva trayectoria de vuelo, y aterriza la aeronave 100. En este modo de realización, la energía eléctrica suministrada por la celda 110 de combustible y/o la batería 114 es utilizada para controlar la aeronave 100.

45 En este modo de realización, no se intentan reinicios de motor adicionales después del tercer evento 410. Esto tiende a proporcionar que una cantidad máxima de energía eléctrica de la celda 110 de combustible y de la batería 114 esté disponible para controlar el planeo de la aeronave 100.

50 Después de la etapa s28, finaliza el proceso de la figura 3.

Por tanto, se proporciona un modo de realización del método de funcionamiento de la aeronave 100.

55 La figura 5 es un diagrama de flujo del proceso que muestra un modo de realización adicional de un método de funcionamiento de la aeronave 100.

En la etapa s30, la aeronave 100 está en vuelo.

60 En la etapa s32, el motor 102 acciona el generador 104 de energía accionado por motor.

En la etapa s34, el generador 104 de energía accionado por motor genera energía eléctrica.

65 En la etapa s36, el generador 104 de energía accionado por motor suministra la energía eléctrica generada a los subsistemas 106 de aeronave para controlar la aeronave 100. Por ejemplo, el generador 104 de energía accionado

por motor suministra energía eléctrica para accionar las superficies 108 de control de vuelo, por ejemplo, bajo el control del módulo 122 de control de aeronave.

En la etapa s38, el módulo 116 de reparto de energía determina una demanda de energía requerida en el generador 104 de energía accionado por motor por, entre otros, los subsistemas 106 de aeronave.

En algunos modos de realización, la potencia total demandada por los consumidores de potencia en la aeronave 100 es medida por el módulo 116 de reparto de energía. En algunos modos de realización, las demandas de potencia respectivas de cada uno de los consumidores de potencia individuales en la aeronave 100 son medidas por el módulo 116 de reparto de energía.

En algunos modos de realización, la demanda de energía es medida de forma continua o se puede medir o bien de forma continua o de forma periódica.

En la etapa s40, el módulo 116 de reparto de energía determina que la demanda de energía requerida en el generador 104 de energía accionado por motor es mayor que la energía que está siendo suministrada por el generador 104 de energía accionado por motor.

En algunos modos de realización, el módulo 116 de reparto de energía determina que el generador 104 de energía accionado por motor no cumple la demanda de potencia en una forma diferente distinta en comparación a la demanda de potencia medida y a la cantidad de energía eléctrica que está siendo suministrada por el generador 104 de energía accionado por motor. Por ejemplo, el módulo 116 de reparto de energía puede determinar que el generador 104 de energía accionado por motor no cumple la demanda de potencia analizando el funcionamiento de los subsistemas 106 de aeronave a los cuales se suministra la energía.

En la etapa s42, en respuesta a determinar que la energía demandada por el sistema de aeronave a bordo no está siendo cumplida por el generador 104 de energía accionado por motor, el módulo 116 de reparto de energía activa la celda 110 de combustible para comenzar a generar energía eléctrica. Por ejemplo, la celda 110 de combustible por ser controlada para producir una salida de energía máxima.

En algunos modos de realización, la celda 110 de combustible puede ser activada en respuesta a un evento diferente en lugar de o adicionalmente a determinar que la potencia demandada por los sistemas de aeronave a bordo no está siendo cumplida por el generador 104 de energía accionado por motor. Por ejemplo, en algunos modos de realización, una demanda de energía de los subsistemas 106 de aeronave se puede medir o estimar antes de que uno o más de esos subsistemas 106 hayan sido encendidos. Determinar un nivel de demanda de energía antes de que se demande ese nivel tiene de forma ventajosa a permitir una planificación previa de una misión y a preparar otras fuentes de energía para entrar en línea cuando se necesite.

En la etapa s44, la celda 110 de combustible genera energía eléctrica.

En la etapa s46, la celda 110 de combustible suministra energía eléctrica generada a los subsistemas 106 de aeronave para controlar la aeronave 100, por lo tanto, cumpliendo la demanda de energía de los subsistemas 106 de aeronave.

Por lo tanto, se proporciona un modo de realización adicional de un método de funcionamiento de la aeronave 100.

La figura 6 es un diagrama de flujo de proceso que muestra un segundo modo de realización del método de funcionamiento de la aeronave 100.

En la etapa s50, el módulo 116 de reparto de energía determina una fase de vuelo actual para la aeronave 100. La fase de vuelo de la aeronave 100 puede, por ejemplo, ser determinada basándose en un perfil de misión o de vuelo de la aeronave 100.

A modo de ejemplo, la aeronave 100 puede estar próxima a despegar, y por tanto el módulo 116 de reparto de energía determina que la fase de vuelo actual para la aeronave 100 está en la "fase de despegue".

En la etapa s52, el módulo 116 de reparto de energía recupera, del almacén 118 de modelo de reparto de energía, el modelo 126 de reparto de energía correspondiente a la fase de vuelo actual e identificada.

Continuando con el ejemplo actual, el módulo 116 de reparto de energía recupera el modelo 126 de "fase de despegue" que especifica cómo se va a distribuir el suministro de energía eléctrica a los subsistemas 106 de aeronave entre los generadores de energía a bordo durante el despegue de la aeronave.

En la etapa S54, si el modelo 126 recuperado especifica que la celda 110 de combustible va a suministrar la energía eléctrica, el módulo 116 de reparto de energía activa la celda 110 de combustible para comenzar a generar energía

eléctrica. Por ejemplo, la celda 110 de combustible puede ser controlada para producir una salida de energía máxima.

5 Continuando con el ejemplo actual, el modelo 126 de "fase de despegue" especifica que al menos algo de energía eléctrica se va a suministrar por la celda 110 de combustible, y por tanto el módulo 116 de reparto de energía activa la celda 110 de combustible.

10 En la etapa s56, el módulo 116 de reparto de energía controla los sistemas de aeronave a bordo para implementar el modelo 126 recuperado.

En este modo de realización, el módulo 116 de reparto de energía controla el generador 104 de energía accionado por motor, la celda 110 de combustible y la batería 114 para generar y suministrar energía eléctrica de acuerdo con el modelo 126 recuperado actual.

15 En particular, en la etapa s58, el módulo 116 de reparto de energía controla el generador 104 de energía accionado por motor para suministrar energía de acuerdo con el modelo 126 recuperado.

20 Continuando con el ejemplo actual, el módulo 116 de reparto de energía controla el generador 104 de energía accionado por motor de acuerdo con el modelo 126 de "fase de despegue" de manera que el generador 104 de energía accionado por motor genera y suministra un nivel relativamente bajo de energía eléctrica a los subsistemas 106 de aeronave (en comparación con el nivel suministrado en los otros modos de funcionamiento). Por tanto, el generador 104 de energía accionado por motor conduce menos energía desde el motor 102, permitiendo que se genere más energía mecánica por el motor 102 para ser utilizada para generar empuje para la aeronave 100 durante el despegue. En algunos modos de realización, el modelo 126 de "fase de despegue" puede especificar que el generador 104 de energía accionado por motor se deshabilite de forma efectiva, por lo tanto, proporcionando que el generador 104 de energía de accionamiento por motor no conduzca energía desde el motor 102.

25 También, en la etapa s60, el módulo 116 de reparto de energía controla la celda 110 de combustible para suministrar energía de acuerdo con el modelo 126 recuperado. El módulo 116 de reparto de energía también puede controlar la batería 114 para suministrar energía de acuerdo con el modelo 126 recuperado.

30 Continuando con el ejemplo actual, el módulo 116 de reparto de energía controla la celda 110 de combustible de acuerdo con el modelo 126 de "fase de despegue" de manera que la celda 110 de combustible genera y suministra un nivel relativamente alto de energía eléctrica a los subsistemas 106 de aeronave (en comparación con el nivel suministrado en otros modos de accionamiento). En algunos modos de realización, la energía eléctrica generada por la celda 110 de combustible puede cumplir sustancialmente la demanda de energía de los subsistemas 106 de aeronave, por lo tanto, proporcionando que el generador 104 de energía accionado por motor pueda ser efectivamente deshabilitado de forma temporal de manera que no conduzca energía desde el motor 102 durante el despegue.

35 Por lo tanto, la demanda de energía de los subsistemas 106 de aeronave durante el vuelo actual es cumplida con el modelo 126 de reparto de energía relevante.

40 El módulo 116 de reparto de energía puede continuamente, por ejemplo de forma continua, monitorizar qué fase de vuelo de la aeronave 100 está funcionando, y puede seleccionar e implementar el modelo 126 de reparto de energía relevante.

45 En algunos modos de realización, el módulo 116 de reparto de energía puede estar configurado para determinar si se puede modificar o no el modelo 126 de reparto de energía actual, es decir, si se puede repartir o no energía eléctrica entre los generadores de energía a bordo en una manera que es diferente a la especificada por el modelo 126 actual. Por ejemplo, el módulo 116 de reparto de energía puede determinar que el modelo 126 de reparto de energía puede ser modificado si una demanda de energía requerida en los generadores de energía a bordo no puede cumplirse cuando se conforma con el modelo 126 actual. En este caso, el módulo 116 de reparto de energía puede controlar los generadores de energía a bordo para suministrar energía eléctrica para cumplir la demanda de una manera que no esté de acuerdo con el modelo 126 actual. También, por ejemplo, el módulo 116 de reparto de energía puede determinar que el modelo 126 de reparto de energía actual se puede modificar si ha ocurrido un fallo/avería del motor.

50 Por tanto, se proporciona un segundo modo de realización adicional de un método de funcionamiento de la aeronave 100.

55 Debería señalarse que ciertas etapas del proceso representadas en los diagramas de flujo de las figuras 3, 5 y 6 y descritos anteriormente se pueden omitir o dichas etapas de procesos pueden realizarse en un orden diferente del presentado anteriormente y que se muestra en las figuras 3, 5 y 6. Además, aunque todas las etapas del proceso, por conveniencia y facilidad de la compresión, han sido representadas como etapas temporalmente secuenciales

discretas, sin embargo algunas de las etapas del proceso pueden de hecho ser realizadas de forma simultánea o al menos solaparse en cierta medida temporalmente.

Debería además señalarse que aunque, por conveniencia y facilidad de la comprensión, los procesos representados en los diagramas de flujo de las figuras 3, 5 y 6 se muestran como procesos independientes separados, sin embargo dos o más procesos representados en los diagramas de flujo de las figuras 3, 5 y 6 pueden combinarse para formar un único proceso. Por ejemplo, adicionalmente el uso de la electricidad generada por la celda 100 de combustible para intentar un reinicio de motor en el caso de una avería de motor, la electricidad generada por la celda 110 de combustible también puede ser suministrada a los subsistemas 106 de aeronave para cumplir una demanda de energía de esos subsistemas 106 de aeronave.

Una ventaja proporcionada por el sistema y el método descritos anteriormente es que tiende a ser posible reiniciar de forma automática el motor de aeronave en el caso de una avería de motor. El reinicio de motor tiende a ser realizado de una manera eficiente, mientras se deja un tiempo suficiente para controlar la aeronave hasta un destino seguro en el caso de que no se pueda reiniciar con éxito el motor. Esto tiende a ser particularmente útil para una aeronave de un solo motor, en donde no hay redundancia de motor. También, esto tiende a ser particularmente útil para una aeronave que es especialmente propensa a una avería de motor, por ejemplo, una aeronave que funcione en ciertos ambientes, tal como en el espacio aéreo en el que hay una densidad relativamente alta de materia en partículas.

Una ventaja adicional proporcionada por el sistema y método descritos anteriormente es que la demanda de energía eléctrica de los subsistemas de aeronave a bordo tiende a cumplirse, incluso si un generador de energía a bordo individual es incapaz de cumplir la demanda por sí mismo, y/o en el caso de una avería de motor u otra avería del sistema. El reparto de energía inteligente tiende a proporcionar que el sistema eléctrico en la aeronave pueda continuar funcionando correctamente incluso en el caso de que no se pueda cumplir una demanda de energía por un generador primario. Esto tiende a ser particularmente útil para una "aeronave más eléctrica" en la cual muchos de los subsistemas de la aeronave, incluyendo el accionamiento de la superficie de control de vuelo, son alimentados por electricidad.

Una ventaja adicional proporcionada por el sistema y el método descritos anteriormente es que los generadores de energía a bordo tienden a ser controlados para suministrar energía eléctrica a los subsistemas de aeronave a bordo de una manera que es más apropiada para el modo de funcionamiento o la fase de vuelo actuales de la aeronave.

El uso de una celda de combustible y una batería para suministrar energía eléctrica de forma ventajosa tiende a reducir las emisiones de la aeronave de, por ejemplo, dióxido de carbono y óxidos de nitrógeno.

El sistema y métodos descritos anteriormente tienden a facilitar el funcionamiento de la aeronave de acuerdo con varias regulaciones de aviación civil. Por ejemplo, en el caso de un fallo o avería del motor, la aeronave puede ser controlada automáticamente para aterrizar de manera que se eviten áreas civiles.

Una ventaja adicional proporcionada por el método y el aparato descritos anteriormente es que el equipo a bordo tiende a utilizarse de una manera que reduce el peso de la aeronave. Por ejemplo, algunas aeronaves incluyen APU que son solo utilizadas mientras la aeronave está en tierra. Estas aeronaves pueden por lo tanto transportar un peso extra que no proporciona un beneficio en vuelo. El método y aparato descritos anteriormente tienden a utilizar toda fuente de energía en la aeronave para mejorar el tamaño del equipo para un uso en tierra y en vuelo.

En el modo de realización anterior, se implementa el sistema descrito anteriormente a bordo de una aeronave. Sin embargo, en otros modos de realización, el sistema se implementa en diferentes tipos de vehículos, tal como un vehículo basado en tierra o basado en agua. En algunos modos de realización, el sistema es distribuido a través de múltiples vehículos diferentes u otras entidades, tal como sobre múltiples aeronaves.

En el modo de realización anterior, hay un único motor, un único generador de energía accionado por motor, una única celda de combustible, un único suministro de combustible de celda de combustible, y una única batería en la aeronave. Sin embargo, en otros modos de realización, la aeronave comprende motores múltiples, generadores de energía accionados por múltiples motores, múltiples celdas de energía, múltiples suministros de combustible de celda de combustible, y/o múltiples baterías.

En los modos de realización anteriores, la aeronave comprende un generador de energía accionado por motor, una celda de combustible, y una batería. Sin embargo, en otros modos de realización, la aeronave comprende uno o más diferentes tipos de generadores de energía eléctrica o de dispositivos de almacenamiento de energía en lugar de o adicionalmente a uno o más de, el generador de energía, una celda de combustible, y una batería. Por ejemplo, en algunos modos de realización, la aeronave comprende uno o más paneles solares, una o más APU, uno o más alternadores, uno o más motores hidráulicos, y/o una o más turbinas de aire a presión (RAT).

En los modos de realización anteriores, la aeronave comprende una batería. Sin embargo, en otros modos de realización, la aeronave puede incluir uno o más tipos diferentes de dispositivos de almacenamiento de energía en lugar de o adicionalmente a la batería, por ejemplo, un supercondensador.

- 5 En los modos de realización anteriores, la celda de combustible es una celda de combustible PEM. Sin embargo, en otros modos de realización, la celda de combustible es un tipo diferente de celda de combustible, por ejemplo, una Celda de Combustible de Óxido Sólido (SOFC).

- 10 En los modos de realización anteriores, el módulo de detección de fallo está configurado para detectar una avería o fallo en el motor. Sin embargo, en otros modos de realización, el módulo de detección de fallo está configurado para detectar una avería o fallo con uno o más diferentes subsistemas de aeronave en lugar de o adicionalmente al motor. Puede intentarse un reinicio del uno o más diferentes subsistemas de los cuales se detecta una avería de una manera similar al inicio del motor tal y como se describió con más detalle anteriormente más arriba.

- 15 En los modos de realización anteriores, se especifican diferentes programas de reparto de energía para los generadores/suministros eléctricos a bordo, mediante los modelos de reparto de energía. Sin embargo, en otros modos de realización, se puede especificar cómo se comparte el suministro de energía entre los diferentes suministros de energía de una manera diferente. Por ejemplo, en algunos modos de realización, el módulo de reparto de energía puede determinar cómo debería ser proporcionado el suministro de energía entre los  
20 generadores de energía a bordo cuando la aeronave comienza una nueva fase de vuelo. Se puede determinar cómo se usa el suministro de energía entre los generadores de energía a bordo, por ejemplo, basándose en la fase de vuelo actual de la aeronave, los parámetros de funcionamiento (por ejemplo, una salida de energía) de uno o más de los generadores de energía a bordo, los niveles de demanda de energía de los subsistemas de aeronave, y/o las medidas tomadas por el sistema de sensor.

- 25 En los modos de realización anteriores, se determina el plan de control, que incluye el perfil de vuelo de avería de motor, en respuesta a la detección de fallo/fallo de motor. Sin embargo, en otros modos de realización, se determina el plan de control no en respuesta a la detección de la avería/fallo del motor. Por ejemplo, podría determinarse el plan de control, y también se podría actualizar de forma continua, antes de la detección de un fallo. Esto tiende a  
30 proporcionar que esté disponible un plan de control apropiado inmediatamente tras la detección de la avería/fallo u otro evento.

- En los modos de realización anteriores, la determinación del plan de control incluye la determinación del periodo de reinicio de motor. Sin embargo, en otros modos de realización, no se determinan ningún periodo de reinicio de motor. Por ejemplo, en algunos modos de realización, no se intenta el reinicio del motor si la aeronave no tiene una  
35 altitud suficiente (por ejemplo, si la altitud de la aeronave está por debajo de un valor umbral) o si el tipo de avería/fallo que sucede significa que no es posible un reinicio de motor.

- En los modos de realización anteriores, si no se cumple una demanda de energía de los subsistemas de aeronave por el generador de energía accionado por motor, la celda de combustible y/o la batería son controladas para cumplir la demanda de energía. Sin embargo, en algunos modos de realización, la demanda de energía total de los subsistemas de aeronave excede la salida de energía máxima de la fuente de energía eléctrica primaria de la aeronave y de todos los suministros de energía auxiliares de la aeronave. Las aeronaves pueden incluir uno o más  
40 módulos para adquirir (tal como para determinar) un orden de prioridad para los subsistemas de aeronave en los cuales se suministra la energía. Por tanto, en el caso de que la demanda de energía eléctrica de los subsistemas de aeronave no pueda cumplirse por los generadores de energía a bordo, la energía eléctrica disponible suministrada al primer subsistema de aeronave más importante. En algunos modos de realización, la energía eléctrica disponible en la aeronave se puede suministrar para alimentar secuencialmente cada función de aeronave durante un periodo de tiempo predeterminado. Por tanto, el encendido de la aeronave podría utilizarse para alimentar todas las funciones  
45 de aeronave durante cortos periodos de tiempo. Estos periodos cortos de tiempo pueden no solaparse, o pueden solaparse parcial o completamente.

- En los modos de realización anteriores, la celda de combustible es activada en respuesta un cierto evento, por ejemplo, en respuesta a la detección de un fallo/avería de motor o en respuesta a la determinación de que el nivel de  
55 demanda de energía excede una salida de energía del generador de energía primaria de la aeronave (es decir, el generador de energía accionado por motor). Sin embargo, en otros modos de realización la celda de combustible es activada en respuesta a un evento diferente. Por ejemplo, en algunos modos de realización la celda de combustible siempre se activa de manera que la energía eléctrica tienda a estar siempre disponible. El exceso generado de electricidad se puede almacenar o desperdiciar. En algunos modos de realización, la celda de combustible se puede  
60 activar antes de que la aeronave embarque en una cierta fase de vuelo, por ejemplo, antes de la "fase de ascenso", de manera que la energía del motor pueda ser desviada del accionamiento del generador de energía accionado por motor para proporcionar más empuje a la aeronave. En algunos modos de realización, la celda de combustible funciona en condiciones de alta demanda normales, y puede aumentar la salida de energía, por ejemplo, en el caso de una avería de motor.

65

En algunos modos de realización, ciertos eventos provocan aumentos muy bruscos en la demanda de energía. Por ejemplo, una avería de motor puede provocar un aumento sustancialmente instantáneo en la demanda de energía, ya que la energía eléctrica adicional es demandada sustancialmente de forma instantánea para efectuar un reinicio de motor. También, en algunos modos de realización, cuando la celda de combustible (u otro suministro de energía auxiliar) se activa, puede haber un periodo de tiempo finito entre la activación de la celda de combustible y la emisión de la celda de combustible de un nivel de energía deseado. Por tanto, en algunos modos de realización puede haber un periodo de tiempo finito entre después de la activación de un suministro de energía auxiliar en el cual los suministros de energía a bordo no cumplen con la demanda de energía requerida en los mismos. En algunos modos de realización, la batería u otro dispositivo de almacenamiento de energía pueden ser controlados para cumplir rápidamente aumentos muy bruscos en la demanda de energía.

La figura 7 es una ilustración esquemática (no a escala) que muestra un gráfico 500 que incluye un ejemplo de perfil 502 de carga para la celda 110 de combustible.

Un eje X de la gráfica 500 es representativo del tiempo. Un eje Y de la gráfica 500 es representativo de una demanda de energía requerida en la celda 100 de combustible.

En este modo de realización, la demanda de energía requerida en la celda 110 de combustible por los subsistemas 106 de aeronave aumenta de un primer valor  $D_1$  de demanda más bajo a un segundo valor  $D_2$  de demanda más alto en un quinto tiempo  $T_5$ . Este aumento en la demanda de energía puede, por ejemplo, resultar de un fallo de motor.

En este modo de realización, en el quinto tiempo  $T_5$ , la celda 110 de combustible es "activada", es decir, controlará (por ejemplo, mediante el módulo 116 de reparto de energía o el módulo 122 de control de aeronave) para aumentar su salida de energía desde el primer valor  $D_1$  de demanda al segundo valor  $D_2$  de demanda. La salida de energía de la celda 110 de combustible es mostrada en la figura 7 mediante un área bajo una línea de puntos tal y como se indica por la referencia numérica 504. En este modo de realización, la salida de energía de la celda 110 de combustible alcanza el segundo valor  $D_2$  de demanda en un sexto tiempo  $T_6$ .

En este modo de realización, la batería 114 es controlada (por ejemplo, mediante el módulo 116 de reparto de energía o el módulo 122 de control de aeronave) para suministrar energía eléctrica a los subsistemas 106 de aeronave para cumplir la demanda de alta energía sustancialmente instantánea que sucede en el quinto tiempo  $T_5$ . La salida de energía de la batería 114 es mostrada en la figura 7 mediante un área entre el perfil 502 de carga y la línea de puntos, y se indica mediante la referencia numérica 506.

Por tanto, de forma ventajosa, la batería 114, u otros dispositivos de almacenamiento de energía, se pueden hacer funcionar para descargarse rápidamente de manera que proporcionen rápidamente niveles de energía aumentados durante periodos relativamente cortos de tiempo, por ejemplo, para cumplir aumentos escalonados en la demanda de energía requeridos en un generador de energía eléctrica. Por tanto, la batería 114 puede ser controlada para tener en cuenta aumentos relativamente lentos en salida de energía de uno o más de los suministros de energía auxiliares en la aeronave 100.

# REIVINDICACIONES

1. Un vehículo (100) que comprende:

5 un motor (102);

un sistema para iniciar el motor (102);

un módulo (120) de detección de fallo;

10 una fuente (110) de energía eléctrica; y

un controlador (116, 122); en donde:

15 el controlador (116, 122) está configurado para, en respuesta al módulo (120) de detección de fallo que detecta un fallo que sucede en el motor (102):

determinar una ventana en la cual intentar iniciar el motor (102);

20 controlar la fuente (110) de energía eléctrica para proporcionar energía eléctrica al sistema para iniciar el motor (102); y

controlar el sistema para iniciar el motor (102) para intentar iniciar el motor (102) utilizando la energía eléctrica suministrada sólo durante la ventana determinada,

25 en donde el controlador (116, 112) está configurado para, en respuesta al módulo (120) de detección de fallo que detecta un fallo que sucede en el motor (102), controlar la fuente (110) de energía eléctrica para aumentar una cantidad de energía eléctrica generada por la fuente (110) de energía eléctrica.

30 2. Un vehículo (100) de acuerdo con la reivindicación 1, en donde la fuente (110) de energía eléctrica está configurada para suministrar energía eléctrica de forma independiente al funcionamiento del motor (102).

3. Un vehículo (100) de acuerdo con la reivindicación 1 o 2, en donde la ventana es una ventana seleccionada del grupo de ventanas que consiste en una ventana temporal que especifica un período de tiempo y una ventana de distancia que especifica un rango de distancia para el vehículo (100).

35 4. Un vehículo (100) de acuerdo con cualquiera de las reivindicaciones 1 a 3, en donde:

el vehículo (100) además comprende un sensor de posición configurado para medir una posición del vehículo (100);

40 el controlador (116, 122) está configurado para adquirir un destino para el vehículo (100); y

el controlador (116, 122) está configurado para determinar una ventana basándose en una posición medida del vehículo (100) y en el destino adquirido para el vehículo (100).

45 5. Un vehículo (100) de acuerdo con la reivindicación 4, en donde:

el vehículo (100) es una aeronave;

50 el vehículo (100) además comprende un sensor de altitud configurado para medir una altitud del vehículo (100);

el controlador (116, 122) está configurado para determinar la ventana basándose en la medida de altitud.

55 6. Un vehículo (100) de acuerdo con las reivindicaciones 1 a 5, en donde:

el vehículo (100) además comprende un sistema para dirigir el vehículo (100);

60 el controlador (116, 122) está configurado para, en respuesta al módulo (120) de detección de fallos que detecta un fallo que sucede en el motor (102), controlar la fuente (110) de energía eléctrica para proporcionar energía eléctrica al sistema para dirigir el vehículo (100), y controlar el sistema para la dirección del vehículo (100) para dirigir el vehículo (100).

7. Un vehículo (100) de acuerdo con la reivindicación 6, en donde:

65 el vehículo (100) además comprende un sensor de posición configurado para medir una posición del vehículo (100); y

el controlador (116, 122) está configurado para:

adquirir un destino para el vehículo (100);

utilizando una medida de la posición del vehículo (100), determinar una ruta para el vehículo (100) desde su posición actual hasta el destino; y,

en respuesta al módulo (120) de detección de fallos que detecta un fallo que sucede en el motor (102), controlar el sistema para la dirección del vehículo (100) para dirigir el vehículo (100) a lo largo de la ruta determinada.

8. Un vehículo (100) de acuerdo con la reivindicación 7, en donde el controlador (116, 122) está configurado para, sólo si tiene éxito un reinicio del motor (102), controlar el sistema para la dirección del vehículo (100) para dirigir el vehículo (100) a lo largo de la ruta determinada.

9. Un vehículo (100) de acuerdo con cualquiera de las reivindicaciones 6 a 8, en donde el controlador (116, 122) está configurado para, en el caso de un reinicio del motor (102) con éxito, controlar el sistema para la dirección del vehículo (100) para retornar el vehículo (100) a una ruta inicial a lo largo de la cual se está desplazando el vehículo (100) antes de que suceda el fallo en el motor (102).

10. Un vehículo (100) de acuerdo con cualquiera de las reivindicaciones 1 a 9, en donde:

el vehículo (100) además comprende un dispositivo (114) de almacenamiento de energía, el dispositivo (114) de almacenamiento de energía que es independiente de la fuente (110) de energía eléctrica; y

el controlador (116, 122) está configurado para, en respuesta al módulo (120) de detección de fallo que detecta un fallo que sucede en el motor (102), controlar el dispositivo (114) de almacenamiento de energía para descargar y suministrar al menos algo de energía eléctrica a uno o más subsistemas del vehículo (100) al menos un intento de cumplir su/sus demanda/s de energía al menos mientras está aumentando la salida de energía eléctrica de la fuente (110) de energía eléctrica.

11. Un vehículo (100) de acuerdo con cualquiera de las reivindicaciones 1 a 10, en donde:

el vehículo (100) además comprende un generador (104) de energía eléctrica accionado por motor conectado a uno o más subsistemas del vehículo (100); y

la fuente (110) de energía eléctrica es independiente del generador (104) de energía eléctrica accionado por motor.

12. Un vehículo (100) de acuerdo con las reivindicaciones 1 a 11, en donde la fuente (110) de energía eléctrica es una fuente de energía eléctrica seleccionada del grupo de fuentes de energía eléctrica que consisten en: una celda de combustible, una batería, un súper condensador, y una unidad de energía auxiliar.

13. Un vehículo (100) de acuerdo con cualquiera de las reivindicaciones 1 a 12, en donde el vehículo (100) es una aeronave.

14. Un método para el rendimiento de un vehículo (100), el vehículo (100) que comprende un motor (102) un sistema para iniciar el motor (102), y una fuente (110) de alimentación eléctrica, el método que comprende:

detectar que ha sucedido un fallo en el motor (102); y

en respuesta a detectar un fallo que ha sucedido en el motor (102):

determinar una ventana en la cual se intenta iniciar el motor (102);

controlar la fuente (110) de energía eléctrica para proporcionar energía eléctrica al sistema para iniciar el motor (102); y

controlar el sistema para iniciar el motor (102) para intentar iniciar el motor (102) utilizando la energía eléctrica suministrada sólo durante la ventana determinada

en donde el controlador (116, 122) en respuesta al módulo (120) de detección de fallo que detecta un fallo que sucede en el motor (102), controla la fuente (110) de energía eléctrica para aumentar una cantidad de energía eléctrica generada por la fuente (110) de energía eléctrica.

Fig. 1

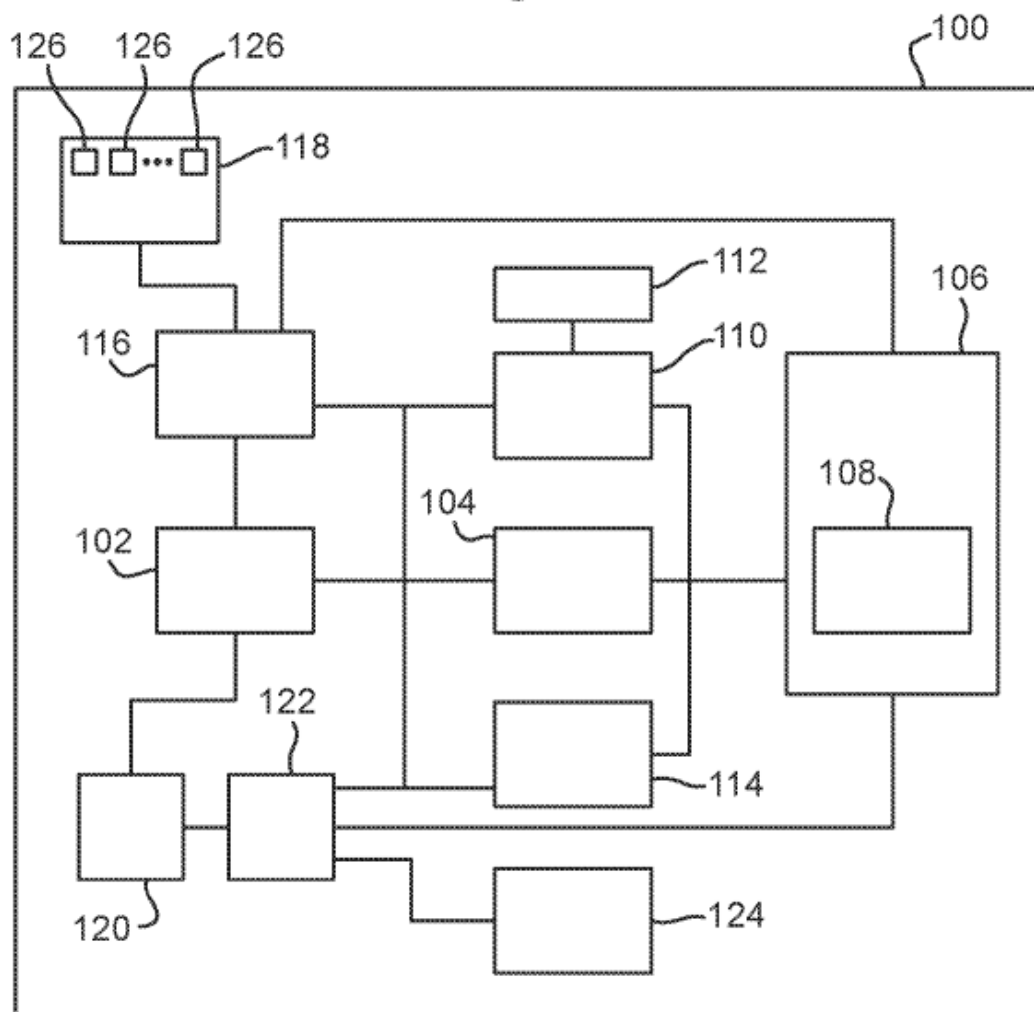


Fig. 2

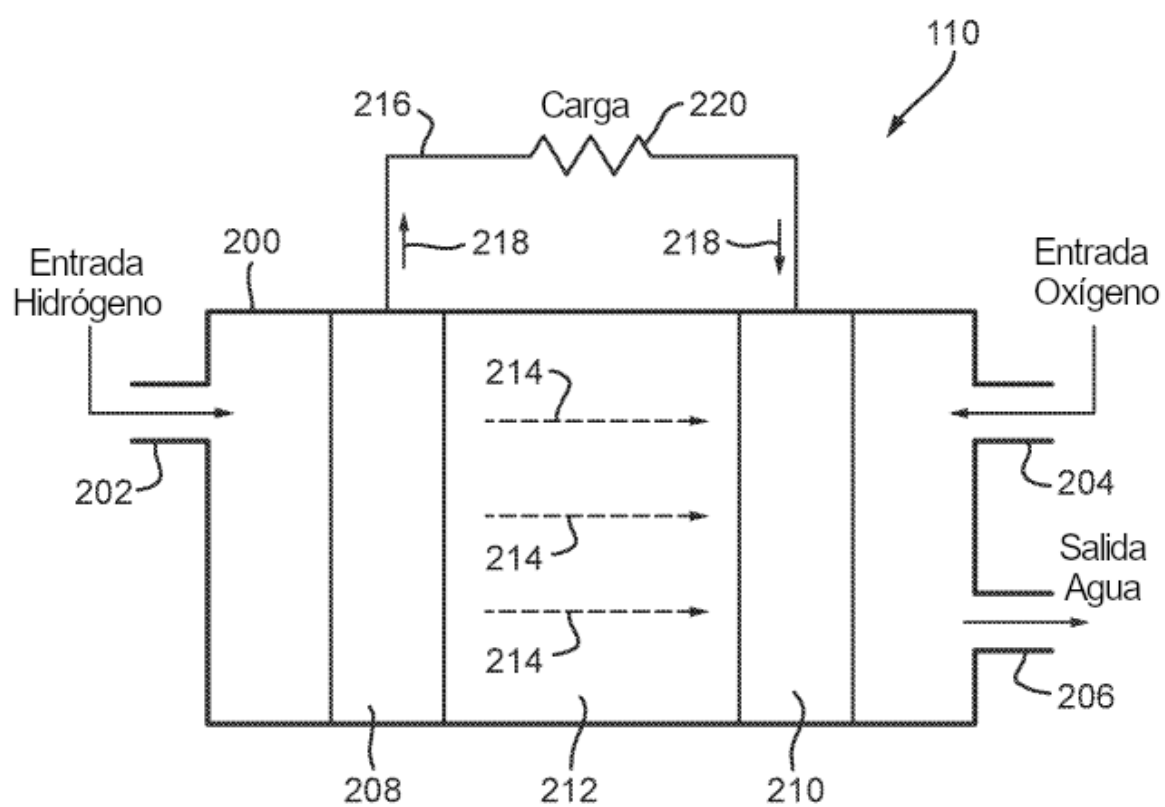


Fig. 3

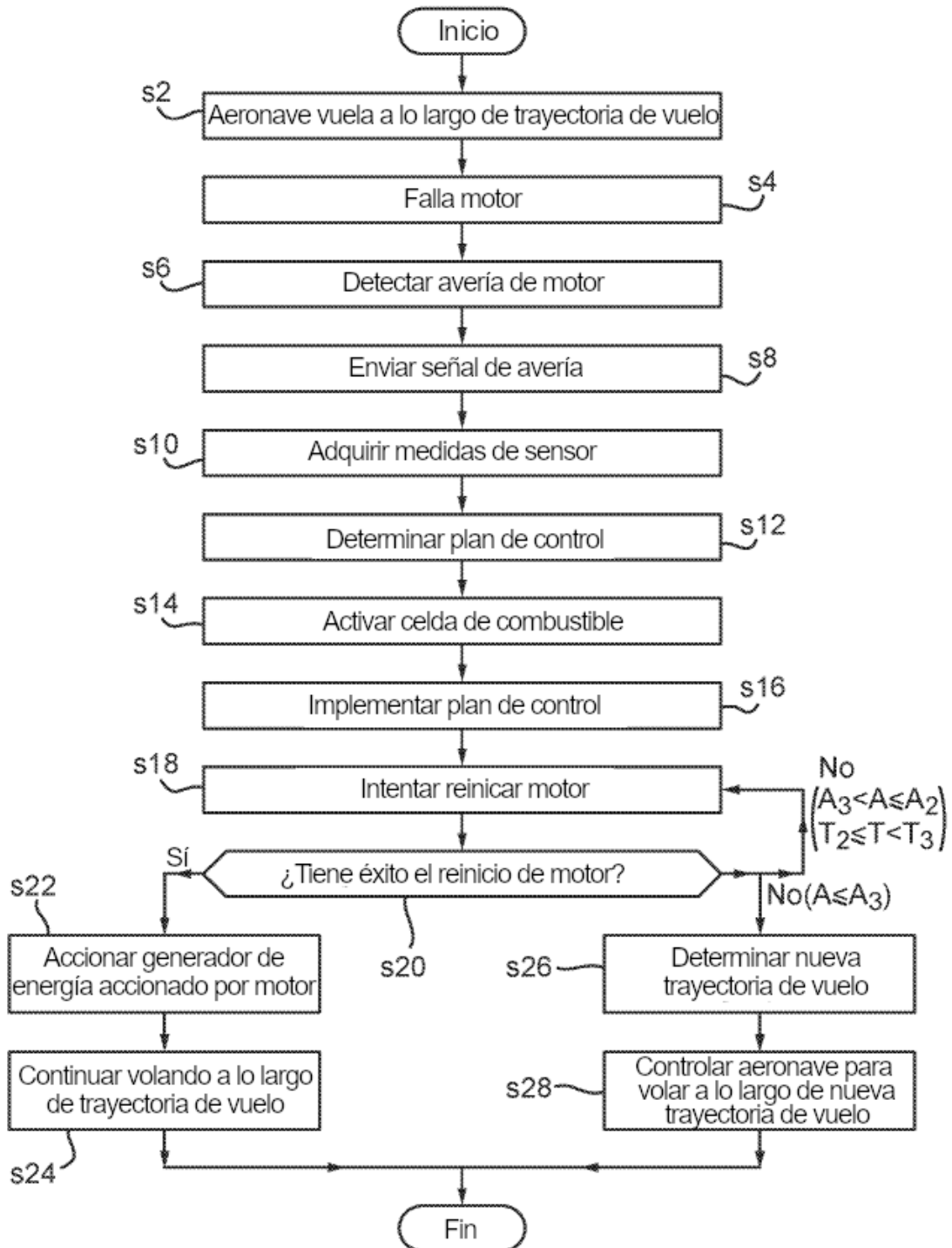


Fig. 4

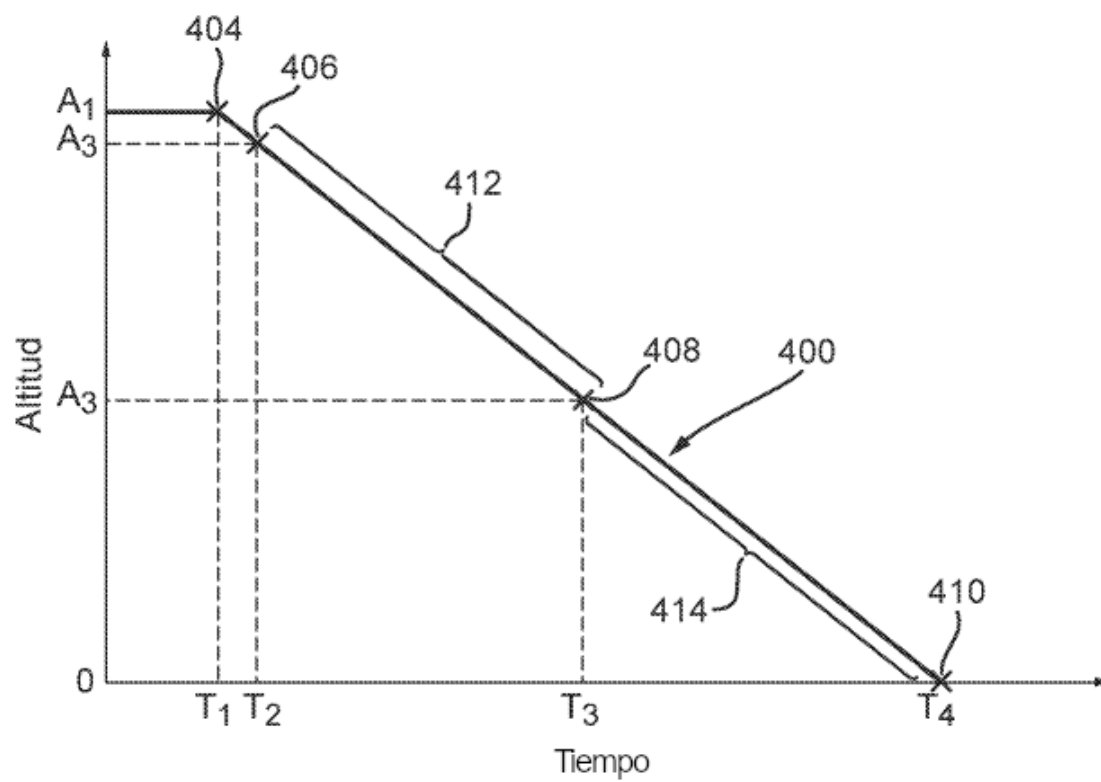


Fig. 5

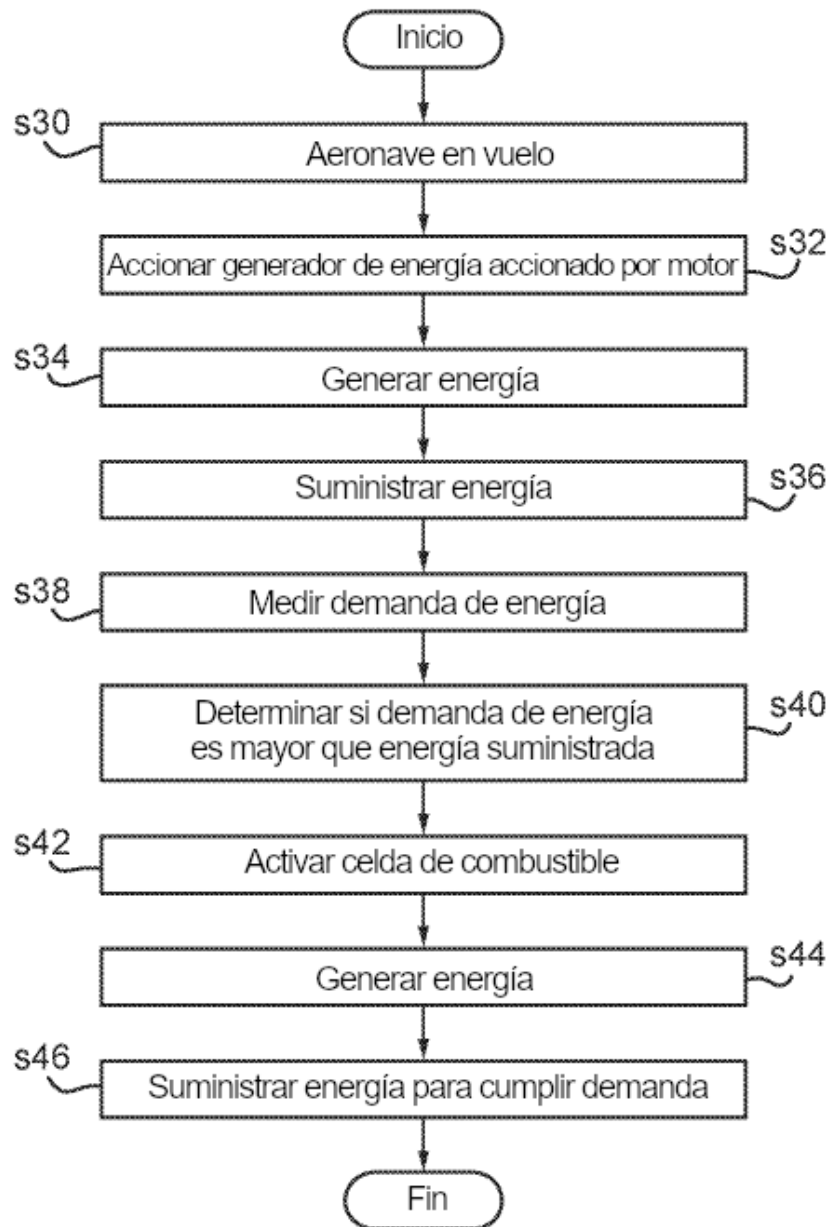


Fig. 6

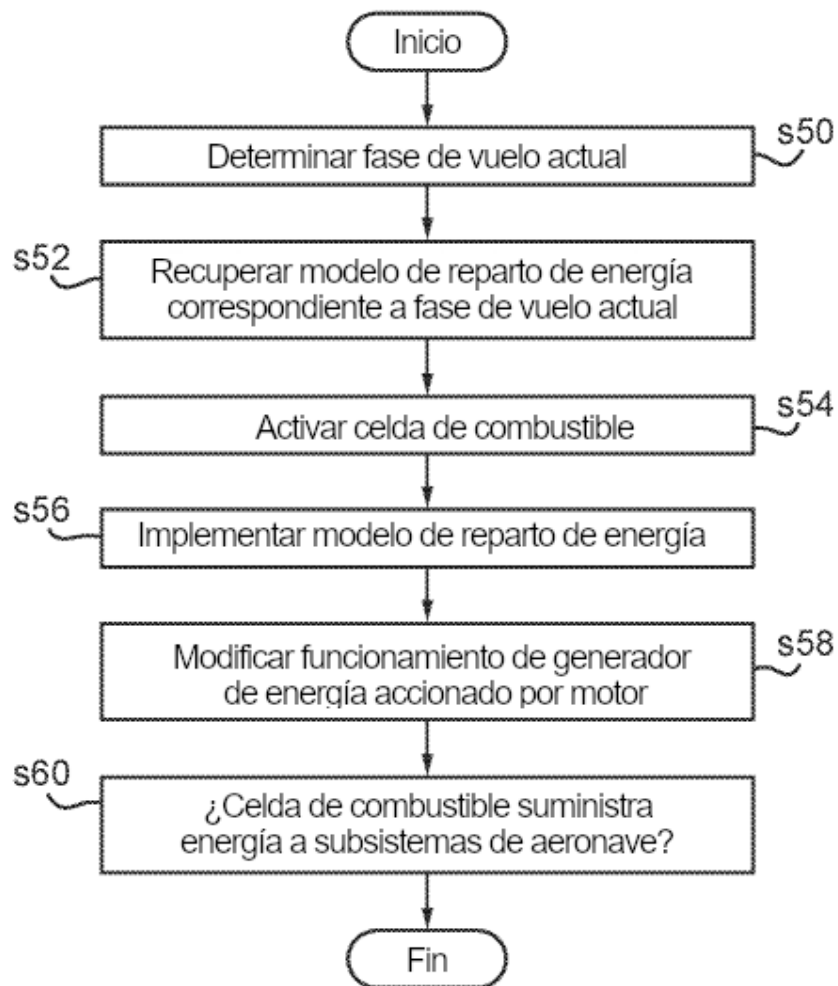


Fig. 7

