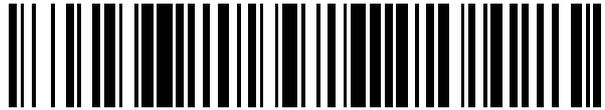


19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 694 055**

51 Int. Cl.:

B64C 39/02 (2006.01)

G07C 5/08 (2006.01)

B64F 5/00 (2007.01)

B64F 5/60 (2007.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **12.05.2010 E 10004998 (0)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **03.10.2018 EP 2253537**

54 Título: **Misil no tripulado**

30 Prioridad:

19.05.2009 DE 102009022007

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

17.12.2018

73 Titular/es:

**MBDA DEUTSCHLAND GMBH (100.0%)
Hagenauer Forst 27
86529 Schrobenhausen, DE**

72 Inventor/es:

GRABMEIER

74 Agente/Representante:

SALVÀ FERRER, Joan

ES 2 694 055 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

Misil no tripulado

5 **Campo técnico**

[0001] La invención se refiere a un misil no tripulado con al menos un ordenador de a bordo, en el que se ejecuta un software operacional para el modo de uso del misil, y una memoria de programas conectada con él, en la que está almacenado el software operacional.

10

10 **Estado de la técnica**

[0002] Los misiles no tripulados se deben verificar de vez en cuando respecto a su capacidad de funcionamiento y disponibilidad. Para ello se realizan una pluralidad de tests de los componentes individuales del misil. El software de test requerido para estos test se carga en primer lugar junto con un plan de misión de examen especial en el ordenador de a bordo del misil no tripulado. Este proceso de carga dura aproximadamente 40 minutos. A continuación de ello se realizan los tests del misil, así como un análisis de los resultados obtenidos durante el test y eventualmente una búsqueda de errores. Tras el final del test se debe cargar de nuevo el software operativo en el ordenador de a bordo del misil no tripulado, lo que de nuevo dura aproximadamente 20 minutos.

20

[0003] Por el documento GB 2 128 569 A se conoce un dispositivo de test y servicio previsto en una aeronave, en el que un ordenador de a bordo de la aeronave está conectado con un sistema informático basado en microprocesador, previsto igualmente en la aeronave, con el que se conecta una unidad de visualización alfanumérica y un teclado, que se ocultan detrás de una tapa fácilmente accesible en el fuselaje de la aeronave. El personal de tierra puede manejar así el sistema informático durante el mantenimiento de la aeronave tras la apertura de esta tapa y leer las notificaciones de la unidad de visualización.

25

[0004] El documento EP 1 455 313 A1 da a conocer un sistema para el análisis y control del estado de una aeronave, en el que en la aeronave está prevista una pluralidad de dispositivos de supervisión. Un ordenador externo se puede conectar con este sistema de supervisión de la aeronave, a fin de manejar el sistema de supervisión y poder detectar las notificaciones emitidas por él.

30

Por el documento DE 101 53 151 A1 se conocen un sistema de diagnóstico y un procedimiento de diagnóstico para la asistencia del mantenimiento de aviones, en el que en el avión están previstos sensores que están conectados respectivamente con un dispositivo emisor. Un sistema informático situado exteriormente cerca de la unidad emisora correspondiente puede recibir y evaluar los datos emitidos por el sensor correspondiente. De este modo se posibilita una supervisión de estado por parte del personal de tierra.

35

Por el documento EP 693 26 583 T2 se conocen un procedimiento y un dispositivo para el examen de interfaces de misil. El sistema de interfaces de misil dado a conocer allí representa la conexión entre un misil (no tripulado) y un avión portador. A este respecto se usa una unidad de control portátil por parte de un operario, que se conecta con la interfaz propia del avión, a fin de verificar el hardware interno del avión mediante la unidad de control.

40

El documento EP 1 923 658 A2 muestra un procedimiento para la verificación de la capacidad de interacción entre una aeronave y un misil no tripulado acoplado con ésta. Da a conocer el preámbulo de la 1ª reivindicación y se considera como el estado de la técnica más próximo.

45 **Representación de la invención**

[0005] El objetivo de la invención es especificar un misil genérico, que posibilite que éste se pueda someter a un test de funcionamiento de gran valor informativo sin mayor coste temporal y de aparatos.

50

[0006] Este objetivo se consigue mediante el misil no tripulado indicado en la reivindicación 1, el kit especificado en la reivindicación 5 compuesto de misil y dispositivo de servicio y test externo, así como el software especificado en la reivindicación 11.

55

[0007] Para ello en la memoria de programas del misil no tripulado también está almacenado adicionalmente al software operacional un software de test para la verificación de la capacidad de funcionamiento del misil y/o de sus componentes, que está configurado para la ejecución en el ordenador de a bordo del misil. De este modo para la verificación de la capacidad de funcionamiento del misil y/o sus componentes ya no se requiere ningún ordenador de control externo. Además, ya no se requiere cargar en primer lugar un software de test en el ordenador de a bordo del misil antes del comienzo del test individual y tras la ejecución del test recargar de nuevo el software operacional en

el ordenador de a bordo del misil. Los tiempos de carga previstos en el estado de la técnica se pueden suprimir con ello en el misil según la invención. El misil según la invención se puede conectar además con un equipo de servicio externo, que presenta un hardware de test requerido para la verificación y que se puede controlar por el software de test que se ejecuta en el ordenador de a bordo del misil.

5

[0008] Al contrario del estado de la técnica, el misil sólo se debe conectar por consiguiente con un hardware de test para la realización del test, pero el cual se controla en sí por el software de test ya presente en el misil. Todo el desarrollo del test se controla así por el ordenador de a bordo del mismo misil.

10 Ventajas

[0009] Preferentemente el software de test almacenado en la memoria de programas y el software operacional almacenado en la memoria de programas forman un software de misil fusionado. Este software fusionado se puede ejecutar por consiguiente de forma integral en el ordenador de a bordo. Un software fusionado
15 contiene tanto una parte operacional, como también una parte de test. Este software fusionado se puede cargar con un proceso de carga en el ordenador asociado y la ejecución del problema se bifurca tras el comienzo del software en la parte operacional del software o en la parte de test del software.

20 Pero también puede ser ventajoso almacenar el software de test de forma separada del software operacional en la memoria de programas del ordenador de a bordo. En este caso no existe un software no fusionado, concretamente, un software operacional y un software de test. El software operacional y el software de test se cargan en diferentes zonas de almacenamiento de la memoria de programas y se pueden arrancar independientemente entre sí. Esto trae consigo la ventaja de que en el caso de modificaciones eventuales en el software de test no está envuelto el software operacional crítico para la seguridad y el software operacional no se debe someter de nuevo a una verificación de seguridad tras las modificaciones en el software de test, lo que se requeriría en el caso de un
25 software fusionado. Preferentemente el software de test (o la parte de test del software fusionado) contiene un plan de misión de examen. Si el plan de misión de examen requerido para el test ya está almacenado en el ordenador de a bordo, entonces también se puede ahorrar el tiempo requerido por lo demás para la carga del plan de misión de examen antes de la realización de un test en el misil no tripulado según la invención.

30 **[0010]** Según la invención por el software de test, que se ejecuta en el ordenador de a bordo del misil (o por la parte de test del software fusionado), se pueden excitar al menos los componentes siguientes del equipo de servicio:

- al menos un dispositivo de medición de flujo para al menos un fluido de test / servicio a suministrar al misil;

35 - al menos una válvula conmutable para el fluido de test / servicio;

- dispositivos de conmutación y regulación para la energía eléctrica a suministrar al misil;

- al menos un transformador de aislamiento para el desacoplamiento de la energía eléctrica suministrada externamente de la red eléctrica del equipo de servicio.

40 **[0011]** Una ventaja especial se produce luego cuando en la memoria de programas del misil está previsto al menos un software de entrenamiento para la simulación de errores en el misil, que está configurada para la ejecución en el ordenador de a bordo del misil. Preferentemente el software de entrenamiento está integrado en el software de test o en el software de misil fusionado. Esta configuración posee la ventaja de que la formación del personal de mantenimiento se puede realizar en cada misil no tripulado provisto del software de test o el software
45 fusionado, sin que se deba intercalar un software adicional en el ordenador de a bordo del misil y sin que deban estar previstos ordenadores de entrenamiento externos.

[0012] Un kit de misil y dispositivo de servicio y test externo se destaca porque el misil presenta al menos un ordenador de a bordo, en el que se ejecuta un software operacional, y una memoria de programas conectada con él,
50 en la que está almacenado el software operacional. El dispositivo de servicio y test presenta un equipo de servicio, que contiene un hardware de test. En la memoria de programas del ordenador de a bordo está almacenado un software de test del misil, que está configurado para la ejecución en el ordenador de a bordo del misil. Este software de test, que se ejecuta en el ordenador de a bordo, controla entre otros el hardware de test externo.

55 **[0013]** La ventaja consiste en que el hardware de test externo ya no necesita un ordenador autónomo para la ejecución del software de test y por consiguiente puede estar configurado más pequeño y económico.

[0014] Preferentemente el software de test almacenado en la memoria de programas y el software operacional almacenado en la memoria de programas forman un software de misil fusionado. Pero aquí también

pueden estar almacenados de forma independiente entre sí el software de test y el software operacional en la memoria de programas del ordenador de a bordo del misil, por lo que se pueden realizar de forma más rápida y sencilla las modificaciones en el software de test, dado que tales modificaciones no tienen repercusiones en la fiabilidad del software operacional. Preferentemente el software de test (o la parte de test del software fusionado) contiene un plan de misión de examen.

[0015] Según la invención el equipo de servicio presenta al menos los componentes de hardware siguientes:

- al menos un dispositivo de medición de flujo para al menos un fluido de test / servicio a suministrar al misil;
 - 10 - al menos una válvula conmutable para el fluido de test / servicio;
 - dispositivos de conmutación y regulación para la energía eléctrica a suministrar al misil;
 - al menos un transformador de aislamiento para el desacoplamiento de la energía eléctrica suministrada externamente de la red eléctrica del equipo de servicio.
- 15 Preferentemente en el equipo de servicio como otro componente de hardware está previsto al menos un transformador de tensión eléctrica. Esto permite usar el equipo de servicio también en el campo donde sólo está a disposición una única alimentación de tensión eléctrica. El transformador de tensión eléctrica asume entonces la conversión de esta tensión eléctrica a disposición en las diferentes tensiones eléctricas requeridas para la realización del test en el misil.

20 **[0016]** En el equipo de servicio como otro componente de hardware puede estar previsto al menos un convertidor de interfaces para la conversión de los datos a intercambiar con el misil.

[0017] Otra configuración preferida de este misil no tripulado se destaca porque en la memoria de programas del misil está previsto al menos un software de entrenamiento para la simulación de errores en el misil, que está configurado para la ejecución en el ordenador de a bordo del misil y que está integrado preferentemente en el software de test o en el software de test fusionado.

30 **[0018]** Además, la invención está dirigida a un software de misil para un misil no tripulado según la invención, en donde el software de misil presenta un software operacional y un software de test para el testeo del misil no tripulado, que están fusionados formando un software de misil integral.

[0019] En el software de misil fusionado puede estar integrado preferiblemente un software de entrenamiento para la simulación de errores en el misil.

35 **[0020]** Además, en una forma de configuración preferida el software de misil fusionado puede contener un plan de misión de examen.

[0021] Ejemplos de realización preferidos de la invención con detalles de configuración adicionales y otras ventajas están descritos y explicados más en detalle a continuación en referencia a los dibujos adjuntos.

Breve descripción de los dibujos

[0022] Muestra:

45 Fig. 1 una configuración de test esquemática para el examen de un misil según la invención mediante un dispositivo de servicio y test;

50 Fig. 2 muestra un gráfico simplificado que reproduce las relaciones de comunicación del ordenador de a bordo.

Representación de ejemplos de realización preferidos

[0023] En la fig. 1 está representada una configuración de test esquemática para el examen de un misil 1 según la invención mediante un dispositivo de servicio y test que presenta un equipo de servicio 2.

55 **[0024]** El misil 1 comprende un fuselaje 10 que recibe una carga útil, superficies portantes 12 colocadas en el fuselaje 10, al menos un dispositivo de accionamiento, del que sólo se muestra la entrada de aire derecha 14 prevista lateralmente en el fuselaje 10 del dispositivo de accionamiento, así como las superficies de control 13, que están colocadas de manera conocida de forma móvil en el fuselaje 10 mediante accionamientos de superficie de

control no mostrados.

5 **[0025]** El misil 1 está provisto además de una aviónica 3, que está representado igualmente sólo esquemáticamente y que se sitúa en el interior del fuselaje 10. La aviónica 3 contiene un ordenador de a bordo 30, que junto a las conexiones activas con los dispositivos de navegación también presenta una memoria de datos de misión 32, una memoria de datos de misión 32, una memoria de programas 33 así como un ordenador de control 34. En la memoria de programas está almacenado un software operacional OP-SW, que controla el modo de vuelo del misil 1 durante el uso. Además, en la memoria de programas 33 del misil 1 está almacenado un software de test T-SW para la verificación de la capacidad de funcionamiento del misil y/o de sus componentes.

10 **[0026]** El ordenador de control 34 se alimenta con los datos de un recorrido de vuelo predeterminado y de un objetivo a alcanzar tras la retirada del misil 1 de una aeronave portante desde la memoria de datos de misión 32 y contiene además los datos de navegación a partir de dispositivos de navegación previstos de manera convencional, como un sistema de navegación por satélite 35 y/o un sistema de navegación inercial. Debido a estos datos el
15 ordenador de control 34 genera señales de control, que se conducen a los accionamientos de las superficies de control, con lo cual éstos regulan las superficies de control 13 a fin de controlar el misil 1.

20 **[0027]** El misil está provisto en su extremo delantero de un dispositivo de captación de imágenes 16 que sirve para el reconocimiento del objetivo.

[0028] En la zona delantera del fuselaje del misil 1 está previsto en el interior del fuselaje 10 un equipo de interfaz (TLP), que se puede conectar con el equipo de servicio 2 a través de una interfaz TLP 18 situada detrás de una tapa de fuselaje.

25 **[0029]** En el lado superior del misil 1 está prevista otra interfaz 19, a través de la que el misil 1 está conectado durante el uso con la aeronave que lo porta (interfaz umbilical) y que se usa en el caso de la invención para el intercambio de datos con el equipo de servicio 2.

30 **[0030]** Finalmente el misil 1 está provisto de una interfaz de telemetría 17 de un panel de telemetría de la electrónica de a bordo del misil 1, que se puede conectar eventualmente con el equipo de servicio 2. Esta interfaz sirve para la carga de los datos en el ordenador de procesamiento de imágenes del misil 1.

35 **[0031]** En la configuración de test mostrada esquemáticamente en la fig. 1, por debajo de la zona de fuselaje delantera del misil 1 está previsto un dispositivo de retardo 15 para las señales de un altímetro de radar emitidas por el misil 1. El dispositivo de retardo 15 para el altímetro de radar se compone de dos antenas, que están conectadas entre sí a través de una línea de retardo (RALT delay line) de longitud definida (por ejemplo 31,6 m). El altímetro de radar del misil 1 emite en la primera antena, en donde los impulsos electromagnéticos se conducen a través de la línea de retardo hacia la segunda antena, que entonces entrega de nuevo los impulsos a la antena del altímetro de radar. Cuando el dispositivo de retardo 15 para el altímetro de radar, según se muestra en la fig. 1, está posicionado
40 por debajo de éste, en el misil se puede verificar si el altímetro de radar determina la línea de retardo predeterminada (en el ejemplo 31,6 m) como altura medida. De esta manera con el dispositivo de retardo 15 para el altímetro de radar se puede testear el funcionamiento de medición del altímetro de radar.

45 **[0032]** El equipo de servicio 2 está provisto de una primera conexión de alimentación de corriente 20A y una segunda conexión de alimentación de corriente 20B. La primera conexión de alimentación de corriente 20A está prevista para conectarse con una red eléctrica alterna 21A convencional de 220 V, a fin de alimentar los consumidores del equipo de servicio con energía eléctrica. La segunda conexión de alimentación de corriente 20B está prevista para conectarse con una alimentación de corriente 21B habitual para aeronaves de 3 x 115 V 400 Hz.

50 **[0033]** Además, el equipo de servicio 2 presenta una primera conexión de datos 22A, que está conectada eléctricamente con la interfaz umbilical 19 del misil 1 a través de un cable umbilical 23A . Una segunda conexión de datos 22B prevista en el equipo de servicio 2 está conectada eléctricamente con la interfaz de telemetría 17 del misil 1 a través de un así denominado cable TLP 23B. A través del cable TLP 23B también se proporciona junto a la transmisión de datos una tensión eléctrica de habitualmente 28 V para el misil.

55 **[0034]** Una tercera interfaz de datos 22C provista en el equipo de servicio 2 está conectada eléctricamente y mecánicamente con la interfaz TLP 18 del misil 1 a través de un cable TLP 23C. A este respecto, tanto la interfaz 22C, como también la interfaz 18, como también el cable TLP 23C contienen no sólo conexiones eléctricas, sino también una conexión de tubo flexible como línea de fluido refrigerante para el suministro de un fluido refrigerante

del equipo de servicio 2 hacia el misil 1, según se describe todavía a continuación. A través de las conexiones eléctricas del cable TLP se establece una conexión entre el ordenador de a bordo 30 del misil 1 y el equipo de servicio 2, a través de la que se realiza un intercambio de datos entre el ordenador de a bordo 30 y el equipo de servicio. La línea de fluido refrigerante en el cable TLP transporta el fluido refrigerante guiado desde el recipiente de fluido refrigerante 25B al equipo de servicio y hacia un dispositivo de refrigeración previsto en el misil 1 para una cabeza buscadora de objetivos por infrarrojos del dispositivo de captación de imágenes 16, a fin de refrigerarlo durante la realización de los tests.

[0035] Mediante el software de servicio y test que se ejecuta en el ordenador de a bordo 30 del misil 1, que está almacenado en la memoria de programas 33, se puede cargar un plan de misión de una misión a volar por el misil se carga a través del aparato de servicio 2 y las líneas de datos en el cable TLP (asimismo como a través del bus del cable umbilical) en el ordenador de a bordo 30 del misil 1 y almacenarse allí en la memoria de datos de misión 32. Bajo datos de misión se deben entender los datos que necesita el misil para alcanzar su objetivo, es decir, datos para la navegación, la trayectoria, pero también datos sobre los objetivos a alcanzar, por ejemplo imágenes o modelos de determinadas referencias terrestres o imágenes o un modelo del objetivo a alcanzar.

[0036] El equipo de servicio 2 está conectado con un visor buscador 40 a través de un cable de suministro de corriente 23D, que está conectado en una conexión de alimentación de corriente 22D con el aparato de servicio 2. El visor buscador 40 está dispuesto en la configuración de test mostrada en la fig. 1 delante de la óptica del dispositivo de captación de imágenes 16 y le proporciona al dispositivo de captación de imágenes 16 una imagen correspondiente de un objetivo.

[0037] El visor buscador 40 está provisto, por ejemplo, de contornos de objetivo grabados, que se corresponden con la imagen del objetivo o el modelo del objetivo, que está almacenado en una memoria de objetivos del ordenador de a bordo 30. Alternativamente o adicionalmente el visor buscador 40 también puede presentar imágenes de referencias terrestres, que se corresponden con imágenes de referencias terrestres almacenadas en la memoria de datos de misión 32.

[0038] Con una conexión GPS 24 del equipo de servicio 2 está conectada una antena GPS 24B a través de un primer cable GPS 24A. Además, con la conexión GPS 24 está conectado otro cable GPS 24C, que está conectado de forma activa con una cubierta GPS 24D que emite una señal de navegación por satélite (señal GPS), la cual está colocada sobre el sistema de navegación por satélite 36 del misil. La señal original GPS obtenida a través de la antena GPS externa 24B también se alimenta en el cable umbilical 23A (para la simulación de la señal GPS del avión portador).

[0039] Una conexión de fluido refrigerante 25 del equipo de servicio está conectada con un acumulador de fluido refrigerante 25B a través de una línea de fluido refrigerante 25A, de manera que el fluido refrigerante puede fluir del acumulador de fluido refrigerante 25B a través de la línea de fluido refrigerante 25A y la conexión de fluido refrigerante 25 en el sistema de líneas 28C correspondiente previsto en el equipo de servicio 2 para el fluido refrigerante. El equipo de servicio 2 contiene un dispositivo medidor de flujo 28A para el fluido refrigerante introducido del acumulador de fluido refrigerante 25B a través de la línea de fluido refrigerante 25A y la conexión de fluido refrigerante 25 en el equipo de servicio 2, que constituye un fluido de test / servicio. Además, dentro del equipo de servicio 2 está prevista una válvula conmutable 28B para el fluido refrigerante en el sistema de líneas 28C previsto dentro del equipo de servicio 2 para el fluido refrigerante. Mediante la válvula conmutable se puede abrir o cerrar o dosificar correspondiente el flujo de fluido refrigerante desde el depósito de reserva 25B hacia el misil 1, de forma controlada por el software de test (o software de servicio y test) que se ejecuta en el ordenador de a bordo 30.

[0040] El equipo de servicio 2 comprende además dispositivos de conmutación y regulación eléctricos 29, en los que se introduce energía eléctrica externa, que se suministra a través de las conexiones 20A y/o 20B, y en función del software de test o software de servicio y test que se ejecuta en el ordenador de a bordo 30 se le transmite al misil 1 con la tensión requerida y eventualmente con limitación de corriente. Los dispositivos de conmutación y regulación 29 también comprenden al menos un transformador de aislamiento 29A, 29B para el desacoplamiento de la energía eléctrica suministrada externamente de la red eléctrica del equipo de servicio.

[0041] El equipo de servicio 2 no necesita un ordenador autónomo para la ejecución del software de test o software de servicio y test, pero puede presentar un controlador interno 27, a través del que se desarrolla la comunicación del equipo de servicio 2 con el software que se ejecuta en el ordenador de a bordo 30 del misil 1. El controlador 27 está conectado con un convertidor de interfaces 27A, que adapta el controlador a las interfaces estandarizadas del misil 1 y de su ordenador de a bordo 30.

- [0042]** La fig. 2 muestra un gráfico simplificado, que reproduce las relaciones de comunicación del ordenador de a bordo. El ordenador de a bordo 30 está conectado con la memoria de programas 33 y la memoria de datos de misión 32. En la memoria de programas 33 están almacenados un software operacional OP-SW y un software de test T-SW. En el software de test T-SW también están contenido un plan de misión de examen PMP. El software de test puede contener además componentes que asisten un servicio del misil y por ejemplo permiten cargar nuevos planes de misión en el ordenador de a bordo o cargar datos de imagen en una memoria de imágenes del ordenador o llamarlas desde ésta. El software de test será luego en un software de servicio y test.
- 10 **[0043]** El ordenador de a bordo 30 contiene además un ordenador de control 34, que está configurado para el intercambio de datos con la memoria de programas 33, la memoria de datos de misión 32 y una memoria de imágenes (no mostrada) del misil 1. Además, el ordenador de control 34 del ordenador de a bordo 30 está en conexión de comunicación a través de conexiones de datos correspondientes con el equipo de servicio 2, así como con componentes de misil requeridos para el funcionamiento del misil 1, que están designados aquí en resumen con la referencia 1'. Durante el uso del misil y durante la disponibilidad, el software operacional OP-SW está cargado desde la memoria de programas 33 en el ordenador de control 34 del ordenador de a bordo 30 y por consiguiente listo para el uso.
- 25 **[0044]** No obstante, si el misil se somete a un test o un servicio, entonces el estado de funcionamiento del misil 1 y de su ordenador de a bordo 30 se conmuta a un modo de test y servicio, lo que se puede realizar por ejemplo a través de un equipo de servicio externo 2. El ordenador de control 34 carga acto seguido el software de test T-SW de la memoria de programas 33 y se pueden realizar el test y/o el servicio del misil 1. Después de la ejecución de la secuencia de test / servicio se conmuta el modo de funcionamiento del misil 1 y del ordenador de a bordo 30 de nuevo al estado disponibilidad, con lo cual se carga el software operacional de nuevo en el ordenador de control 34.

Lista de referencias

- [0045]** Muestran:
- 30 1 Misil
 - 2 Dispositivo de servicio y test / equipo de servicio
 - 3 Aviónica
 - 10 Fuselaje
 - 35 12 Superficies portantes
 - 13 Superficies de control
 - 14 Entrada de aire
 - 15 Dispositivo de retardo
 - 16 Dispositivo de captación de imágenes
 - 40 17 Interfaz de telemetría
 - 18 Interfaz TLP
 - 19 Interfaz umbilical
 - 20A Conexión de alimentación de corriente
 - 20B Conexión de alimentación de corriente
 - 45 21A Red de corriente alterna
 - 21B Alimentación de corriente
 - 22A Conexión de datos
 - 22B Conexión de datos
 - 22C Interfaz de datos
 - 50 22D Conexión de alimentación de corriente
 - 23A Cable umbilical
 - 23B Cable TLP
 - 23C Cable TLP
 - 23D Cable de alimentación de corriente
 - 55 24 Conexión GPS
 - 24A Cable GPS
 - 24B Antena GPS
 - 24C Cable GPS
 - 24D Cubierta GPS

25	Conexión de fluido refrigerante
25A	Línea de fluido refrigerante
25B	Acumulador de fluido refrigerante
27	Controlador
5 27A	Convertidor de interfaces
28A	Dispositivo de medición
28B	Válvula conmutable
28C	Línea de fluido refrigerante / sistema de líneas
29	Dispositivos de regulación
10 29A	Transformador de aislamiento
29B	Transformador de aislamiento
30	Ordenador de a bordo
32	Memoria de datos de misión
33	Memoria de programas
15 34	Ordenador de control
36	Sistema de navegación por satélite
40	Visor buscador

REIVINDICACIONES

1. Misil no tripulado con al menos un ordenador de a bordo (30), en el que se ejecuta un software operacional, y una memoria de programas (33) conectada con él, en la que está almacenado el software
5 operacional,

en donde en la memoria de programas (33) también está almacenado un software de test para la verificación de la capacidad de funcionamiento del misil (1) y/o de sus componentes, que está configurado para la ejecución en el ordenador de a bordo (30) del misil (1),

10

en donde el misil (1) se puede conectar con un equipo de servicio externo (2), que presenta el hardware de test requerido para la verificación, y

en donde el hardware de test del equipo de servicio externo (2) se puede controlar por el software de test que se
15 ejecuta en el ordenador de a bordo (30) del misil (1),

caracterizado porque

por el software de test que se ejecuta en el ordenador de a bordo (30) del misil (1) se pueden excitar al menos los
20 componentes siguientes del equipo de servicio (2):

- al menos un dispositivo de medición de flujo (28A) para al menos un fluido de test / servicio a suministrar al misil (1);

- al menos una válvula conmutable (28B) para el fluido de test / servicio;

25 - dispositivos de conmutación y regulación (29) para la energía eléctrica a suministrar al misil (1);

- al menos un transformador de aislamiento (29A, 29B) para el desacoplamiento de la energía eléctrica suministrada externamente de la red eléctrica del equipo de servicio (2).

2. Misil no tripulado según la reivindicación 1,

30

caracterizado porque

el software de test almacenado en la memoria de programas (33) y el software operacional almacenado en la memoria de programas (33) forman un software de misil fusionado.

35

3. Misil no tripulado según la reivindicación 1 o 2,

caracterizado porque

40 el software de test contiene un plan de misión de examen.

4. Misil no tripulado según una de las reivindicaciones anteriores,

caracterizado porque

45

en la memoria de programas (33) del misil (1) está previsto al menos un software de entrenamiento para la simulación de errores en el misil, que está configurado para la ejecución en el ordenador de a bordo (30) del misil (1) y que está integrado preferentemente en el software de test o en el software de misil fusionado.

50 5. Misil no tripulado con dispositivo de servicio y test externo, que se puede conectar funcionalmente con el misil,

- en donde el misil (1) presenta al menos un ordenador de a bordo (30), en el que se ejecuta un software operacional, y una memoria de programas (33) conectada con él, en la que está almacenado el software
55 operacional,

- en donde el dispositivo de servicio y test presenta un equipo de servicio (2) que contiene un hardware de test,

- en donde un software de test está almacenado en la memoria de programas (33) del misil (1) asociada al ordenador de a bordo (30) y está configurado para la ejecución en el ordenador de a bordo (30) del misil (1), y

- en donde el hardware de test del equipo de servicio (2) se puede controlar por el ordenador de a bordo (30) del

misil (1);

caracterizado porque

5 el equipo de servicio (2) presenta al menos los componentes de hardware siguientes:

- al menos un dispositivo de medición de flujo (28A) para al menos un fluido de test / servicio a suministrar al misil (1);
- al menos una válvula conmutable (28B) para el fluido de test / servicio;
- 10 - dispositivos de conmutación y regulación (29) para la energía eléctrica a suministrar al misil (1);
- al menos un transformador de aislamiento (29A, 29B) para el desacoplamiento de la energía eléctrica suministrada externamente de la red eléctrica del equipo de servicio (2).

6. Misil no tripulado según la reivindicación 5,

15

caracterizado porque

el software de test almacenado en la memoria de programas (33) y el software operacional almacenado en la memoria de programas (33) forman un software de misil fusionado.

20

7. Misil no tripulado según una de las reivindicaciones 5 o 6,

caracterizado porque

25 el software de test contiene un plan de misión de examen.

8. Misil no tripulado según una de las reivindicaciones 5 a 7,

caracterizado porque

30

en el equipo de servicio (2) como otro componente de hardware está previsto al menos un transformador de tensión eléctrica.

9. Misil no tripulado según una de las reivindicaciones 5 a 8,

35

caracterizado porque

en el equipo de servicio (2) como otro componente de hardware está previsto al menos un convertidor de interfaces (27A) para la conversión de los datos a intercambiar entre el ordenador externo (4) y el misil (1).

40

10. Misil no tripulado según una de las reivindicaciones 5 a 9,

caracterizado porque

45 en la memoria de programas (33) del misil (1) está previsto al menos un software de entrenamiento para la simulación de errores en el misil, que está configurado para la ejecución en el ordenador de a bordo (30) del misil (1) y que está integrado preferentemente en el software de test o en el software de test fusionado.

11. Software de misil, que se ejecuta en un ordenador de a bordo, para la realización en un misil no tripulado según una de las reivindicaciones anteriores,

50

caracterizado porque

55 el software de misil presenta un software operacional y un software de test para el testeo del misil no tripulado, que están fusionados en el software de misil.

12. Software de misil según la reivindicación 11,

caracterizado porque

en el software de misil fusionado está integrado un software de entrenamiento para la simulación de errores en el misil.

5 13. Software de misil según la reivindicación 11 o 12,

caracterizado porque

en el software de misil fusionado está integrado un plan de misión de examen.

10

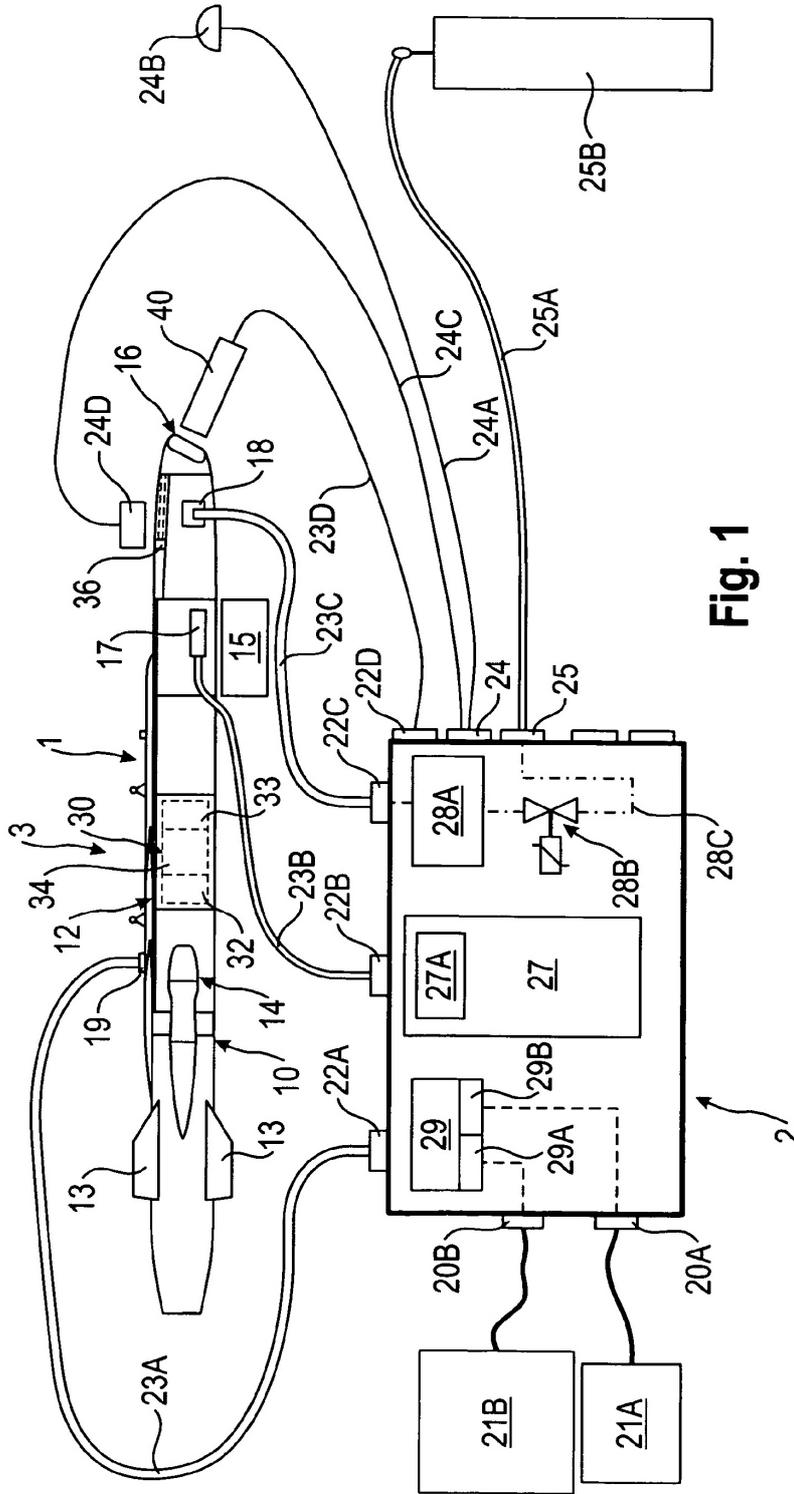


Fig. 1

Fig. 2

