

19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 606 177**

51 Int. Cl.:

B64D 1/22 (2006.01)

B64F 5/00 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

86 Fecha de presentación y número de la solicitud internacional: **26.11.2012** **PCT/IB2012/056744**

87 Fecha y número de publicación internacional: **30.05.2013** **WO13076708**

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **26.11.2012** **E 12808504 (0)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **21.09.2016** **EP 2782828**

54 Título: **Dispositivo de comprobación para sensores de aviónica y método de comprobación de sensores de aviónica**

30 Prioridad:

25.11.2011 IT MI20112145

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

23.03.2017

73 Titular/es:

LEONARDO S.P.A. (100.0%)
Piazza Monte Grappa 4
Roma, IT

72 Inventor/es:

BOSCO, OSCAR;
MANCASTROPPIA, FABRIZIO;
TONELLI, GIANCARLO;
TRAVELLA, PAOLO IULIUS y
APRILE, ANGELO

74 Agente/Representante:

CARVAJAL Y URQUIJO, Isabel

ES 2 606 177 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

Dispositivo de comprobación para sensores de aviónica y método de comprobación de sensores de aviónica

Campo técnico

5 La presente invención se refiere a un dispositivo de comprobación para sensores de aviónica y a un método para comprobar sensores de aviónica.

Antecedentes del estado de la técnica

10 Como es conocido, muchos instrumentos a bordo de aviones requieren operaciones de comprobación antes de ser instalados para su uso. En particular, los sensores de radar y otros sensores de aviónica pueden ser comprobados en vuelo utilizando módulos especialmente previstos, que se montan en el avión, posiblemente modificados para tal fin. De esta manera, se espera que se tenga la oportunidad de comprobar la funcionalidad del equipo en condiciones similares a las condiciones efectivas de uso para las cuales el equipo ha sido diseñado.

Como regla general, los módulos de comprobación para sensores de aviónica están fijados al ala de un avión, por ejemplo, en el lugar de un tanque o un arma, en el caso de aviones militares.

15 Este tipo de módulo de comprobación es efectivo, pero generalmente implica costes sustanciales, que a veces son difíciles de soportar. De hecho, la compra o alquiler a largo plazo de un avión adecuado para este propósito es extremadamente caro. Además, un módulo de comprobación enganchado al ala de un avión subsónico o incluso al ala de un avión supersónico debe cumplir rigurosos requisitos aerodinámicos y de peso, para evitar situaciones críticas durante el vuelo. Además del coste intrínseco asociado con el diseño de módulos con dichos requisitos, a menudo no es posible comprobar más de un sensor a la vez. Por lo tanto, las operaciones de comprobación son
20 largas, requieren un gran número de vuelos y, en consecuencia, son caras.

De forma alternativa, los sensores que van a ser comprobados podrían ser instalados directamente sobre aviones modificados específicamente para realizar las comprobaciones. Sin embargo, los costes de mantenimiento y modificación de un avión son muy altos en este caso también.

25 El documento WO 02/075235 A da a conocer un sistema operativo suspendido, por vía aérea, oculto que incluye una suspensión a un avión, por ejemplo, un helicóptero y una plataforma, suspendidos del dispositivo de suspensión. Un sistema operativo, tal como un sensor de imagen, es portado por la plataforma.

Descripción de la invención

30 El objeto de la presente invención es proporcionar un dispositivo de comprobación para sensores de aviónica y un método para comprobar sensores de aviónica que permitan superar las limitaciones descritas y, en particular, que permitan que los sensores de aviónica sean comprobados a costes inferiores a los que se producen con módulos de comprobación conocidos.

De acuerdo con la presente invención, se proporciona un dispositivo de comprobación para sensores de aviónica y un método para comprobar sensores de aviónica tal y como se define en las reivindicaciones 1 y 11 respectivamente.

35 Breve descripción de los dibujos

Para una mejor comprensión de la invención, se describirá ahora un modo de realización, puramente a modo de ejemplo no limitativo y con referencia a los dibujos adjuntos, en los que:

La figura 1 es una vista lateral de un dispositivo de comprobación para sensores de aviónica, de acuerdo con un modo de realización de la presente invención y que incluye un módulo de comprobación de sensor de aviónica;

40 La figura 2 es una vista en planta del módulo de comprobación de sensor de aviónica de la figura 1;

La figura 3 es una vista lateral esquemática, en sección, a lo largo de un plano longitudinal, del módulo de comprobación de sensor de aviónica en la figura 1; y

La figura 4 es un diagrama de bloques simplificado de parte del dispositivo de comprobación para sensores de aviónica en la figura 1.

45 Mejor modo de llevar a cabo la invención

- Con referencia a las figuras 1 a 3, un dispositivo de comprobación para sensores de aviónica, indicado en su conjunto mediante el número de referencia 1, comprende un helicóptero 2 y un módulo 3 de comprobación de sensor de aviónica conectado al helicóptero 2 mediante un sistema 4 de suspensión de cable. En particular, el sistema 4 de suspensión de cable comprende un cable 5 principal y una pluralidad de cuerdas 6, cada una conectada entre el cable 5 principal y un punto de montaje respectivo en el módulo 3.
- En un modo de realización, el cable 5 principal es un cable metálico, posiblemente sujeto a un cabrestante (no mostrado por simplicidad) a bordo del helicóptero 2.
- El módulo 3 comprende una carcasa 7, dentro de la cual se alojan uno o más sensores de aviónica a comprobar (figura 3).
- La carcasa 7 (figuras 1 a 3) tiene la forma de un cuerpo alargado en forma de caja, aerodinámico en el extremo que define el morro 7a. La carcasa 7 puede estar hecha, por ejemplo, de aluminio, acero, fibra de vidrio, fibra de carbono u otros materiales similares.
- En el extremo opuesto al morro 7a, la carcasa 7 está equipada con un conjunto 8 de cola, que tiene el propósito de evitar la rotación de la módulo 3 durante el vuelo, en particular alrededor del eje de guiñado.
- En un modo de realización, el conjunto 8 de cola comprende una aleta 10 principal (figuras 1 y 3), una aleta 11 adicional (figuras 1 y 2) y estabilizadores 12 (figura 2). La aleta 10 principal y los estabilizadores 12 están fijados directamente a la carcasa 7. La aleta 11 adicional se coloca en su lugar en un extremo de una barra 13 de soporte que sobresale hacia atrás desde la cola de la carcasa 7. Además, la aleta 11 adicional está soportada, de manera que está alineada con la aleta 10 principal.
- Tal y como se ha mencionado anteriormente, la carcasa 7 del módulo 3 está equipada con una pluralidad de puntos de montaje (indicados por el número de referencia 15 en la figura 1) para el sistema 4 de suspensión de cable.
- En el modo de realización descrito en la presente memoria, los puntos 15 de montaje son anillos fijados a una cara 7b superior de la carcasa 7 y cada uno recibe un extremo de una cuerda 6 respectiva del sistema 4 de suspensión de cables. La conexión de las cuerdas 6 a los puntos 15 de montaje se consigue, por ejemplo, mediante retenes de resorte o conectores de conexión rápida, no mostrados aquí. Los puntos 15 de montaje están distribuidos de manera que el módulo 3 se equilibra en vuelo. La carcasa 7 está equipada también con un radomo 17, que en el modo de realización descrito en este documento se extiende hacia el exterior desde una cara 7c inferior. El radomo 17 está definido por una cúpula hecha de un material rígido y es sustancialmente transparente a la radiación electromagnética en una banda de frecuencia de funcionamiento de un sensor de radar que se va a comprobar, por ejemplo, entre aproximadamente 200 MHz y 1500 MHz. El radomo 17 está hecho, por ejemplo, de Kevlar multicapa, vidrio y una estructura en forma de nido de abeja, y está configurado para alojar internamente una antena de radar, tal y como se describe a continuación.
- Los sensores de aviónica contenidos dentro de la carcasa 7 comprenden, en un modo de realización, un sistema 18 de radar y un sistema 20 electro-óptico de tipo táctico o estratégico.
- El sistema 18 de radar comprende una antena 21 de radar, alojada dentro del radomo 17, y un módulo 22 de procesamiento de radar, que está situado dentro de la carcasa 7 y está conectado a la antena 21 de radar.
- El sistema 20 electro-óptico está situado en una parte delantera de la carcasa 7, cerca de una ventana óptica, y permite tomar lecturas ópticas a grandes distancias (del orden de varias decenas de kilómetros).
- Los sensores descritos han sido mencionados a modo de ejemplo no limitativo. El módulo 3 podría comprender de hecho diferentes sensores además de o en sustitución de los mencionados, tales como, por ejemplo, sensores hiper-espectrales,IRST (sistema de búsqueda y seguimiento por infrarrojos), FLIR (infrarrojo de barrido frontal), enlace de datos por satélite y LOS, SIGINT (inteligencia de señales) y sistemas de guerra electrónica y transpondedores de baliza.
- Además de los sensores, también se alojan dispositivos auxiliares dentro de la carcasa 7, tal y como se muestra esquemáticamente en la figura 2 y parcialmente en la figura 1.
- Los dispositivos auxiliares comprenden una fuente 25 de energía eléctrica, una unidad 26 de suministro de energía, un sistema 27 de navegación, un registrador de datos de alta velocidad y una interfaz 28 de comunicaciones. Además de estos, en un modo de realización, el módulo 3 está equipado con un conector 30 eléctrico para conectar una fuente 31 de energía eléctrica externa, colocada a bordo del helicóptero 2. En este segundo caso, un cable 32 de alimentación se extiende entre la fuente 31 de energía eléctrica y el conector 30, a lo largo del cable 5 principal.

La unidad 26 de suministro, por ejemplo un inversor, convierte el suministro de electricidad proporcionado por la fuente 25 de energía eléctrica interna o la fuente 30 de energía eléctrica a bordo del helicóptero 2e y la distribuye a los usuarios (sensores y dispositivos auxiliares).

5 La interfaz 28 de comunicaciones, también colocada dentro de la carcasa 7, acopla los sensores de aviónica del módulo 3 en comunicación con una unidad 35 de procesamiento situada a bordo del helicóptero 2 y está configurada para controlar los sensores, procesar los datos recibidos y mostrar los resultados de las lecturas tomadas y, en particular, está configurada para realizar procedimientos de comprobación. En particular, la interfaz 28 de comunicaciones conecta la unidad 35 de procesamiento al módulo 22 de procesamiento de radar y al sistema 20 electro-óptico para permitir al operador llevar a cabo procedimientos de comprobación durante el vuelo del helicóptero 2 y el módulo 3 que está conectada al mismo. En un modo de realización, la interfaz 28 de comunicaciones está conectada a la unidad 35 de procesamiento mediante un cable 38 de red, el cual discurre a lo largo del cable 5 principal. En un modo de realización alternativo, la conexión entre la interfaz 28 de comunicaciones y la unidad 35 de procesamiento es inalámbrica.

15 El módulo descrito permite, de forma ventajosa, una reducción sustancial en los costes de las operaciones de comprobación de sensores de aviónica, así como una simplificación de su ejecución.

De hecho, la predisposición para enganchar por medio de un sistema de suspensión de cable permite usar un helicóptero en lugar de un avión para transportar el módulo durante las comprobaciones.

20 Todas las limitaciones impuestas por el uso de aviones se superan así, tanto con respecto a los requisitos aerodinámicos como al tamaño y peso. Además, no son necesarias licencias y certificados de vuelo para un avión modificado para experimentos y comprobaciones.

25 Por lo tanto, por una parte, el diseño del módulo es mucho más sencillo y, por lo tanto, menos costoso. Los requisitos aerodinámicos del módulo son, de hecho, básicos y pueden ser fácilmente cumplidos sin la necesidad de cálculos complejos. También debe considerarse que, no rara vez, los aviones utilizados para el transporte de módulos convencionales también deben modificarse hasta cierto punto. Sin embargo, las modificaciones de este tipo son extremadamente costosas y contribuyen a aumentar el coste de las operaciones de comprobación. La propensión del módulo para la suspensión del cable de un helicóptero elimina la necesidad de cualquier modificación costosa.

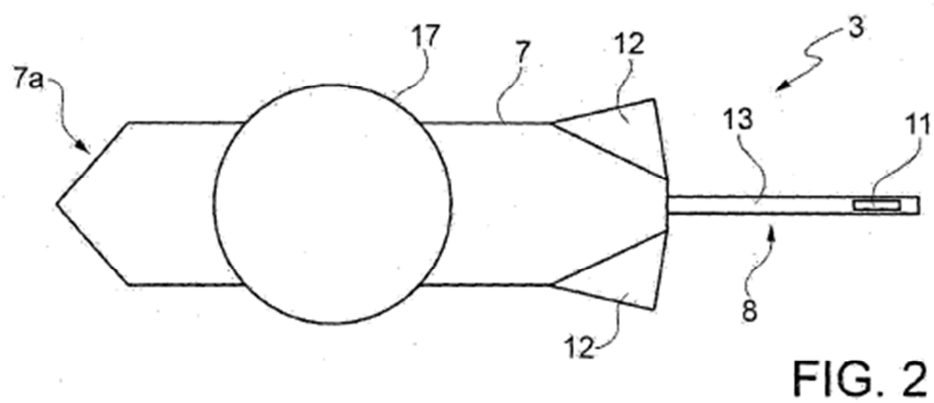
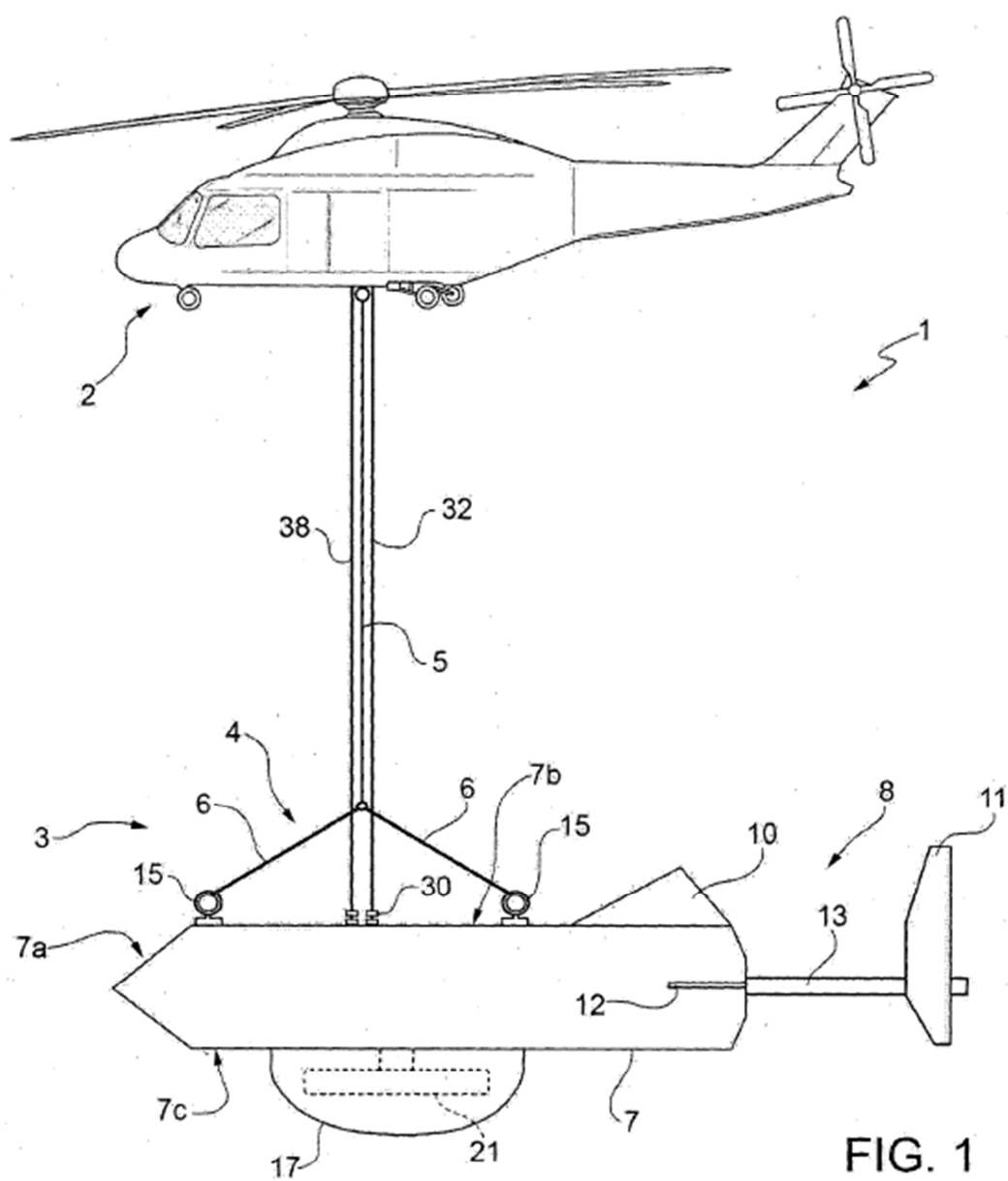
30 Por otro lado, las limitaciones menos rigurosas de tamaño y peso permiten alojar simultáneamente más sensores de aviónica dentro del módulo, en preparación para una operación de comprobación. Por lo tanto, se pueden comprobar varios sensores de aviónica durante el mismo vuelo. De esta manera, la duración de las operaciones de comprobación y el número de vuelos necesarios para comprobar una pluralidad de sensores se reducen drásticamente.

35 Otra ventaja considerable deriva de la flexibilidad de usar helicópteros, junto con la simplicidad del sistema de suspensión. Los helicópteros pueden, de hecho, aterrizar y despegar prácticamente en cualquier lugar y la conexión del módulo no requiere expedientes particulares ni instrumentación especial. El sistema de conexión de cuerda puede incluso conectarse a los puntos de montaje del módulo mientras el helicóptero está en vuelo.

Finalmente, está claro que se pueden hacer modificaciones y variantes al dispositivo descrito e ilustrado en el presente documento sin alejarse del ámbito de protección de la presente invención, tal y como se define en las reivindicaciones adjuntas.

REIVINDICACIONES

1. Un dispositivo de comprobación para sensores de aviónica que comprende:
un helicóptero (2);
un módulo (3) de comprobación de sensor de aviónica, equipado con al menos un sensor (18, 20) de aviónica; y
- 5 un sistema (4) de suspensión de cable que conecta el módulo (3) de comprobación al helicóptero (2);
caracterizado por una unidad (35) de procesamiento a bordo del helicóptero (2), puesta en comunicación con al menos un sensor (18, 20) de aviónica en el módulo (3) de comprobación y configurada para realizar procedimientos de comprobación en al menos un sensor (18, 20) de aviónica.
- 10 2. Un dispositivo de acuerdo con la reivindicación 1, en el que el módulo (3) de comprobación de sensor de aviónica comprende una carcasa (7) equipada con soportes (15) para la suspensión de cables desde un helicóptero (2); y en el que al menos un sensor (18, 20) de aviónica está alojado dentro de la carcasa (7).
3. El dispositivo de acuerdo con la reivindicación 2, en el que al menos un sensor (18, 20) de aviónica comprende un sistema (18) de radar con una antena (21) de radar y en el que la carcasa (7) está equipada con un radomo (17) para alojar la antena de radar.
- 15 4. El dispositivo de acuerdo con la reivindicación 3, que comprende un módulo (22) de procesamiento de radar conectado a la antena (21) de radar y alojado dentro de la carcasa (7).
5. El dispositivo de acuerdo con la reivindicación 3 o 4, en el que al menos un sensor (18, 20) de aviónica comprende un sistema (20) electro-óptico.
- 20 6. El dispositivo de acuerdo con cualquiera de las reivindicaciones anteriores, que comprende una pluralidad de sensores (18, 20) de aviónica alojados simultáneamente dentro de la carcasa (7).
7. El dispositivo de acuerdo con cualquiera de las reivindicaciones anteriores, en el que la carcasa (7) es alargada y tiene un conjunto (8) de cola.
8. El dispositivo de acuerdo con la reivindicación 7, en el que el conjunto (8) de cola comprende una aleta (10); preferiblemente estabilizadores (12); y preferiblemente una aleta (11) adicional en la parte trasera de la carcasa (7) y alineada con la aleta (10) principal.
- 25 9. El dispositivo de acuerdo con cualquiera de las reivindicaciones anteriores, en el que el sistema de suspensión de cable comprende varias cuerdas (6), cada una conectada a un soporte (15) respectivo en el módulo de comprobación, y un cable principal (5) que conecta las cuerdas (6) al helicóptero (2).
- 30 10. El dispositivo según cualquiera de las reivindicaciones anteriores, que comprende una fuente (31) de energía externa a bordo del helicóptero (2) y un cable (32) de alimentación conectado a la fuente (31) de energía externa y que se extiende hasta el módulo (3) de comprobación.
11. Un método para comprobar sensores de aviónica, que comprende:
alojar al menos un sensor (18, 20) de aviónica dentro de un módulo (3) de comprobación;
caracterizado por:
- 35 conectar el módulo (3) de comprobación a un helicóptero (2) a través de un sistema (4) de suspensión de cable; y
elevar el módulo (3) de comprobación mediante el helicóptero (2).
12. El método según la reivindicación 11, que comprende comprobar al menos un sensor (18, 20) de aviónica durante el vuelo.



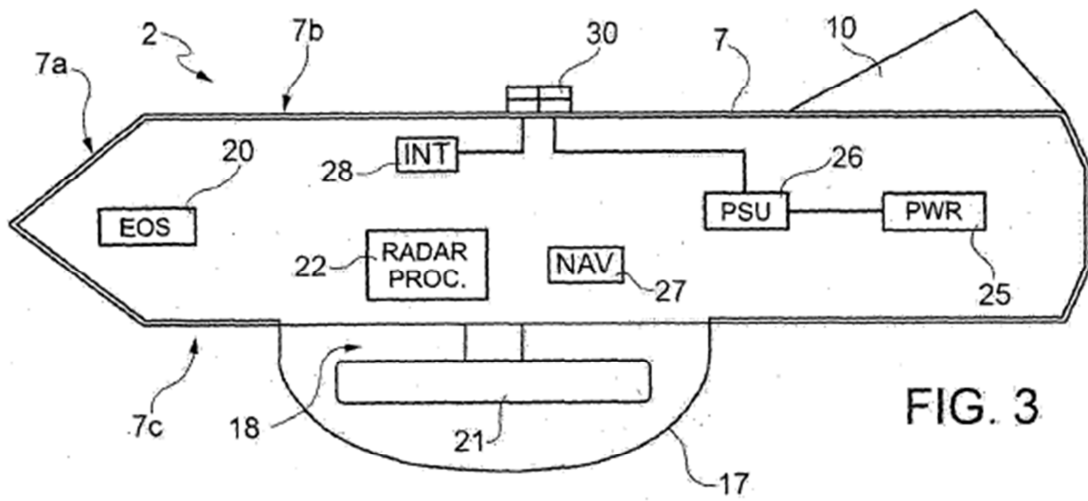


FIG. 3

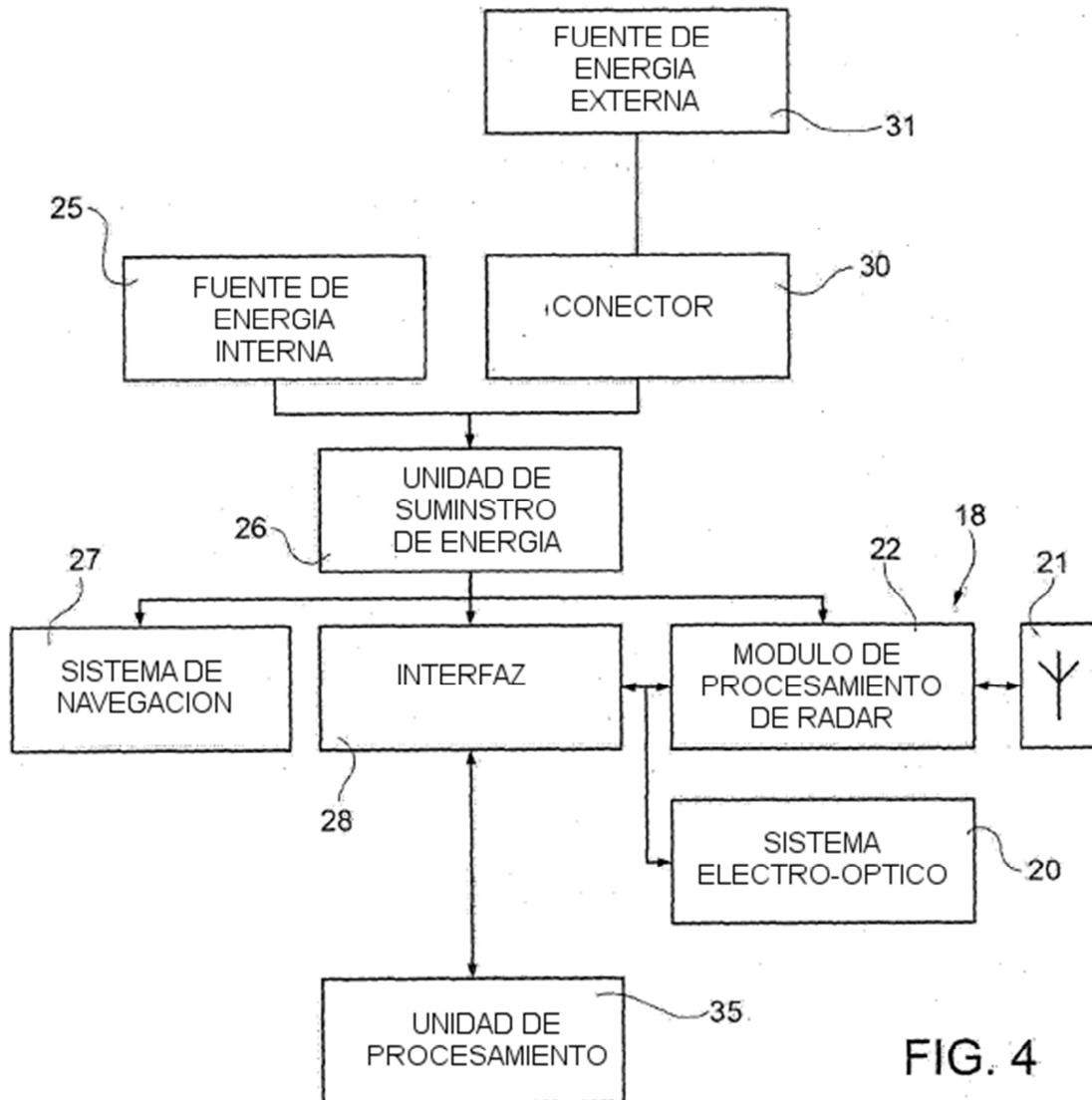


FIG. 4