

19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 752 299**

51 Int. Cl.:

G01P 21/00 (2006.01)

G01P 1/00 (2006.01)

G01P 15/18 (2013.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

86 Fecha de presentación y número de la solicitud internacional: **08.05.2009 PCT/US2009/043258**

87 Fecha y número de publicación internacional: **12.11.2009 WO09137751**

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **08.05.2009 E 09743737 (0)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **07.08.2019 EP 2274628**

54 Título: **Acelerómetro y procedimiento para la compensación de errores**

30 Prioridad:

08.05.2008 US 117538

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

06.04.2020

73 Titular/es:

**L-3 COMMUNICATIONS CORPORATION (100.0%)
6000 Fruitville Road
Sarasota, FL 34232, US**

72 Inventor/es:

**WEED, MICHAEL E. y
ROSENBAUER, THOMAS**

74 Agente/Representante:

TORNER LASALLE, Elisabet

ES 2 752 299 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

Acelerómetro y procedimiento para la compensación de errores

Referencia cruzada con una solicitud relacionada

5 La presente solicitud reivindica el beneficio de la solicitud de patente estadounidense 12/117.538 presentada el 8 de mayo de 2008.

Campo de la invención

La presente invención versa, en general, acerca de acelerómetros y, más en particular, de un procedimiento y un aparato mejorados para un acelerómetro de tres ejes.

Antecedentes de la invención

10 Se requiere que muchas aeronaves tengan registradores de vuelo de a bordo tales como registradores de datos de vuelo (FDR), registradores de voz de la cabina de vuelo (CVR) y grabadoras de vídeo. Popularmente conocidas como la caja negra utilizada para un análisis de percances o de accidentes de aeronaves, estas unidades también son utilizadas para estudiar problemas de seguridad aérea, la degradación de materiales, procedimientos peligrosos de vuelo y el rendimiento de motores de chorro.

15 En muchos accidentes de aerolíneas, u otros accidentes de aeronaves, los únicos sistemas que sobreviven de una forma utilizable son las unidades de memoria supervivientes a impactos (CSMU) de estos registradores de vuelo. El registrador de datos de vuelo utiliza la CSMU para registrar parámetros específicos del rendimiento de la aeronave, tales como la velocidad de aire, la altitud, la aceleración vertical, la hora, el rumbo magnético, la posición de la palanca de mando, la posición del pedal de gobierno del timón de dirección, la posición de la rueda de mando, el
20 estabilizador horizontal y el flujo de combustible. Para registrar estos parámetros, antes se tienen que detectar las condiciones físicas asociadas con cada parámetro. Uno de los sensores que son parte del sistema registrador de vuelo es un acelerómetro o, más en particular, un acelerómetro de tres ejes que puede detectar la aceleración en tres ejes ortogonales: eje vertical (paralelo al vector de la gravedad), eje lateral y eje longitudinal

25 Un ejemplo de un acelerómetro conocido utilizado en sistemas registradores de vuelo incluye sensores de aceleración que tienen pesos pendulares suspendidos en fluidos, con electrónica y magnetismo asociados. Estos dispositivos son bastante complejos en su detalle mecánico y, por lo tanto, son relativamente costosos de fabricar; y debido a que incluyen fluidos, no son realmente de estado sólido y, por consiguiente, tienen problemas con respecto a la fiabilidad.

30 Se conocen sensores de sistemas microelectromecánicos (MEMS) de aceleración de estado sólido que incluyen la integración de elementos mecánicos y de electrónica en un sustrato común de silicio mediante la tecnología de microfabricación. Aunque normalmente se fabrica la electrónica utilizando secuencias de procesamiento de circuito integrado (IC), por ejemplo, procedimientos CMOS, bipolares o BICMOS, los componentes micromecánicos son fabricados utilizando procedimientos compatibles de micromecanizado, u otros procedimientos tales como
35 electrodeposición, que decapan, de forma selectiva, partes de la oblea de silicio o añadir nuevas capas estructurales para formar los dispositivos mecánicos y electromecánicos.

Tales dispositivos se describen en la patente U.S. nº 6000287 y normalmente incluyen un *chip* de elemento de detección, un *chip* electrónico de interfaz, un sustrato virgen, un portador cerámico de *chip* y una cubierta que encierra el *chip* de elemento de detección, electrónica de interfaz y un sustrato. Estos sensores de aceleración utilizan un puente medidor de capacitancias para detectar el cambio de capacitancia debido a la aceleración.
40 Además de ser más fiable que los pesos pendulares en un sensor de aceleración de tipo fluido, tal enfoque capacitivo permite varios beneficios en comparación con los sensores piezorresistivos de aceleración. Tales condensadores dieléctricos gaseosos son relativamente insensibles a la temperatura. El coeficiente térmico reducido de expansión de muchos materiales puede producir un coeficiente térmico de capacitancia aproximadamente dos órdenes de magnitud menor que el coeficiente térmico de resistividad del silicio dopado. Por lo tanto, la detección de
45 la capacitancia tiene el potencial de proporcionar un mayor intervalo de temperatura de operación, para un error dado y sin compensación, que una detección piezorresistiva. Además, en comparación con los acelerómetros de tipo piezoeléctrico que requieren una entrada dinámica de cierta frecuencia mínima para generar una respuesta, algunos dispositivos de detección capacitiva permiten una respuesta a aceleraciones DC, al igual que una vibración dinámica, que permite que se utilice el acelerómetro capacitivo potencialmente en una mayor gama de aplicaciones.

50 Los sensores de MEMS de aceleración tienen sus propios retos. Por ejemplo, puede haber errores de alineación entre el *chip* del elemento de detección y el sustrato virgen, entre el sustrato virgen y el portador cerámico del *chip*, entre el portador cerámico del *chip* y la placa de circuito impreso en la que está montado, y entre la placa de circuito impreso y la montura de la placa. Para un acelerómetro de 3 ejes, que tiene un sensor de aceleración que detecta la aceleración en cada uno de los tres ejes (vertical, lateral, longitudinal), estas desalineaciones pueden afectar a la
55 precisión de una lectura. Por ejemplo, se debería indicar una aceleración estrictamente vertical únicamente mediante

el sensor de aceleración vertical; sin embargo, la desalineación del acelerómetro puede provocar que los otros sensores de aceleración detecten una aceleración lateral, y una aceleración longitudinal, cuyas magnitudes dependen de la cantidad y de la dirección de la desalineación en los ejes correspondientes.

5 Otros errores pueden producirse en acelerómetros, tales como efectos de temperatura y un desfase electrónico. Estos errores no están limitados a sensores de MEMS de aceleración pero pueden hallarse en cierto grado en otros tipos de acelerómetros, tales como sensores piezoeléctricos o películas piezoeléctricas/transductores de aceleración, viga voladiza suspendida o masa efectiva, también denominada masa sísmica, acelerómetro de modo de cizallamiento, térmicos, capacitivos micromecanizados en volumen, piezorresistivos micromecanizados en volumen, basados en resorte-masa capacitivos, servoelectromecánicos, de equilibrio de anulación, extensímetros de PCB Piezotronics, de resonancia, de inducción magnética, ópticos, de onda acústica de superficie (SAW) y acelerómetros láser.

En la técnica se necesita un procedimiento mejorado de acelerómetro y un aparato con una compensación de errores.

15 La patente U.S. nº 6.421.622 da a conocer un procedimiento y un sistema para detectar la posición de vuelo de un objeto que acelera. Los acelerómetros de estado sólido están dispuestos alineados con cada uno de los ejes X, Y y Z, respectivamente. Las señales de salida de los acelerómetros y de un único elemento de detección de temperatura son digitalizadas y procesadas por un microcontrolador. Las correcciones de temperatura, y otras correcciones, se incorporan digitalmente en los datos de salida utilizando tablas de consulta.

20 El documento EP 1 471 328 A2 da a conocer una técnica de compensación de la vibración para sensores. Los errores inducidos por vibración en los sensores son previstos en función de una medición de espectros de potencia de vibración.

25 El documento WO 2008/068542 A1 da a conocer un procedimiento para calibrar automáticamente sensores en sistemas de sensores inerciales durante su uso. Los valores de medición de un sensor que ha de ser calibrado son registrados en al menos dos orientaciones distintas del sensor, y las orientaciones mantenidas en el momento de la medición son detectadas simultáneamente mediante un sensor adicional, que tiene capacidad para autocalibrarse sin ningún parámetro externo. El documento WO 2008/068542 A1 es un documento intermedio publicado en una fecha que se encuentra entre la fecha de presentación de la presente solicitud y la fecha de prioridad reivindicada.

30 El documento US 2004/0007064 A1 da a conocer un aparato de medición de la aceleración con sensores que miden la aceleración en la dirección de tres ejes de coordenadas ortogonales. Los valores del sensor de aceleración se calibran en función de la temperatura ambiente medida del aparato.

Sumario de la invención

La presente invención se define mediante las características enumeradas en la reivindicación 1. Las reivindicaciones dependientes versan acerca de características opcionales de algunas realizaciones de la invención.

Breve descripción de los dibujos

35 la FIG. 1 ilustra una aeronave con un sistema registrador de vuelo que tiene un acelerómetro;

la FIG. 2 es una vista recortada en perspectiva del registrador de vuelo de la FIG. 1;

40 la FIG. 3 es un diagrama de bloques del acelerómetro de la FIG. 2 en un entorno de calibración/fabricación y un entorno operativo;

la FIG. 4 ilustra detalles adicionales de un sensor capacitivo de MEMS de aceleración;

45 la FIG. 5 es una vista en perspectiva de tres transductores de aceleración montados ortogonalmente utilizados en un acelerómetro;

las FIGURAS 6A-6C son un diagrama de bloques del acelerómetro;

50 la FIG. 7 es un diagrama de bloques de contexto del acelerómetro;

la FIG. 8 es un diagrama general de bloques del flujo de datos del acelerómetro;

la FIG. 9 es un diagrama más detallado de bloques del flujo de datos de la aplicación accel;

55 la FIG. 10 es un diagrama más detallado de bloques del flujo de datos de las instrucciones de procesamiento en la aplicación accel;

la FIG. 11 es un gráfico de calibración térmica del transductor;

la FIG. 12 es un diagrama más detallado de bloques del flujo de datos de los canales accel de procesamiento en la aplicación accel;

5

la FIG. 13 es un diagrama de flujo de un modo de calibración y de prueba del acelerómetro;

la FIG. 14 es un diagrama de flujo de un modo de operación normal del acelerómetro;

10 la FIG. 15 es un gráfico de una salida ideal de un transductor de aceleración como una función de la aceleración en unidades de gravitación;

la FIG. 16 es un diagrama vectorial que ilustra los ángulos entre un único eje, A, de un transductor y el sistema ideal X-Y-Z de referencia;

15

la FIG. 17 es un gráfico de una salida medida de un transductor de aceleración que se desvía de una salida ideal de un transductor de aceleración en el intervalo de entrada de aceleración;

20 las FIGURAS 18A-18B son diagramas de bloques de una partición cargadora de arranque para el soporte lógico; y la FIG. 19 es un árbol funcional de la aplicación de soporte lógico.

Descripción detallada de los dibujos

La presente invención se describe en una o más realizaciones en la siguiente descripción con referencia a las Figuras, en las que los números similares representan elementos idénticos o similares. Aunque se describe la invención en términos del modo óptimo para lograr la invención, los expertos en la técnica apreciarán que se concibe que abarque alternativas, modificaciones y equivalentes que puedan estar incluidos dentro del alcance de la invención según se define mediante las reivindicaciones adjuntas soportadas por la divulgación y los dibujos siguientes.

25

Con referencia ahora a los dibujos, y más en particular a la FIG. 1, se muestra una aeronave 10 que incluye, en general, una sección 12 de morro, una cabina 14 de vuelo, un fuselaje 16, una sección 18 de cola, alas 20 y motores 22. El fuselaje 16 incluye una aeroestructura con muchos componentes. Una unidad 24 de adquisición de datos de vuelo puede estar colocada en el morro 12, o en otras ubicaciones, para adquirir información de vuelo, tal como la velocidad de aire, la altitud, la aceleración vertical, la hora, el rumbo magnético, la posición de la palanca de mando, la posición del pedal de gobierno del timón de dirección, la posición de la rueda de mando, la posición de las superficies de hipersustenciación de las alas, el estabilizador horizontal, el flujo de combustible y la posición del tren de aterrizaje procedentes de sensores correspondientes por toda la aeronave 10. La unidad 24 de adquisición de datos de vuelo puede estar conectada con el registrador 26 de vuelo que se expone con más detalle a continuación. El registrador 26 de vuelo puede estar conectado con el micrófono 28, u otros tipos de sensores de sonido, para el registro de datos de sonido tales como las conversaciones de la tripulación y de los pasajeros. De forma similar, el registrador 26 de vuelo puede estar conectado con la cámara 30, u otros tipos de sensores de vídeo, para el registro de datos de vídeo tales como acciones de la tripulación y de los pasajeros. Aunque se muestra que el micrófono 28 y la cámara 30 están colocados en la cabina 14 de vuelo, pueden estar ubicados, de forma alternativa, en una variedad de posiciones en el interior de la aeronave 10, o en el exterior de la misma, tales como en el área de la cabina principal, de la bodega de carga y del compartimento del tren de aterrizaje.

30

35

40

45

50

Otros ejemplos de sensores y sus ubicaciones incluyen un sensor 35 de la velocidad del motor, un sensor 36 de la posición de las superficies de hipersustenciación de las alas, un sensor 37 de la posición de los alerones y un sensor 38 de la posición del timón de dirección. Los sensores 34-38 pueden estar conectados con la unidad 24 de adquisición de datos de vuelo a través de un *bus* principal 40 de datos de pilotaje por mandos electrónicos o a través de un canal inalámbrico. Aunque se muestra que el micrófono 28 y la cámara 30 están conectados directamente con el registrador 26 de vuelo, pueden estar conectados, de forma alternativa, con un registrador 26 de vuelo mediante el *bus* 40 de datos o mediante una comunicación inalámbrica.

55

60

Con referencia ahora a la FIG. 2, la aeronave 10 puede incluir un sistema registrador 32 de vuelo que tiene un acelerómetro 34, una unidad 24 de adquisición de datos de vuelo y un registrador 26 de vuelo. Se muestra el registrador 26 de vuelo como un registrador combinado de datos de vuelo, un registrador de voz y una grabadora de vídeo. De forma alternativa, estas funciones pueden estar separadas en tres unidades individuales que incluyen un registrador individual de datos de vuelo, un registrador individual de voz y una grabadora individual de vídeo. El registrador 26 de vuelo puede incluir un dispositivo de entrada de información tal como un conector 42 que recibe información procedente de cualquiera de los sensores mencionados anteriormente, u otros, del micrófono 28, de la cámara 30, de la unidad 24 de adquisición de datos de vuelo y del *bus* 40 de datos. El conector 42 puede estar conectado con la placa procesadora 44 de adquisición, que puede estar conectado con la placa 46 de compresión de audio, con la placa 48 de compresión de vídeo y con la placa 53 de interfaz de la aeronave. Una unidad 52 de memoria superviviente a impactos (CSMU) está conectada con las placas 44, 46, 48, 50 mediante el cable 53 de la

interfaz de memoria. El registrador 26 de vuelo puede incluir, además, un alojamiento 55 de placa, y una baliza submarina 57, u otra baliza, para ayudar en la recuperación del registrador 26 de vuelo en caso de un accidente u otra calamidad.

5 La CSMU 52 incluye un dispositivo sensible al calor que puede tener la forma de una unidad 54 de memoria no volátil que retiene la información de vuelo almacenada en la misma en el caso de un accidente u otro caso de pérdida de potencia. Se muestra una unidad 54 de memoria no volátil como una pila de tarjetas de memoria que tienen *chips* de memoria de ordenador en la misma; sin embargo, la unidad 54 de memoria no volátil puede incluir otras tecnologías de memoria tales como magnética, óptica, al igual que otras tecnologías de memoria. La CSMU 52 está conectada eléctricamente con el dispositivo 42 de entrada de información.

10 La CSMU 52 puede incluir un alojamiento 56 que encierra, al menos parcialmente, una unidad 54 de memoria no volátil. En una realización, el alojamiento 56 está fabricado de un material externo protector 58, tal como acero inoxidable, y un material interno protector 60, tal como aluminio. El material aislante 62 puede proporcionar más protección térmica para la unidad 54 de memoria. El material aislante 62 de alta temperatura puede ser un material de sílice seca u otro aislamiento de alta temperatura.

15 En la FIG. 3 se muestra, en forma de diagrama de bloques, el acelerómetro 34. Cuando se instala en la aeronave 10, el acelerómetro 34 está conectado con la potencia 64 de la aeronave, y con la unidad 24 de adquisición de datos de vuelo. Se muestra el acelerómetro 34 como un acelerómetro de 3 ejes. Para la realización de la FIG. 3, el acelerómetro 34 proporciona una salida 66 de aceleración vertical, una salida 68 de aceleración lateral y una salida 70 de aceleración longitudinal que son medidas de las aceleraciones respectivas detectadas por el acelerómetro 34 para la unidad 24 de adquisición de datos de vuelo. Antes de la instalación en la aeronave 10, el acelerómetro 34 está conectado con el sistema 72 de prueba y de calibración.

20 El sistema 72 de prueba y de calibración puede incluir una variedad de dispositivos 74 de ensayo de calibración para aplicar condiciones de prueba al acelerómetro 34. Se puede utilizar el ordenador 76 de diagnóstico/calibración para controlar y monitorizar diversas condiciones de prueba. El sistema 72 de prueba y de calibración contribuye al cálculo de diversos coeficientes de corrección, aunque, en la realización mostrada, los coeficientes de corrección se calculan específicamente mediante el acelerómetro 34. El sistema 72 de prueba y de calibración está desconectado del acelerómetro 34 antes de instalar el acelerómetro 34 en la aeronave 10.

25 Las FIGURAS 4 y 5 ilustran algunos de los aspectos de embalaje mecánico de los sensores/transductores 78 de aceleración. Un sensor/transductor típico 78 de aceleración puede incluir un *chip* capacitivo 80 de elemento de detección, un *chip* electrónico 82 de interfaz, un sustrato virgen 84, un portador cerámico 86 de *chip* y una cubierta 88 que encierra el *chip* 80 de elemento de detección, la electrónica 82 de interfaz y el sustrato 84. En la realización mostrada, el *chip* 80 de elemento de detección puede ser un dispositivo capacitivo de MEMS similar al divulgado en la patente U.S. nº 6000287.

30 Los sensores/transductores 78 de aceleración pueden estar montados en una placa respectiva 90, 92 y 94 de circuito, que puede incluir otra electrónica de interfaz, y que están configurados ortogonalmente en la montura 98. Con referencia a la FIG. 5, y utilizando la convención de que la dirección Z es vertical, la dirección X es longitudinal y la dirección Y es lateral, y cuando están configurados de tal forma, el elemento 100 tiene un transductor de aceleración vertical positiva, el elemento 102 tiene un transductor de aceleración lateral negativa y el elemento 104 tiene un transductor de aceleración longitudinal negativa.

35 En las FIGURAS 6A-6C se proporciona un diagrama más detallado de bloques del acelerómetro 34. El acelerómetro 34 integra tres MEMS 78 con un procesador 121 de señales para aplicaciones específicas (ASSP) y una memoria 134, 136, 138 de calibración. El paquete integrado proporciona una interfaz lineal calibrada de alta precisión a los sistemas de instrumentación de la aeronave. Todas las correcciones de los errores de los sensores debidos a desfases, falta de linealidad y deriva de la temperatura son gestionados por el procesador ASSP 121. El acelerómetro 34 acepta la tensión (28 voltios) de la aeronave como una entrada y proporciona una salida analógica de 0,2-5 V para cada eje (vertical, lateral y longitudinal). Los transductores 100, 102, 104 de aceleración proporcionan señales no corregidas de aceleración en 106, 108, 110, respectivamente. Los transductores 100, 102, 104 de aceleración también proporcionan señales respectivas 112, 114, 116 de temperatura procedentes de sensores de temperatura que son, normalmente, parte del *chip* electrónico 82 de interfaz. Se proporcionan las señales 112, 114, 116 de temperatura al multiplexor 118, luego al convertidor analógico-digital (A/D) 120 y al *bus* 122 del procesador ASSP 121. El procesador ASSP puede ser un microcontrolador de 8 bits con 64 Kb de memoria *flash* programable. También se pueden utilizar muchos otros tipos de procesadores/microcontroladores, ASIC, matrices de puertas de campo programable y dispositivos electrónicos de memoria/lógica.

40 Las señales no corregidas 106, 108, 110 de aceleración son acondicionadas antes con un filtro de paso bajo previo al muestreo y luego examinadas a los convertidores A/D respectivos 124, 126, 128, para proporcionar una muestra digitalizada. Se proporcionan estas muestras a los filtros respectivos 125, 127, 129 de respuesta de impulsos finitos (FIR), que pueden ser filtros de decimación de sobremuestreo combinados con convertidores A/D 124, 126, 128, luego a la interfaz para periféricos en serie del procesador ASSP 121. Se puede utilizar el transceptor 132 en serie

para comunicarse con el ordenador 76 de diagnóstico/calibración en el que se calculan los coeficientes de corrección y se aplican en el procesador ASSP 121, el *bus* 122 y otros elementos del acelerómetro 34.

5 Por ejemplo, los coeficientes de corrección que se calculan durante la fase de prueba/calibración son almacenados en una memoria 134 de solo lectura programable y borrable eléctricamente (EEPROM), mientras que las instrucciones de programa para calcular los coeficientes de corrección son almacenadas en la memoria *flash* 136, y se almacenan las variables intermedias, los datos de programa y otra información de pila de datos en una memoria estática 138 de acceso aleatorio (SRAM). Aunque se describe que los medios 134, 136, 138 legibles por un ordenador son tipos de memoria EEPROM, *flash* y SRAM, también podrían incluir otros dispositivos de memoria eléctrica, magnética y óptica. Algunos de los otros periféricos embebidos del procesador ASSP 121 incluyen: una 10 unidad 140 de supervisión de la tensión para la monitorización de la reinicialización de conexión y de la bajada de tensión, un generador 142 de reloj para un control de la frecuencia, tres temporizadores/contadores (T/C) 144 para un control de la temporización, un temporizador maestro 146 para una recuperación de errores del soporte lógico, una SPI 130 y una interfaz 148 de dos hilos (TWI) para acceder a dispositivos en serie, un transmisor y receptor asíncrono universal (USARTO) 150 para comunicaciones 76 con un PC y un convertidor A/D 120 para monitorizar las señales 112, 114, 116 de temperatura y la tensión 151 de referencia de los transductores respectivos 100, 102, 15 104.

Las interfaces del sistema incluyen periféricos embebidos en el procesador ASSP 121 según se ha descrito, junto con otros dispositivos controlables por soporte lógico. Además, existe una interfaz externa 152 de comunicaciones con el PC 76 para una prueba y una calibración, junto con un puerto JTAG 153 para un desarrollo y una 20 programación del soporte lógico. Los dispositivos controlables por soporte lógico incluyen: un divisor 155 para generar el índice de muestreo de A/D, tres convertidores A/D 124, 126, 128 con filtros integrales 125, 127, 129 de decimación FIR para muestrear los transductores vertical, lateral y longitudinal 100, 102, 104, junto con las tensiones de referencia, un convertidor digital-analógico (D/A) 154 de 4 canales para generar señales corregidas 156, 158, 160 de salida, y señales acondicionadas/corregidas correspondientes 66, 68, 70 de salida que son suministradas a la 25 unidad 24 de adquisición de datos de vuelo para los respectivos ejes vertical, lateral y longitudinal, junto con una tensión 162 de deflexión de prueba, un transceptor 132 en serie para comunicaciones de PC 76, y un dispositivo 164 de prueba incorporado y un indicador LED 166 de estado.

El procesador ASSP 121 gestiona las funciones controladas por soporte lógico. El acelerómetro 34 también incluye los tres coprocesadores 125, 127, 129 de FIR que pueden ser integrales a los convertidores A/D 124, 126, 128, uno 30 para cada eje del transductor. Los coprocesadores 125, 127, 129 de FIR proporcionan una función de filtro de decimación a las muestras de datos de los transductores. El procesador ASSP 121 implementa un filtro adicional de paso bajo por FIR implementado en soporte lógico que puede tener una banda de paso de 4 Hz. La respuesta de frecuencia de los filtros de paso bajo es seleccionable controlando el reloj de muestreo A/D, configurando el registro de relación de sobremuestreo en el dispositivo, y tablas de coeficientes programadas en el procesador ASSP 121.

35 La FIG. 7 muestra un diagrama de contexto de máximo nivel del acelerómetro 34 que interactúa con su entorno. Se muestra el acelerómetro 34 como un acelerómetro de tres ejes (TAA) que transforma la aceleración mecánica en señales eléctricas para aplicaciones de adquisición de datos en presencia de ruido mecánico y térmico, por ejemplo, una vibración fuera de banda, una aceleración vertical-lateral-longitudinal y una temperatura. El TAA se energiza mediante la fuente de alimentación de la aeronave. Se proporciona un puerto 132 de comunicaciones (COMM) para la calibración y el diagnóstico únicamente con fines de prueba/fabricación, y no es parte de la instalación de la 40 aeronave. Hay disponible una salida de un equipo de prueba incorporado (BITE) para monitorizar el estado del sistema.

La FIG. 8 ilustra una implementación de control y del flujo de datos del soporte lógico/soporte lógico inalterable/soporte físico utilizando un diagrama de flujo de datos. Se utiliza el flujo de datos (mostrado como líneas 45 continuas) para describir el movimiento de paquetes de información de una parte del sistema a otra. Se utiliza el almacenamiento de datos (mostrado como cajas abiertas) para modelar una colección de paquetes de datos de estado estable. Las terminaciones representan entidades externas con las que interactúa el sistema. Un flujo de control es un encauzamiento que transporta una señal binaria, que permite que un procedimiento de control se sincronice con otro procedimiento. Los procedimientos pueden ser descompuestos en diagramas de flujo de datos de menor nivel para mostrar un detalle adicional. Los procedimientos están enumerados para reflejar su posición 50 relativa en la jerarquía del flujo de datos.

Los transductores de MEMS (procedimiento 1) convierten la aceleración mecánica que detectan en las señales analógicas vertical, lateral y longitudinal AOP como señales no corregidas de aceleración, correspondientes a las 55 señales en 106, 108, 110 en la FIG. 6A. Entonces, se muestrean las señales analógicas AOP por la conversión A/D (procedimiento 2) y son transferidas a la aplicación accel (procedimiento 3) por el *bus* SPI, junto con las señales de temperatura del transductor, IT vert, IT lat e IT long. La aplicación accel combina las señales no corregidas de aceleración con las señales de temperatura y factores de corrección del almacenamiento de datos de calibración. La combinación produce una señal compensada que tiene los efectos de ruido externo mecánico y térmico filtrados junto con la corrección de los errores internos asociados con los elementos de detección. Las muestras

compensadas son presentadas al procedimiento de conversión D/A por el *bus* TWI para actualizar la salida del sistema, que es una señal analógica eléctrica que representa la aceleración física aplicada a la unidad.

5 El procedimiento de la aplicación *accel* proporciona señales de control periódico para muestrear cada entrada en 2048 muestras por segundo y actualizar cada salida a 128 muestras por segundo. La interpolación es empleada por el procedimiento de conversión D/A para aplanar los datos.

10 La aplicación *accel* tiene dos modos básicos de operación: modo de mantenimiento/calibración y modo de operación normal. En el modo de mantenimiento/calibración, se calculan y guardan los coeficientes de corrección en el almacenamiento de datos de calibración. En el modo de operación normal, se aplican continuamente los coeficientes de corrección para proporcionar señales corregidas 156, 158, 160 de aceleración de salida en tiempo real. El módulo COMM (procedimiento 6) acepta instrucciones por el puerto COMM en serie para una calibración de fábrica del sistema. Durante la calibración, la unidad 34 es sometida a una temperatura y a una aceleración de referencia, que también son comunicadas por el puerto COMM y colocadas en la antememoria COMM de transmisión y de recepción, y son objeto de acceso, subsiguientemente, por la aplicación *accel*. La aplicación *accel* compara la entrada de referencia con el valor de la medición actual del transductor y calcula un factor de corrección que se almacena y al que se accede subsiguientemente para llevar a cabo la compensación durante una operación normal.

15 La aplicación *accel* tiene acceso a los diversos almacenamientos de datos con fines diagnósticos, que son comunicados en la salida del estado BITE al igual que un almacenamiento de datos de fichero de registros. El cargador de arranque (procedimiento 5) es responsable de la inicialización del sistema, y otras tareas de mantenimiento asociadas con el puerto COMM tales como la actualización del soporte lógico inalterable, representado por el almacenamiento de datos del programa de aplicación. El cargador de arranque es activado por el flujo de control de reinicialización proporcionado a la fuente de alimentación (procedimiento 7).

20 Con referencia a la FIG. 9, se proporcionan detalles adicionales del flujo de datos y de control de la aplicación *accel* (procedimiento 3). El módulo SPI (3.8) difunde en continuo los datos de aceleración desde los transductores en el almacenamiento de datos de muestras sin tratar mediante el *bus* SPI. El módulo (ADC (3.11) difunde en continuo los datos térmicos desde los transductores en el almacenamiento de datos de recuentos IT. El módulo TWI (3.10) acepta bien muestras de calibración como parte del modo de calibración de la operación, o bien muestras calibradas como parte del modo normal, y proporciona una actualización del convertidor D/A de salida mediante el *bus* TWI.

25 Tras la recepción de la señal de inicio procedente del procedimiento cargador de arranque, el procedimiento (3.1) de inicialización accede al almacenamiento de datos de calibración y construye las tablas de corrección de errores y establece diversos registros de control asociados con el procesador ASSP 121. Entonces, el control pasa al LED verde en (3.2) para indicar que el procesador ASSP 121 ha sido inicializado. Entonces, el control pasa a la representación visual (3.3) de mensajes de puesta en marcha para enviar mensajes de inicio a la antememoria COMM de transmisión. Entonces, el control pasa a la comprobación (3.4) del estado de calibración que informa sobre cualquier problema interno en la salida del estado BITE y del fichero de registros. Entonces, el control pasa al bucle principal de control compuesto de instrucciones (3.6) del procedimiento, eventos (3.7) del temporizador de procesos y canales *accel* (3.9) de procesamiento.

30 Las instrucciones del procedimiento gestionan cualquier instrucción de diagnóstico/calibración que aparezca en la antememoria COMM de recepción. Para algunas instrucciones de calibración, las muestras sin tratar y los recuentos IT asociados con los transductores, pueden combinarse con información de referencia proporcionada en la instrucción. Los resultados de la combinación pueden almacenarse en las tablas de datos de calibración y de corrección de errores. Algunas instrucciones de calibración pueden configurar los convertidores D/A de salida con una muestra de calibración mediante el *bus* TWI, con fines de verificación. Otras instrucciones pueden acceder directamente a diversas estructuras internas de datos, incluyendo los almacenamientos de datos asociados con las muestras sin tratar, los recuentos IT, los datos de calibración, las tablas de corrección de errores y el fichero de registros. Tales datos pueden estar formateados y presentados de diversas formas útiles y ser enviados a la antememoria COMM de transmisión. Tras la finalización de una instrucción del modo de calibración, el control pasa a los eventos (3.7) del temporizador de procesos, que verifica una señal de sincronización de solicitudes de actualización de muestras del módulo temporizador (3.5). Si no hay ninguna solicitud pendiente de actualización de muestras, el control pasa directamente de nuevo a procesar instrucciones para gestionar cualquier instrucción adicional del modo de calibración. Si hay pendiente una solicitud de actualización, primero se pasa el control a los canales *accel* (3.9) del procedimiento antes de volver en bucle a las instrucciones del procedimiento. Los canales *accel* del procedimiento gestionan el modo normal de operación, que combina las muestras sin tratar y los recuentos IT de los transductores con las tablas de corrección de errores para formar muestras calibradas.

35 Con referencia a la FIG. 10, se proporcionan detalles adicionales del flujo de datos y de control de las instrucciones (3.6) del procedimiento. El procedimiento 3.6.1, obtener línea de instrucción, forma una antememoria de instrucciones a partir de caracteres encontrados en la antememoria COMM de recepción y le pasa la instrucción de análisis y de despacho (3.6.2). Si se analiza una instrucción SYS, se pasa el control a la instrucción de información del sistema (3.6.3). La instrucción SYS proporciona un acceso COMM al almacenamiento de datos de información del sistema, que puede contener información tal como un número de serie, una fecha de fabricación y una fecha de

calibración. Si se analiza una instrucción cal1, se pasa el control a la instrucción de calibración de la salida DAC (3.6.4). El procedimiento de la instrucción de calibración de la salida DAC calibra interactivamente cada uno de los convertidores D/A de salida. Utilizando una pluralidad de puntos de calibración, se generan códigos seleccionados de salida digital y se proporcionan como muestras de calibración. Para cada muestra de calibración, se toma una medición asociada, utilizando un voltímetro externo que es parte del dispositivo 74 de calibración de prueba en la FIG. 3. La medición es transferida a la antememoria COMM de recepción y es almacenada subsiguientemente en el almacenamiento de datos de calibración, junto con la muestra correspondiente de calibración. La pluralidad de mediciones y de muestras de calibración están dispuestas en una tabla de pares X-Y, formando la tabla de corrección del DAC. La disposición X-Y permite que se establezca con precisión un nivel de tensión de salida calibrado utilizando una interpolación polinómica cúbica. La interpolación polinómica cúbica es una técnica matemática para determinar el valor de una variable dependiente Y, para una variable independiente X, dada una disposición tabulada de pares X-Y conocidos. La pluralidad de mediciones de calibración proporciona la variable independiente X, mientras que la pluralidad de puntos de calibración proporciona la variable dependiente Y, para una interpolación polinómica cúbica con fines de una calibración D/A de salida. Si se analiza una instrucción cal2, se pasa el control a la instrucción de calibración del transductor (3.6.5). El procedimiento de la instrucción de calibración del transductor forma interactivamente la matriz de polarización-escala-eje transversal almacenando datos de calibración para cada una de las seis posibles orientaciones o disposiciones, con respecto al vector de gravedad. Si se analiza una instrucción cal3, se pasa el control a la instrucción de calibración lineal (3.6.6). El procedimiento de la instrucción de calibración lineal calibra interactivamente los errores de no linealidad asociados con los transductores y la electrónica de soporte. Utilizando una pluralidad de puntos de calibración, se forma una tabla de corrección lineal. La tabla contiene pares X-Y de aceleración. El valor X es la aceleración G según es medida por el sistema TAA, mientras que el valor Y es una aceleración de referencia aplicada a la unidad 34 como parte del dispositivo 74 de prueba de calibración. La disposición X-Y permite una calibración lineal de la aceleración utilizando la técnica mencionada anteriormente de interpolación polinómica cúbica. Si se analiza una instrucción cal4, se pasa el control a la instrucción de calibración de la temperatura (3.6.7). El procedimiento de la instrucción de calibración de la temperatura calibra interactivamente los errores asociados con efectos térmicos. Los efectos térmicos se caracterizan por una variación en el error de desfase con respecto a la temperatura para cada uno de los transductores. El desfase térmico es muy poco lineal y requiere una compensación de su efecto.

Los transductores exhiben un efecto de histéresis que sesga el error de desfase, dependiendo de si el cambio en la temperatura aumenta o disminuye. Por lo tanto, el error de desfase en varios ciclos térmicos que abarcan el intervalo de temperatura operativa describe un patrón de visión por infrarrojos. Además, lleva varios ciclos térmicos para que la visión por infrarrojos se asiente formando un patrón previsible y repetible. Se regula térmicamente la unidad sometiéndola a un ciclo de temperatura durante varios ciclos. Durante el reglaje térmico, se monitoriza y registra el intervalo de recuentos IT para cada uno de los transductores. Una vez se reglado el transductor, se selecciona una pluralidad de puntos de calibración en el intervalo de recuentos IT. Entonces, se somete la unidad a un ciclo de temperatura durante una pluralidad de ciclos.

Durante el ciclo de temperatura, se monitoriza el recuento IT buscando puntos que se encuentran a ambos lados de los puntos seleccionados de calibración. Cuando se encuentran dos de tales puntos, se lleva a cabo una interpolación lineal en las muestras no tratadas correspondientes para derivar una muestra intermedia sin tratar asociada con el punto de calibración. Se promedian conjuntamente varios valores intermedios tales en una pluralidad de ciclos para dividir uniformemente la visión por infrarrojos en un punto de calibración. Estos puntos, tomados conjuntamente, trazan la curva de calibración cal4, tal como se muestra en la FIG. 11. Sin una pérdida de generalidad, se escoge arbitrariamente un punto en la curva cal4 como una línea de referencia. Se resta el valor de la línea de referencia de los otros puntos en la curva cal4 para determinar el error desfase térmico para un recuento IT particular. El recuento IT y el desfase térmico son tabulados en pares X-Y y se convierten en parte de la tabla de corrección térmica. La técnica mencionada anteriormente de interpolación polinómica cúbica puede ser aplicada a la tabla de corrección térmica para calcular un coeficiente de corrección de la polarización térmica para un recuento IT arbitrario.

Si se analiza una instrucción LOG, se pasa el control a la instrucción de registro (3.6.8). El procedimiento de la instrucción de registro accede interactivamente al fichero de registros para representar visualmente cualquier entidad BITE. Un ejemplo de una entrada tal puede ser una entrada que informe de que la unidad está sometida a una temperatura que se encuentra fuera de los límites operativos.

Con referencia a la FIG. 12, se describen detalles adicionales del flujo de datos de los canales accel de procesamiento (3.9). Se filtra el ruido mecánico fuera de banda, por ejemplo, una vibración superior a una frecuencia seleccionada que puede ser de 4 Hz. El filtrado se lleva a cabo con un filtro de paso bajo implementado como un filtro por FIR con la adición de una muestra de filtro (3.9.1) y el procesamiento del filtro (3.9.2). Los recuentos IT son promediados a la baja, utilizando la adición del valor del ADC (3.9.6) y el almacenamiento de datos de suma acumulada de recuentos IT. El promedio a la baja proporciona una mejora a la relación señal/ruido para los datos térmicos. Para cada canal del transductor, se combina el valor térmico actual de la suma acumulada de recuentos IT con la muestra filtrada y la tabla de corrección térmica. La combinación se lleva a cabo en la corrección de la polarización térmica (3.9.7), proporcionando una compensación de los errores térmicos según se describe en la calibración cal4. Las muestras de calibración IT son difundidas en continuo al ADC de conversión de la calibración a

5 accel (3.9.3), que aplica la matriz del eje polarización-escala-eje transversal determinada en la calibración cal2. El resultado de la operación matricial se difunde en continuo a la corrección lineal (3.9.4) que lo combina con la tabla de corrección lineal determinada en la calibración cal3. El resultado de la muestra accel de calibración lineal es difundido en continuo a la corrección del DAC de salida (3.9.5) que convierte la muestra de aceleración en un nivel de tensión de salida y aplica la tabla de corrección DAC determinada en la calibración cal1.

10 La FIG. 13 hace referencia al modo de mantenimiento/calibración del acelerómetro 34. Durante el modo de mantenimiento/calibración de operación, el puerto COMM del procesador ASSP 121 reciben instrucciones. La instrucción es atendida por el módulo COMM (procedimiento 6) y las instrucciones del procedimiento (3.6). Las instrucciones de mantenimiento/calibración permiten que se lean/escriban parámetros de la placa, actualizaciones del soporte lógico inalterable y permiten que se configuren datos de calibración en la EEPROM 134. Subsiguientemente, se utilizan los datos almacenados de calibración durante una operación normal para aplicar los coeficientes de corrección según se describe en los canales accel de procesamiento (3.9).

15 En la FIG. 13, la etapa 100 conecta el acelerómetro 34 al dispositivo 74 de calibración. La etapa 110 pone en marcha el acelerómetro 34. La etapa 120 calibra la salida del DAC 154 según se describe en la instrucción cal1. En la etapa 122, se lleva a cabo una prueba/medición de la temperatura que comprueba las salidas de los transductores 100, 102, 104 según se varía la temperatura según se describe en la instrucción cal4. Se puede utilizar un procedimiento de interpolación polinómica cúbica para determinar los coeficientes de corrección de la temperatura. La etapa 124 carga los coeficientes de corrección de la etapa 122 en la EEPROM 134. En la etapa 130, se utiliza el acelerómetro 34 para comprobar/medir el error de desfase de polarización, de escala y de alineación del eje transversal según se describe en la instrucción cal2. A continuación se proporcionan las definiciones del error de desfase de polarización, de escala y de alineación del eje transversal. En la etapa 140, se realiza una determinación si la etapa 130 está completa para todas las seis caras correspondientes a las posiciones 1g y -1g para los transductores 100, 102, 104 del acelerómetro 34. La etapa 150 hace girar el acelerómetro 34 hasta una posición no medida. En la etapa 160, se cargan los coeficientes de corrección de las etapas 130, 140, 150 en la EEPROM 134 del procesador ASSP 121. En la etapa 170, se aplican distintas fuerzas de aceleración al acelerómetro 34 utilizando una tabla de velocidades que es una tabla que hace que el acelerómetro 34 gire a velocidades variables, proporcionando, de ese modo, aceleraciones variables según se describe en la instrucción cal3. De esta manera, se comprueban/miden los coeficientes de corrección de no linealidad. En la etapa 170, se puede utilizar un procedimiento de interpolación polinómica cúbica para determinar los coeficientes de corrección de no linealidad. La etapa 180 carga los coeficientes de corrección de la etapa 170 en la EEPROM 134.

20 Durante el modo normal de operación, un temporizador periódico genera una interrupción a una velocidad predeterminada. La interrupción es atendida por un bucle de procesamiento de señales digitales que muestrea los valores de aceleración y la temperatura de los transductores 100, 102, 104 con respecto a los convertidores A/D respectivos 124, 126, 128 para cada eje, aplica un filtrado y una reducción de ruido, según se ha descrito anteriormente en los canales accel del procedimiento (3.9), aplica coeficientes de corrección, según se ha determinado anteriormente en las etapas 100-180, a los datos verticales, laterales y longitudinales muestreados y actualiza un valor actual en el convertidor D/A 154 de salida.

25 En la FIG. 14, la etapa 210 conecta el acelerómetro 34 con la aeronave 10. La etapa 220 pone en marcha el acelerómetro 34. La etapa 230 lleva a cabo un procesamiento previo de los coeficientes de corrección en la SRAM 138 en función de tablas de corrección. En la etapa 240, se someten a los sensores 100, 102, 104 de MEMS de aceleración a fuerzas de aceleración, como resultado de las aceleraciones de la aeronave 10, y emiten señales no corregidas de aceleración. La etapa 250 lleva a cabo un muestreo A/D y un filtrado de las señales no corregidas de aceleración. La etapa 260 aplica la corrección de desfase térmico utilizando coeficientes de corrección de las etapas 122, 124. La etapa 270 aplica manipulaciones matriciales utilizando coeficientes de corrección de las etapas 130-160 eliminando errores de desfase de polarización, de alineación del eje transversal y errores de escala. La etapa 280 aplica coeficientes de corrección de no linealidad de las etapas 170 y 180 para eliminar los errores de no linealidad. La etapa 290 invoca la calibración del DAC 154 de salida de la etapa 120 para corregir errores del DAC 154 de salida. En la etapa 300, se proporcionan lecturas corregidas 66, 68, 70 de aceleración procedentes del acelerómetro 34 a la unidad 24 de adquisición de datos.

30 Lo que sigue es una descripción de las mediciones de calibración del procesador ASSP 121, y el modelo implementado en el soporte lógico/soporte lógico inalterable/soporte físico y utilizado por el procesador para calcular los coeficientes de errores asociados con el desfase de polarización, de escala y un acoplamiento del eje transversal. Entonces, se disponen los coeficientes de errores en una forma matricial, M, que tiene una inversa M^{-1} , que se utiliza para aplicar correcciones como parte de la compensación del transductor 100, 102, 104 y proporcionar señales corregidas 156, 158, 160 de aceleración de salida. A continuación, se utilizan valores específicos con fines ilustrativos. Según se ha descrito anteriormente, las mediciones reales en un acelerómetro específico determinan los parámetros utilizados a continuación para ese acelerómetro específico.

35 En primer lugar, se desarrolla un modelo ideal para un acelerómetro de un único eje. Se introducen coeficientes de error en el modelo para representar los errores de desfase de polarización, de escala y de alineación del eje transversal asociados con los transductores no ideales orientados en los 3 ejes. Se describe una serie de

mediciones de calibración para un único transductor que permite el descubrimiento del valor de estos coeficientes de errores. Después de que se determinan los coeficientes de errores, independientemente para cada uno de los 3 transductores asociados con cada eje, se utiliza el modelo del transductor con coeficientes de errores para corregir valores medidos del transductor.

5 En la siguiente hoja de trabajo, se utiliza el símbolo “:=” (dos puntos seguidos de un signo igual) para denotar la definición de una función o variable. Se utiliza el símbolo “=” (signo igual por sí solo) para documentar el valor de una función o variable. Las variables que comienzan con “E” denotan un término de error. Las variables que comienzan con “V” están asociadas con la salida del acelerómetro.

10 Con fines ilustrativos, se utilizan las unidades normalizadas de aceleración desde -1 hasta 1 tanto para la aceleración de entrada, g , como para la salida de tensión del sistema, V . La salida ideal deseada, V_{ideal} , es una función lineal de g sin ningún desfase:

$$V_{ideal}(g) := -1 \cdot g + 0 \quad (1)$$

N es el número de puntos de datos que han de ser examinados en el intervalo normalizado de entrada de aceleración.

$$15 \quad N := 100 \quad (1)$$

$$j := 1..N \quad (2)$$

$$g_j := -1 + \frac{2(j-1)}{(N-1)} \quad (3)$$

La FIG. 15 muestra la salida V_{ideal} en el intervalo de entrada de aceleración de N puntos.

EX_b , EY_b y EZ_b son errores arbitrarios de desfase de polarización asociados con los transductores X, Y y Z:

$$20 \quad EX_b := -0,07 \quad (5)$$

$$EY_b := -0,15 \quad (6)$$

$$EZ_b := 0,09 \quad (7)$$

Es es un error arbitrario de escala:

$$EX_s := 0,15 \quad (8)$$

$$25 \quad EY_s := 0,22 \quad (9)$$

$$EZ_s := -0,15 \quad (10)$$

30 Con referencia a la FIG. 16, Φ_x , Φ_y y Φ_z son los ángulos entre un transductor de un único eje, A , y el sistema ideal de referencia x - y - z . A_x , A_y y A_z son los vectores componentes de A . Para el transductor del eje z , se denotan los ángulos $Z\Phi_x$, $Z\Phi_y$ y $Z\Phi_z$. Asimismo, para los transductores del eje x y del eje y , se denotan los ángulos como $X\Phi_x$, $X\Phi_y$, $X\Phi_z$ e $Y\Phi_x$, $Y\Phi_y$, $Y\Phi_z$, respectivamente.

Para el transductor del eje z , $Z\Phi_x$ y $Z\Phi_y$ son idealmente de 90 grados y $Z\Phi_z$ es de 0 grados. Los errores de desalineación en el transductor y del conjunto mecánico provocan una desviación de la alineación ideal. $EZ\Phi_x$ y $EZ\Phi_y$ son errores arbitrarios de alineación para el transductor del eje z .

$$EZ\phi_x := 2,5 \text{ grados} \quad (11)$$

$$35 \quad EY\phi_y := 3,5 \text{ grados} \quad (12)$$

Con $EZ\Phi_x$ y $EZ\Phi_y$ fijados, se definen $Z\Phi_x$, $Z\Phi_y$ y $Z\Phi_z$ a continuación:

$$Z\phi_x := 90 \text{ grados} - EZ\phi_x \quad (13)$$

$$Z\phi_y := 90 \text{ grados} - EZ\phi_y \quad (14)$$

$$Z\phi z := a \cos\left(\sqrt{1 - \cos(Z\phi x)^2 - \cos(Z\phi y)^2}\right) \quad (15)$$

$$Z\phi z := 4,303 \text{ grados} \quad (16)$$

5 Para el transductor del eje x, XΦy y XΦz son idealmente de 90 grados y XΦx sería de 0 grados. Los errores de desalineación en el transductor y el conjunto mecánico provocan una desviación de la alineación ideal. EXΦy y EXΦz son errores arbitrarios de alineación para el transductor del eje x.

$$EX\phi y := 4,6 \text{ grados} \quad (17)$$

$$EX\phi z := 5,6 \text{ grados} \quad (18)$$

Con EXΦy y EXΦz fijos, a continuación se definen XΦx, XΦy y XΦz:

$$X\phi y := 90 \text{ grados} - EX\phi y \quad (19)$$

$$10 \quad X\phi z := 90 \text{ grados} - EX\phi z \quad (20)$$

$$X\phi x := a \cos\left(\sqrt{1 - \cos(X\phi y)^2 - \cos(X\phi z)^2}\right) \quad (21)$$

$$X\phi x := 7,256 \text{ grados} \quad (22)$$

15 Para el transductor del eje y, YΦx e YΦz son idealmente de 90 grados e YΦy es de 0 grados. Los errores de desalineación en el transductor y el conjunto mecánico provocan una desviación de la alineación ideal. EYΦx y EYΦz son errores arbitrarios de alineación para el transductor del eje y.

$$EY\phi x := 6,7 \text{ grados} \quad (23)$$

$$EY\phi z := 7,7 \text{ grados} \quad (24)$$

Con EYΦx y EYΦz fijos, a continuación se definen YΦx, YΦy e YΦz:

$$Y\phi x := 90 \text{ grados} - EY\phi x \quad (25)$$

$$20 \quad Y\phi z := 90 \text{ grados} - EY\phi z \quad (26)$$

$$Y\phi y := a \cos\left(\sqrt{1 - \cos(Y\phi x)^2 - \cos(Y\phi z)^2}\right) \quad (27)$$

$$Y\phi y := 10,234 \text{ grados} \quad (28)$$

25 VZmedida es la salida medida no ideal sin corregir del sistema que incluye los errores de desfase de polarización, de escala y de alineación para el transductor del eje z. Se debe hacer notar que VZmedida es una función de 3 componentes de la aceleración, una para cada uno de los ejes del sistema de referencia. Asimismo, VXmedida y VYmedida son las salidas medidas no corregidas de los transductores del eje x y del eje y, respectivamente.

$$\begin{aligned} &VZ \text{ medida } (g_x, g_y, g_z) := \\ &(1 + EZ_s) \cdot (g_x \cdot \cos(Z\phi x) + g_y \cdot \cos(Z\phi y) + g_z \cdot \cos(Z\phi z)) \\ &+ (0 + EZ_b) \end{aligned} \quad (29)$$

$$\begin{aligned} &VX \text{ medida } (g_x, g_y, g_z) := \\ &(1 + EX_s) \cdot (g_x \cdot \cos(X\phi x) + g_y \cdot \cos(X\phi y) + g_z \cdot \cos(X\phi z)) \\ &+ (0 + EX_b) \end{aligned} \quad (30)$$

$$\begin{aligned} \text{VY medida } (g_x, g_y, g_z) := \\ (1 + \text{EZs}) \cdot (g_x \cdot \cos(Y\phi x) + g_y \cdot \cos(Y\phi y) + g_z \cdot \cos(Y\phi z)) \\ + (0 + \text{EYb}) \end{aligned} \quad (31)$$

Según se muestra en la FIG. 17, Vmedida se desvía de la Videal deseada en el intervalo de entrada de aceleración.

Lo que sigue muestra los cálculos y las mediciones de calibración necesarios para determinar los coeficientes de errores de desfase de polarización, de escala y de alineación. El siguiente procedimiento de calibración se ilustra únicamente para el transductor del eje z, pero se podría aplicar la misma técnica de una forma similar para descubrir los términos de error para los transductores del eje x y del eje y.

El desfase de polarización, EZb, puede determinarse tomando dos mediciones con la aplicación de una aceleración de 1g y de -1g en el eje mayor. VZcal1 es la lectura de calibración medida con una aceleración 1g aplicada al eje mayor. En el sistema real, esta es la lectura medida del transductor. El resultado medido de la calibración se simula con el modelo VZmedida desarrollado anteriormente.

$$\text{VZcal1} := \text{VZ medida } (0, 0, 1) \quad (32)$$

$$\text{VZcal1} := 0,938 \quad (33)$$

VZcal2 es la lectura de calibración medida con una aceleración -1g aplicada al eje mayor, que se logra invirtiendo la unidad.

$$\text{VZcal2} := \text{VZ medida } (0, 0, -1) \quad (34)$$

$$\text{VZcal2} := 0,758 \quad (35)$$

Se combinan los resultados VZcal1 y VZcal2 para determinar el error de desfase de polarización según se muestra a continuación.

$$\frac{\text{VZcal1} + \text{VZcal2}}{2} = 0,09 \quad (36)$$

Se debe hacer notar que el resultado del cálculo proporciona el valor previsto de EZb según se ha definido anteriormente y se muestra, de nuevo, a continuación:

$$\text{EZb} = 0,09 \quad (37)$$

Al conocerse ahora EZb, se puede determinar ahora el error de escala, EZs, aplicando una aceleración 1g a cada uno de los dos ejes menores. VZcal3 y VZcal4 son las lecturas medidas del transductor con una aceleración 1g aplicada al eje x y al eje y menores, respectivamente, es decir, la unidad se encuentra de lado.

$$\text{VZcal3} := \text{VZ medida } (1, 0, 0) \quad (38)$$

$$\text{VZcal3} := 0,127 \quad (39)$$

$$\text{VZcal4} := \text{VZ medida } (0, 1, 0) \quad (40)$$

$$\text{VZcal4} := 0,142 \quad (41)$$

VZmag es la magnitud del vector resultante de aceleración después de sumar las mediciones de componentes de 1g de los tres ejes: el eje mayor más los dos ejes menores. Se debe hacer notar que el error de polarización, EZb, descubierto anteriormente es restado del valor medido antes de la suma.

$$\begin{aligned} \text{VZmag} := \\ \sqrt{(\text{VZcal1} - \text{EZb})^2 + (\text{VZcal3} - \text{EZb})^2 + (\text{VZcal4} - \text{EZb})^2} \end{aligned} \quad (42)$$

$$\text{VZmag} = 0,85 \quad (43)$$

El error de escala, EZs, es la magnitud menos 1.

$$VZ_{mag} - 1 = 0,15 \quad (44)$$

Se debe hacer notar que el resultado del cálculo proporciona el valor previsto de EZs según se ha definido anteriormente y se muestra, de nuevo, a continuación:

$$EZs = -0,15 \quad (45)$$

- 5 Se pueden determinar los errores de alineación, $EZ\phi_x$ y $EZ\phi_y$, utilizando la aceleración medida anteriormente en el eje menor según se muestra a continuación. Se debe hacer notar que se utilizan los anteriores resultados para los errores de desfase de polarización y de escala en los cálculos.

$$90 \text{ grados} - \left[\text{acos} \left[\frac{VZ_{cal3} - EZb}{VZ_{mag}} \right] \right] = 2,5 \text{ grados} \quad (46)$$

$$90 \text{ grados} - \left[\text{acos} \left[\frac{VZ_{cal4} - EZb}{VZ_{mag}} \right] \right] = 3,5 \text{ grados} \quad (47)$$

- 10 El error de alineación con respecto al eje Z, $Z\phi_z$, se determina a continuación de una forma similar:

$$\left[\text{acos} \left[\frac{VZ_{cal1} - EZb}{VZ_{mag}} \right] \right] = 4,303 \text{ grados} \quad (48)$$

Se debe hacer notar que el resultado de estos cálculos proporciona el valor previsto de $EZ\phi_x$, $EZ\phi_y$ y $Z\phi$ según se han definido anteriormente y se muestra, de nuevo, a continuación:

$$EZ\phi_x := 2,5 \text{ grados} \quad (49)$$

$$15 \quad EZ\phi_y := 3,5 \text{ grados} \quad (50)$$

$$EZ\phi_z := 4,303 \text{ grados} \quad (51)$$

Lo que sigue ilustra cómo se pueden utilizar los coeficientes de errores de desfase de polarización, de escala y de alineación determinados mediante la calibración para corregir las mediciones. Utilizando valores reales como ejemplo ilustrativo, g_x , g_y y g_z son aceleraciones verdaderas arbitrarias aplicadas al acelerómetro de 3 ejes.

$$20 \quad g_x := 0,5 \quad (52)$$

$$g_y := -0,6 \quad (53)$$

$$g_z := 0,7 \quad (54)$$

- 25 VX_m , VY_m y VZ_m son los valores medidos no corregidos comunicados por el transductor, según se simula mediante el modelo con coeficientes de error. Según se muestra a continuación, los valores medidos difieren de los verdaderos valores debido a los errores asociados con un desfase de polarización, de escala y de acoplamiento del eje transversal.

$$VX_m := VX \text{ medida } (g_x, g_y, g_z) \quad (55)$$

$$VY_m := VY \text{ medida } (g_x, g_y, g_z) \quad (56)$$

$$VZ_m := VZ \text{ medida } (g_x, g_y, g_z) \quad (57)$$

$$30 \quad VX_m = 0,524 \quad (58)$$

$$VY_m = 0,685 \quad (59)$$

$$VZ_m = 0,671 \quad (60)$$

Los coeficientes de error, derivados anteriormente de los datos de calibración, se organizan en una matriz, M.

$$M := \begin{bmatrix} (1 + EX_s) \cdot \cos(X\phi_x) & (1 + EX_s) \cdot \cos(X\phi_y) & (1 + EX_s) \cdot \cos(X\phi_z) & EX_b \\ (1 + EY_s) \cdot \cos(Y\phi_x) & (1 + EY_s) \cdot \cos(Y\phi_y) & (1 + EY_s) \cdot \cos(Y\phi_z) & EY_b \\ (1 + EZ_s) \cdot \cos(Z\phi_x) & (1 + EZ_s) \cdot \cos(Z\phi_y) & (1 + EZ_s) \cdot \cos(Z\phi_z) & EZ_b \end{bmatrix} \quad (61)$$

$$M = \begin{bmatrix} 1,141 & 0,092 & 0,112 & -0,07 \\ 0,142 & 1,201 & 0,163 & -0,15 \\ 0,037 & 0,052 & 0,848 & 0,09 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (62)$$

Según se ilustra a continuación, la forma matricial de los coeficientes de errores, cuando se multiplica mediante el vector de aceleraciones verdaderas, produce los valores medidos previstos de los transductores.

$$M \cdot \begin{bmatrix} g_x \\ g_y \\ g_z \\ 1 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0,524 \\ -0,685 \\ 0,671 \\ 1 \end{bmatrix} \quad (63)$$

5

La anterior forma matricial para los coeficientes de errores sugiere que el vector de aceleraciones verdaderas puede ser calculado encontrando la inversa de la matriz M, que se muestra a continuación:

$$M^{-1} = \begin{bmatrix} 0,888 & -0,064 & -0,105 & 0,062 \\ -0,101 & 0,847 & -0,15 & 0,134 \\ -0,033 & -0,049 & 1,194 & -0,117 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (64)$$

10

La inversa de la matriz M, cuando se multiplica con los valores medidos del transductor, produce la aceleración verdadera según se muestra a continuación:

$$M^{-1} \cdot \begin{bmatrix} VX_m \\ VY_m \\ VZ_m \\ 1 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0,5 \\ -0,6 \\ 0,7 \\ 1 \end{bmatrix} \quad (65)$$

El anterior resultado coincide exactamente con la aceleración verdadera (g_x , g_y y g_z) definida anteriormente y repetida a continuación:

$$g_x := 0,5 \quad (66)$$

$$g_y := -0,6 \quad (67)$$

$$g_z := 0,7 \quad (68)$$

15

20

Se puede implementar, al menos en parte, el anterior procedimiento de la corrección de errores mediante una variedad de instrucciones de soporte lógico. Las FIGURAS 18A-18B y 19 proporcionan ejemplos de cómo se pueden organizar diversos aspectos del soporte lógico/soporte lógico inalterable en una partición cargadora de arranque y en una partición de aplicaciones, respectivamente. Cada uno de los bloques de las FIGURAS 18A-18B y 19 normalmente representa subrutinas de soporte lógico que tienen una pluralidad de instrucciones en las mismas.

25

La presente invención no está limitada a los transductores de MEMS de aceleración de tipo capacitivo descritos anteriormente. Otros transductores de aceleración que pueden ser utilizados con la presente invención incluyen, sin limitación, transductores de aceleración/sensores piezoeléctricos o películas piezoeléctricas, transductores de aceleración de viga voladiza suspendida o masa efectiva, acelerómetros de modo de cizallamiento, transductores

5 térmicos de aceleración, transductores capacitivos micromecanizados en volumen, piezorresistivos micromecanizados en volumen de aceleración, transductores de aceleración basados en resorte-masa capacitivos, transductores servoelectromecánicos (servoequilibrio de fuerzas) de aceleración, transductores de aceleración de equilibrio de anulación, transductores de aceleración de extensímetro de PCB Piezotronics, transductores de aceleración de resonancia, transductores de aceleración de inducción magnética, transductores ópticos de aceleración, transductores de aceleración de onda acústica de superficie (SAW) y acelerómetros láser.

10 La presente invención no está limitada a aeronaves comerciales y de aviación general, sino que también puede estar adaptada para helicópteros, aeronaves con hélice, aeronaves experimentales, aviones teledirigidos, aeronaves ultraligeras, dirigibles, globos, aeronaves militares y alas volantes. Además, la presente invención puede estar adaptada a una variedad de sistemas de transporte marino tales como embarcaciones, submarinos, aerodeslizadores, extendiéndose también a embarcaciones de ocio/de recreo, científicos, comerciales y militares. Aún más, y como también es evidente, la presente invención no está limitada a sistemas de transporte aéreo y marítimo, sino que también puede estar adaptada a viajes terrestres y espaciales. Por consiguiente, la presente invención puede estar adaptada a una variedad de sistemas de transporte, sistemas registradores u otros sistemas, dispuestos para su uso en trenes, camiones, automóviles, motocicletas y vehículos espaciales.

15 Aunque se han ilustrado en detalle una o más realizaciones de la presente invención, el experto apreciará que se pueden realizar modificaciones y adaptaciones a esas realizaciones sin alejarse del alcance de la presente invención según se define en las siguientes reivindicaciones.

REIVINDICACIONES

1. Un aparato que comprende:
 - transductores (100, 102, 104) de aceleración vertical, lateral y longitudinal que producen señales no corregidas (106, 108, 110) de aceleración y señales térmicas (112, 114, 116), incluyendo las señales térmicas (112, 114, 116) una
5 señal (112) correspondiente a una temperatura del transductor (100) de aceleración vertical, una señal (114) correspondiente a una temperatura del transductor (102) de aceleración lateral, y una señal (116) correspondiente a una temperatura del transductor (104) de aceleración longitudinal; y
 - un sistema de corrección de errores conectado con los transductores (100, 102, 104) de aceleración para recibir las
10 señales no corregidas (106, 108, 110) de aceleración y las señales térmicas (112, 114, 116), incluyendo el sistema de corrección de errores,
 - (a) un controlador del sistema para generar una pluralidad de coeficientes de corrección en función, al menos en parte, de un muestreo de cada una de las señales térmicas (112, 114, 116), y
 - 15 (b) un circuito de compensación de errores que recibe los coeficientes de corrección para compensar las señales no corregidas (106, 108, 110) de aceleración y producir señales corregidas de aceleración.
2. El aparato de la reivindicación 1, en el que el aparato comprende, además, un convertidor analógico a digital (124, 126, 128) que convierte las señales no corregidas (106, 108, 110) de aceleración, recibidas como señales analógicas, en señales digitales no corregidas de aceleración.
- 20 3. El aparato de la reivindicación 1, en el que las señales corregidas de aceleración son producidas como señales digitales y el sistema de corrección de errores incluye, además, un convertidor digital a analógico (154) que convierte las señales digitales corregidas de aceleración en señales analógicas corregidas (156, 158, 160) de aceleración.
4. El aparato de la reivindicación 1, en el que el controlador del sistema dispone una pluralidad de mediciones de calibración en una matriz.
- 25 5. El aparato de la reivindicación 4, en el que el controlador del sistema invierte la matriz para calcular los coeficientes de corrección.
6. El aparato de la reivindicación 1, en el que cada transductor (100, 102, 104) de aceleración es un transductor de sistema microelectromecánico.
- 30 7. El aparato de la reivindicación 2, en el que el sistema de corrección de errores incluye, además, un filtro (125, 127, 129) para filtrar las señales digitales no corregidas de aceleración.
8. El aparato de la reivindicación 1, en el que el circuito de compensación de errores corrige errores seleccionados del grupo que consiste en errores de desfase de polarización, de alineación del eje transversal, errores de escala y un desfase térmico.
- 35 9. El aparato de la reivindicación 1, en el que el circuito de compensación de errores corrige cada una de las componentes vertical, lateral y longitudinal de la aceleración en términos de las otros componentes de aceleración.
10. El aparato de una cualquiera de las reivindicaciones 1-9, en el que el aparato es un acelerómetro (34).
11. El aparato de una cualquiera de las reivindicaciones 1-9, en el que el aparato es un sistema basado en acelerómetros y comprende, además:
- 40 un registrador (26) de vuelo, en el que los transductores (100, 102, 104) de aceleración están conectados con el registrador (26) de vuelo.
12. El aparato de la reivindicación 1, en el que las señales corregidas de aceleración son señales digitales o analógicas.
13. Un procedimiento para compensar errores en un acelerómetro (34), que comprende:
 - 45 proporcionar transductores (100, 102, 104) de aceleración vertical, lateral y longitudinal que producen señales analógicas no corregidas (106, 108, 110) de aceleración y señales térmicas (112, 114, 116), representando las señales analógicas no corregidas (106, 108, 110) de aceleración las componentes vertical, lateral y longitudinal de aceleración, e incluyendo las señales térmicas (112, 114, 116) una señal (112) correspondiente a una temperatura del transductor (100) de aceleración vertical, una señal (114) correspondiente a una temperatura del transductor (102) de aceleración lateral y una señal (116) correspondiente a una temperatura del transductor (104) de
50 aceleración longitudinal;

generar una pluralidad de coeficientes de corrección en función, al menos en parte, de un muestreo de cada una de las señales térmicas (112, 114, 116);

5 convertir las señales analógicas no corregidas de aceleración en señales digitales no corregidas (112, 114, 116) de aceleración; y

compensar las señales digitales no corregidas (106, 108, 110) de aceleración con los coeficientes de corrección para producir señales digitales corregidas de aceleración.

14. El procedimiento de la reivindicación 13, que incluye, además:

10 convertir las señales digitales corregidas de aceleración en señales analógicas corregidas (156, 158, 160) de aceleración, y/o

15 medir una pluralidad de datos de calibración; disponer la pluralidad de datos de calibración en una matriz; e invertir la matriz para producir los coeficientes de corrección, y/o
filtrar las señales digitales no corregidas de aceleración.

15. El procedimiento de la reivindicación 13,

20 en el que la etapa de compensación de las señales digitales no corregidas de aceleración con los coeficientes de corrección incluye, además, corregir los errores seleccionados del grupo que consiste en errores de desfase de polarización, de alineación del eje transversal, errores de escala y un desfase térmico, y/o

en el que la etapa de compensación de las señales digitales no corregidas de aceleración con los coeficientes de corrección incluye, además, corregir cada una de las componentes vertical, lateral y longitudinal de aceleración en términos de las otras componentes de aceleración.

25

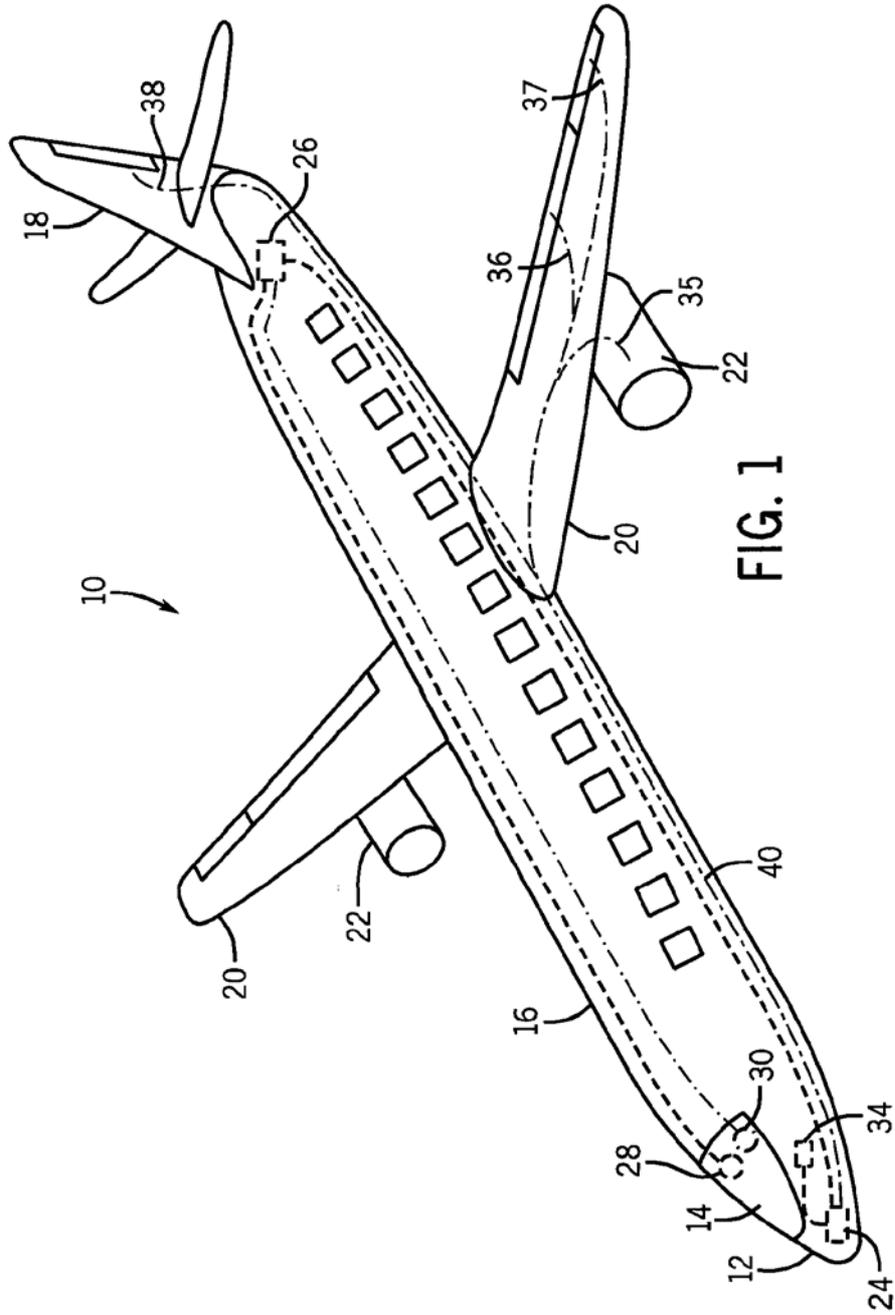
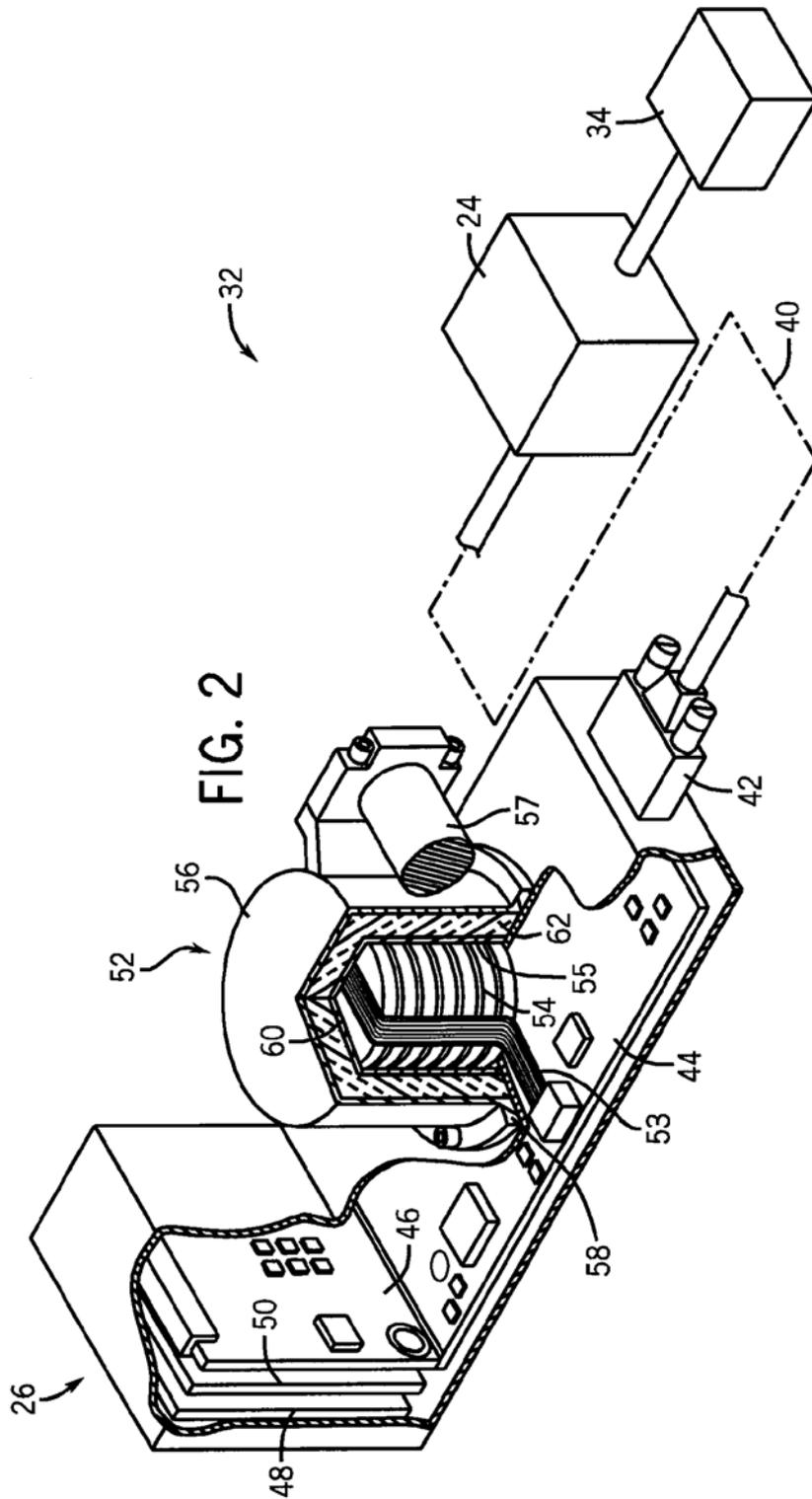


FIG. 1



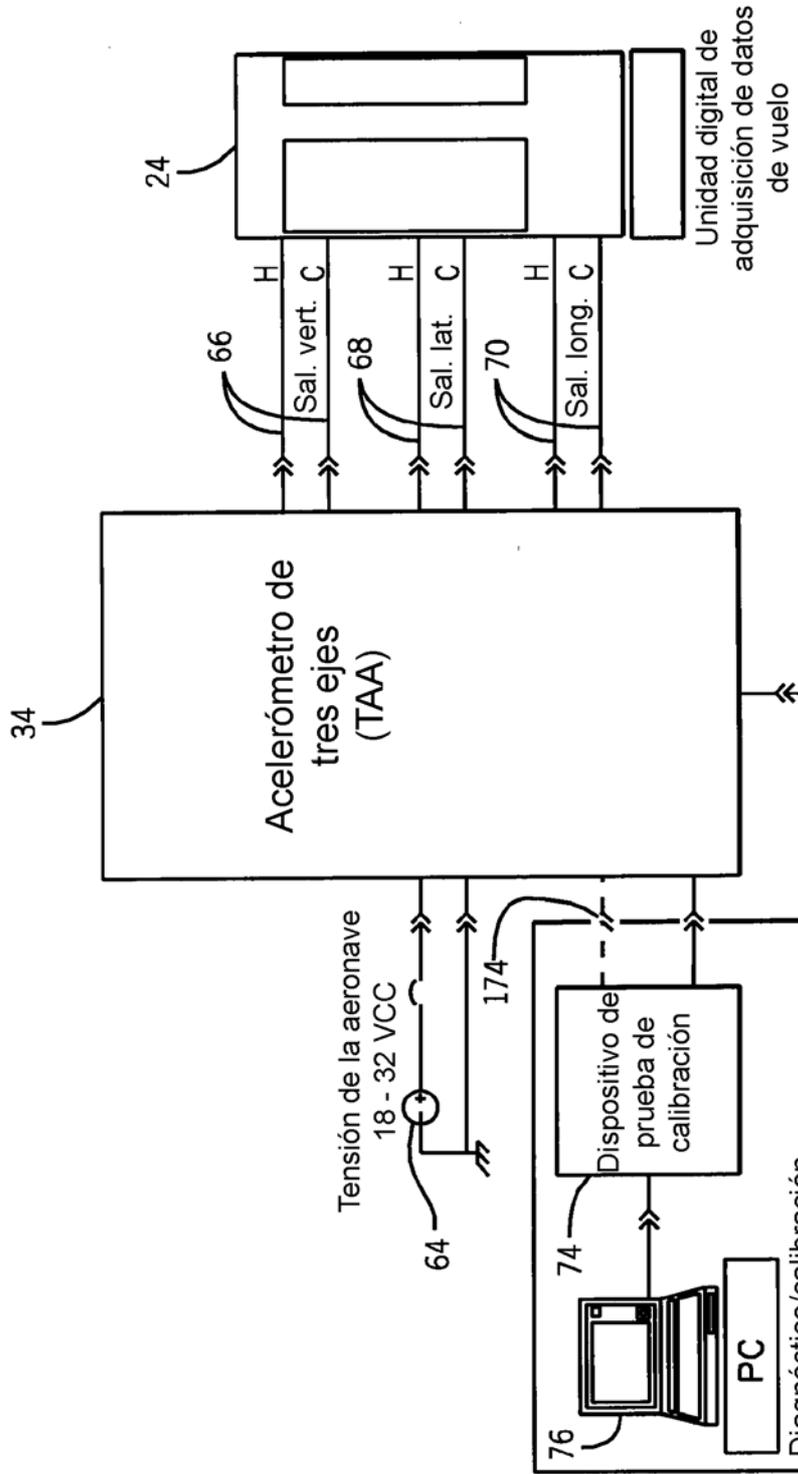
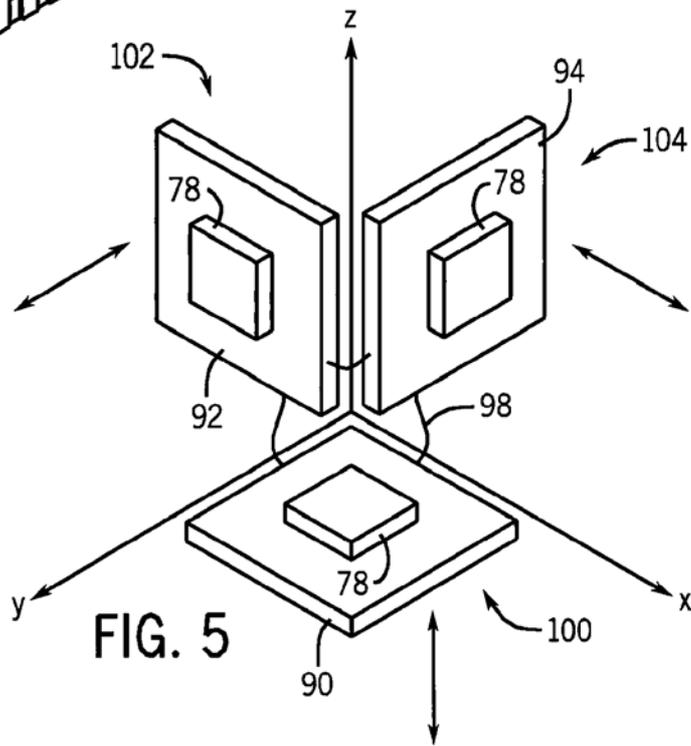
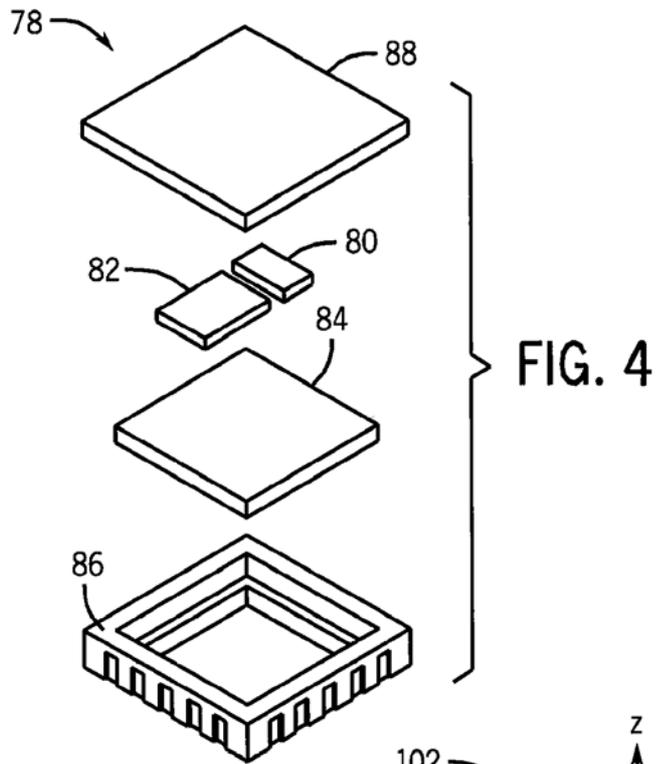


FIG. 3



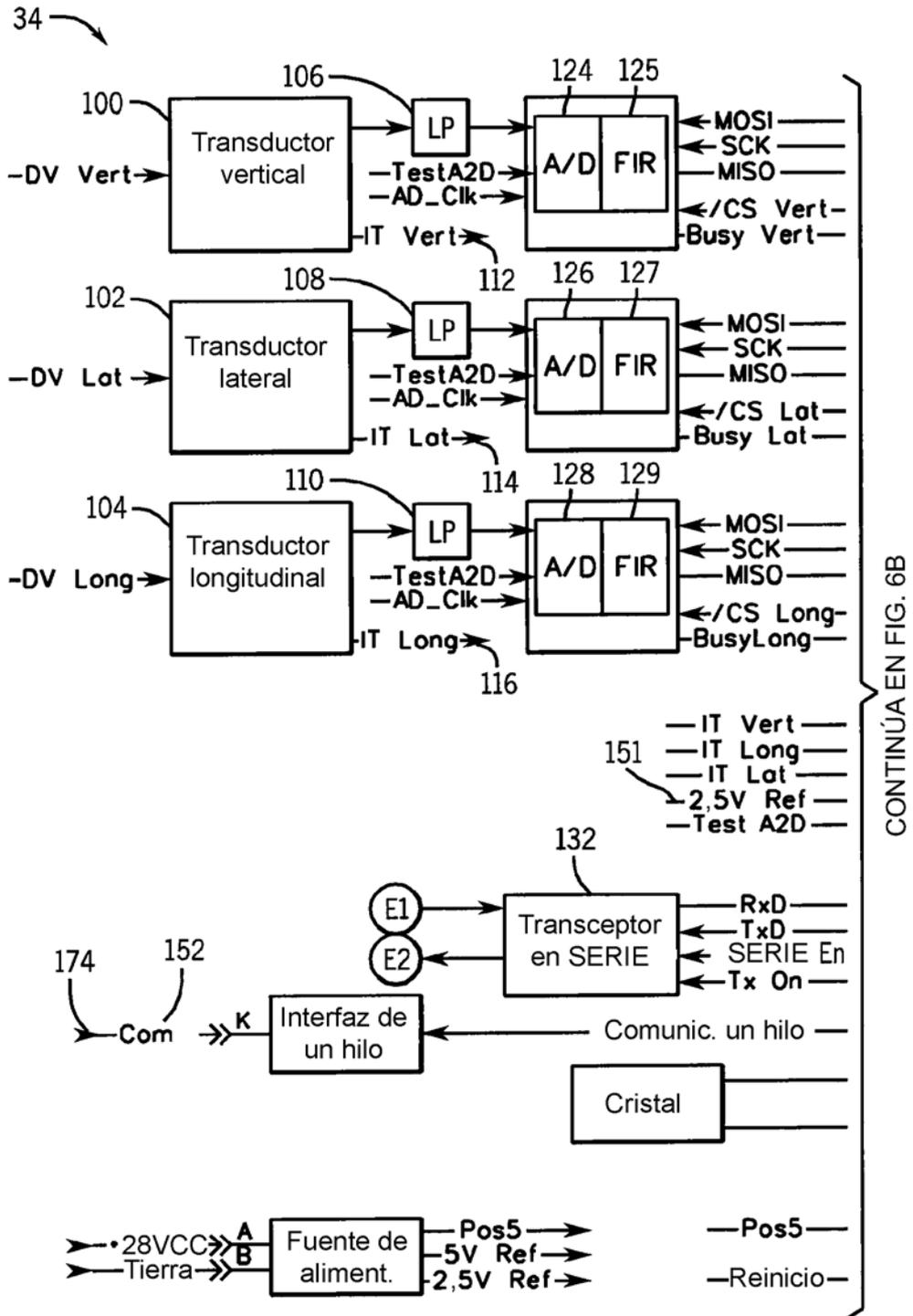
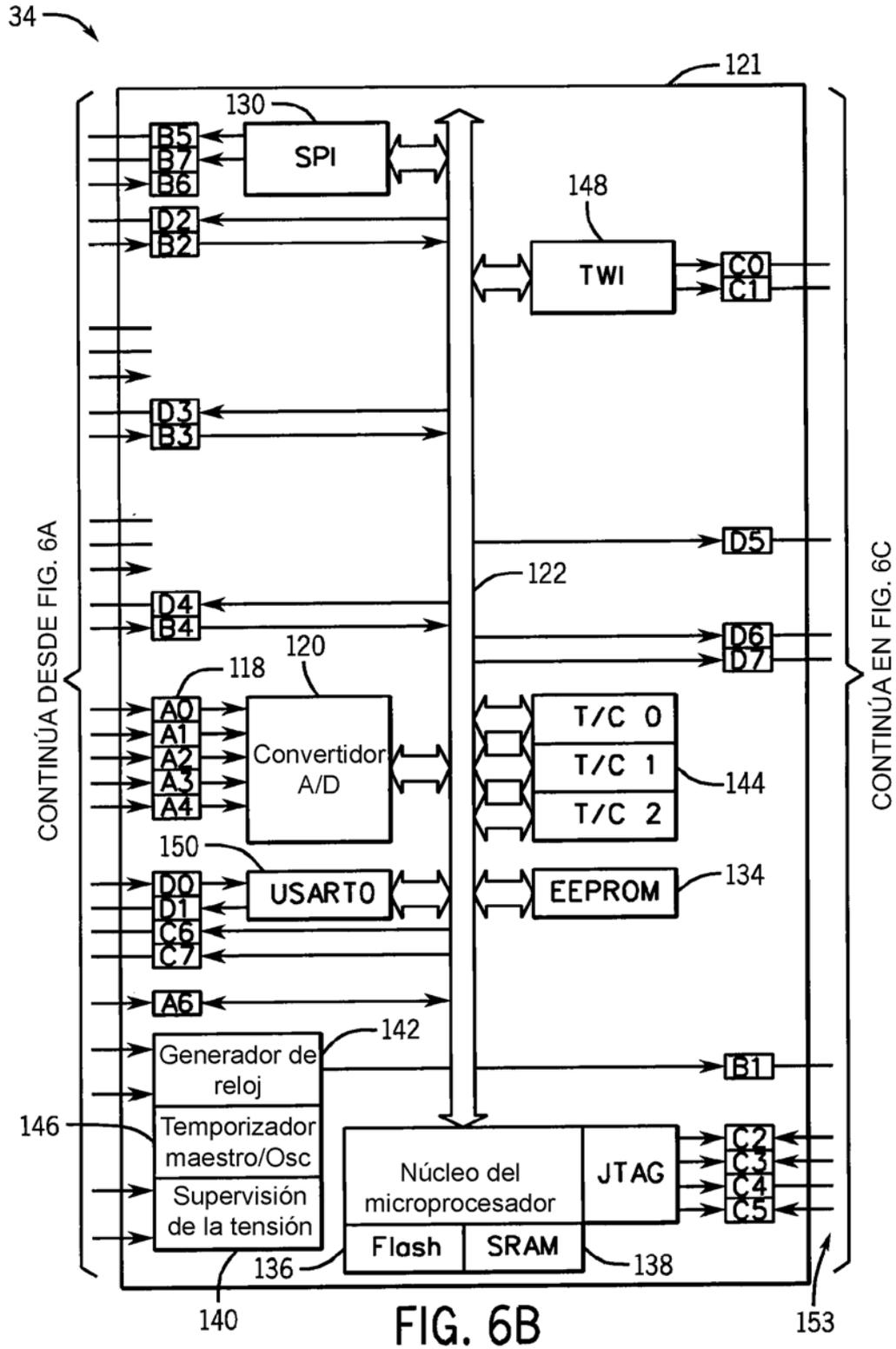


FIG. 6A



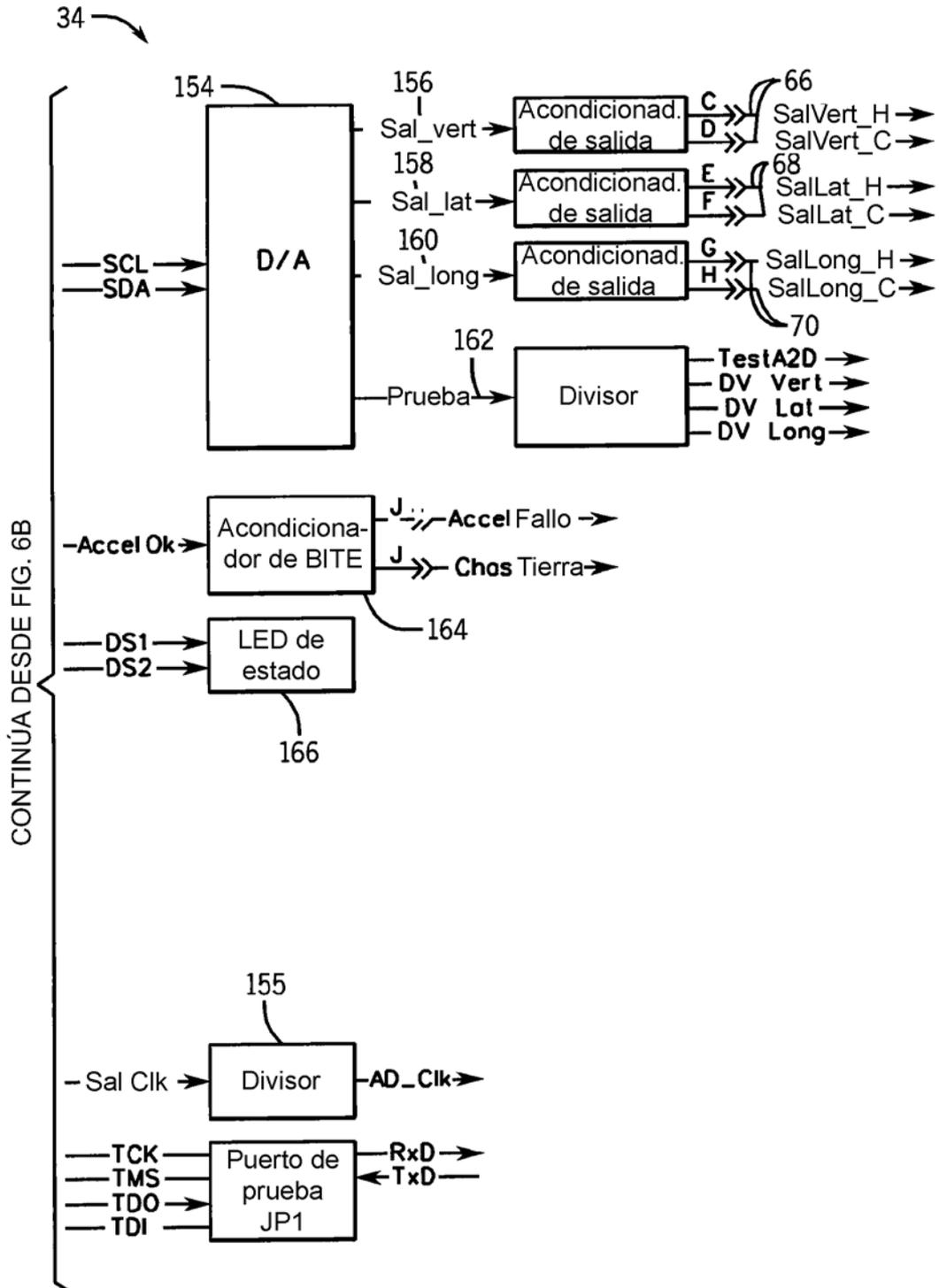


FIG. 6C

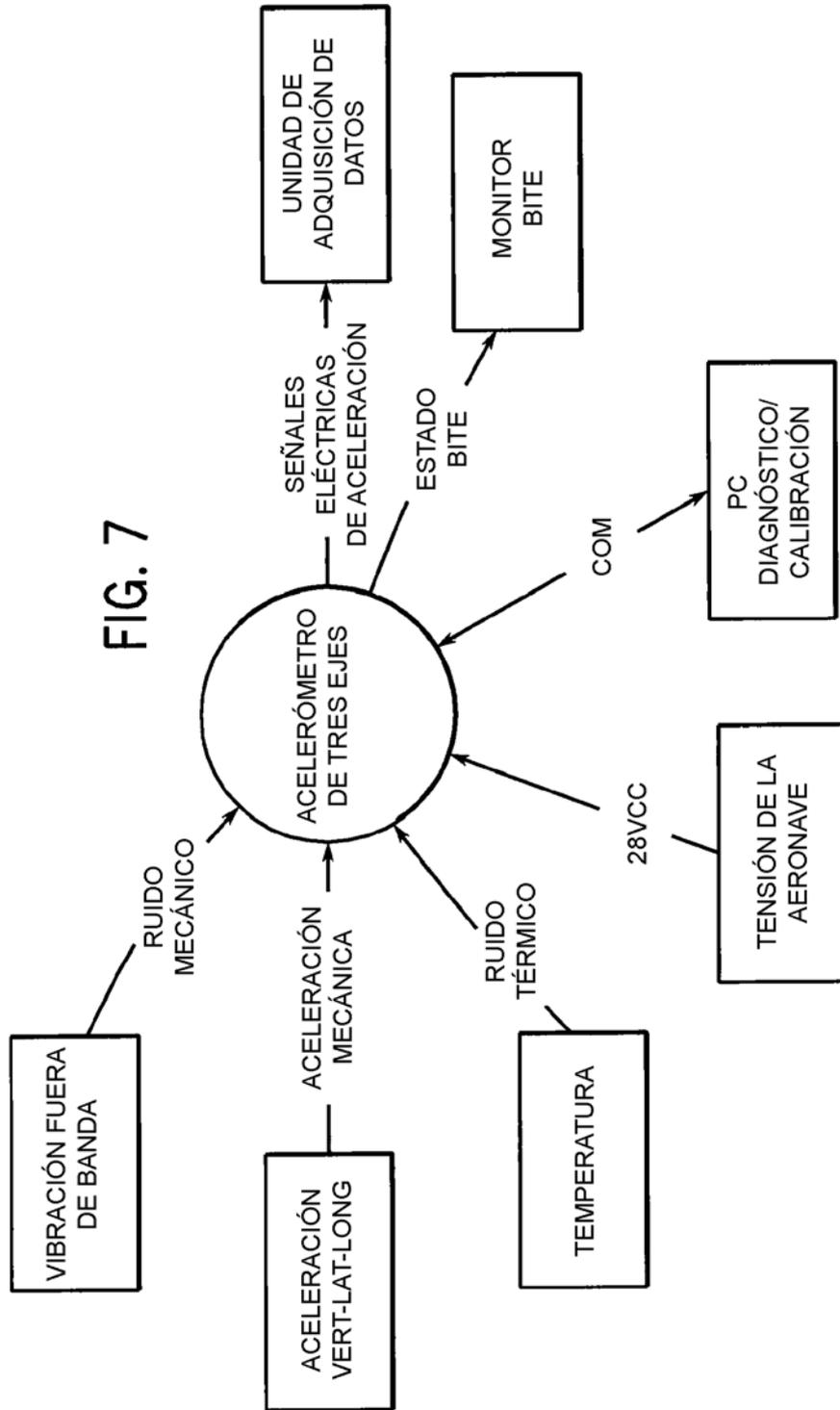
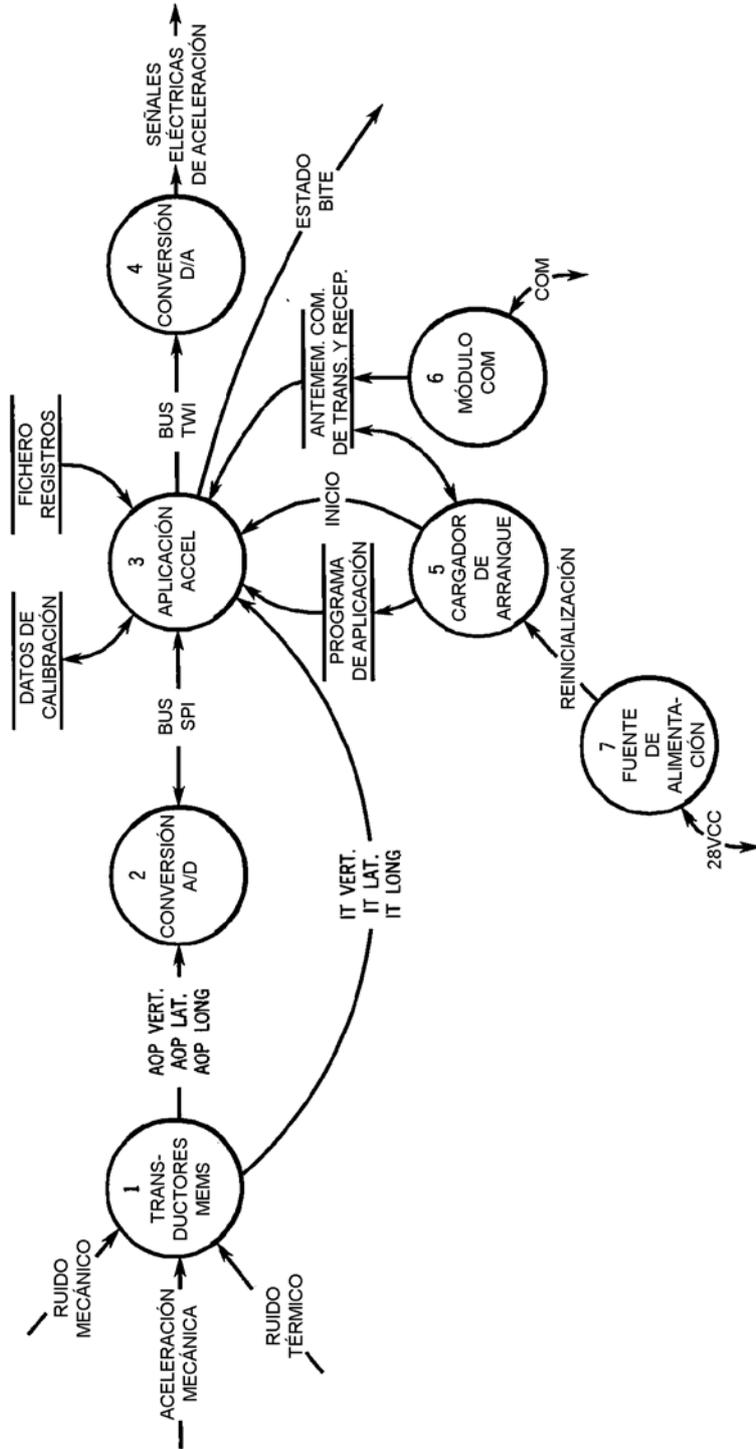
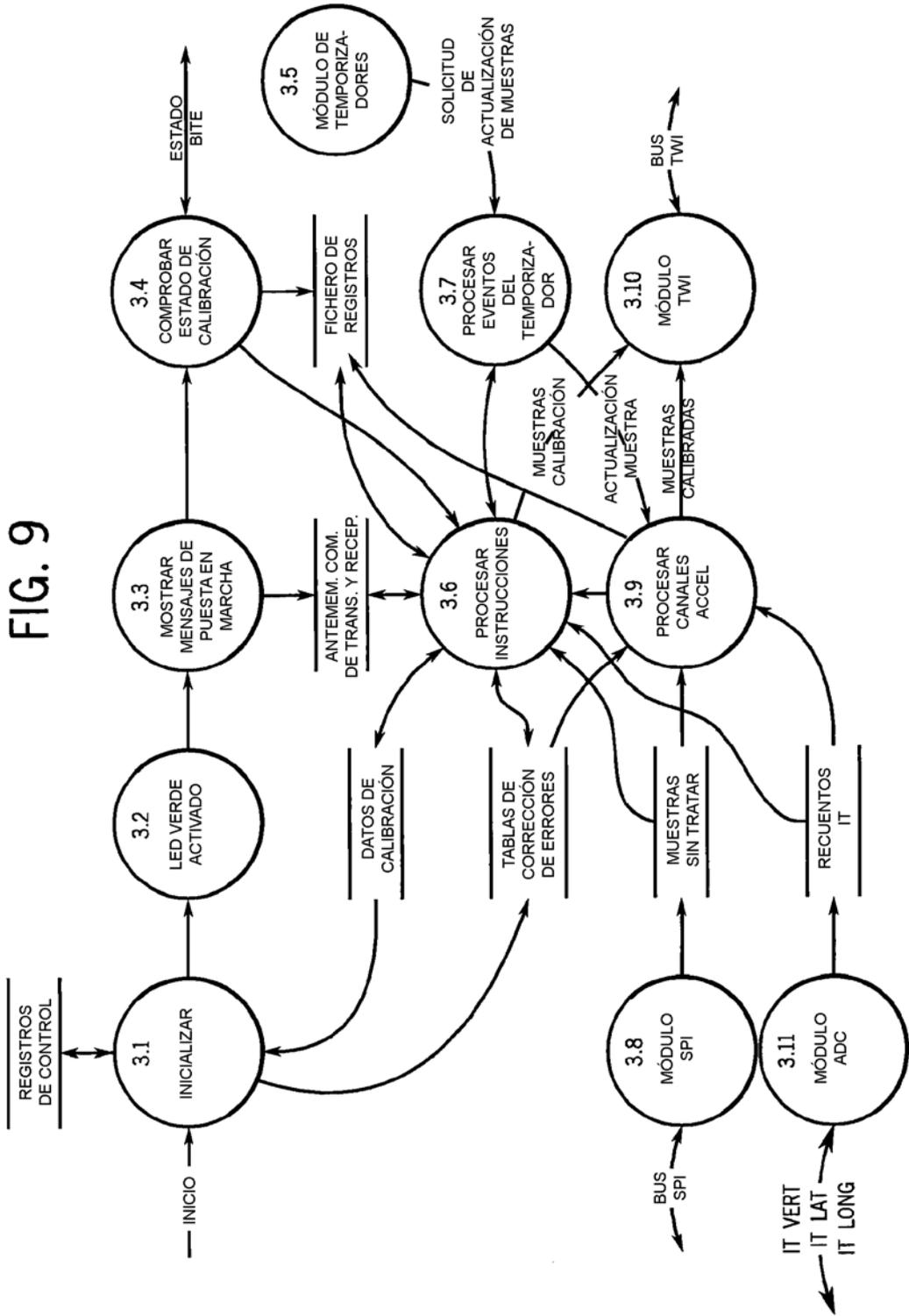


FIG. 8





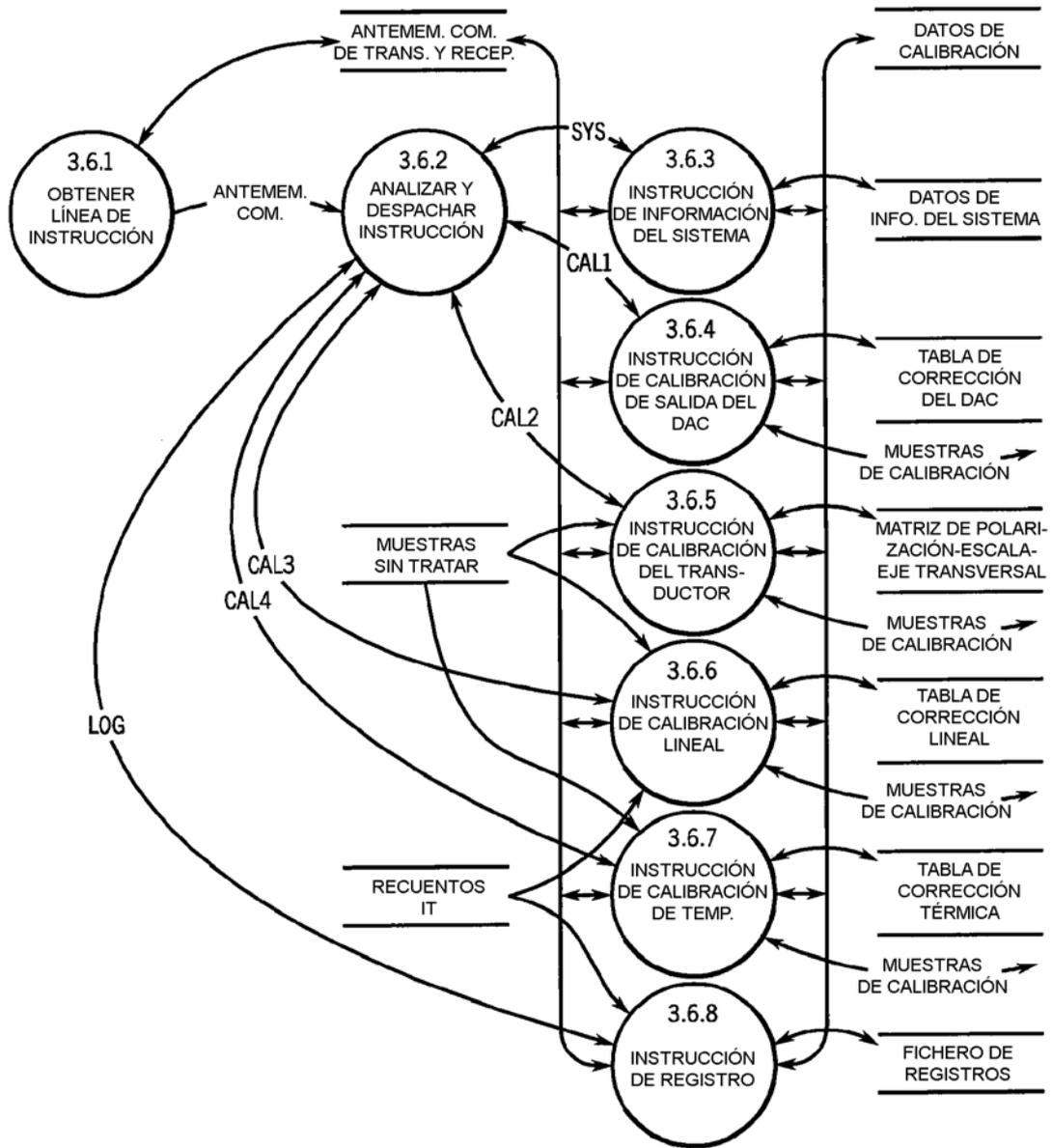


FIG. 10

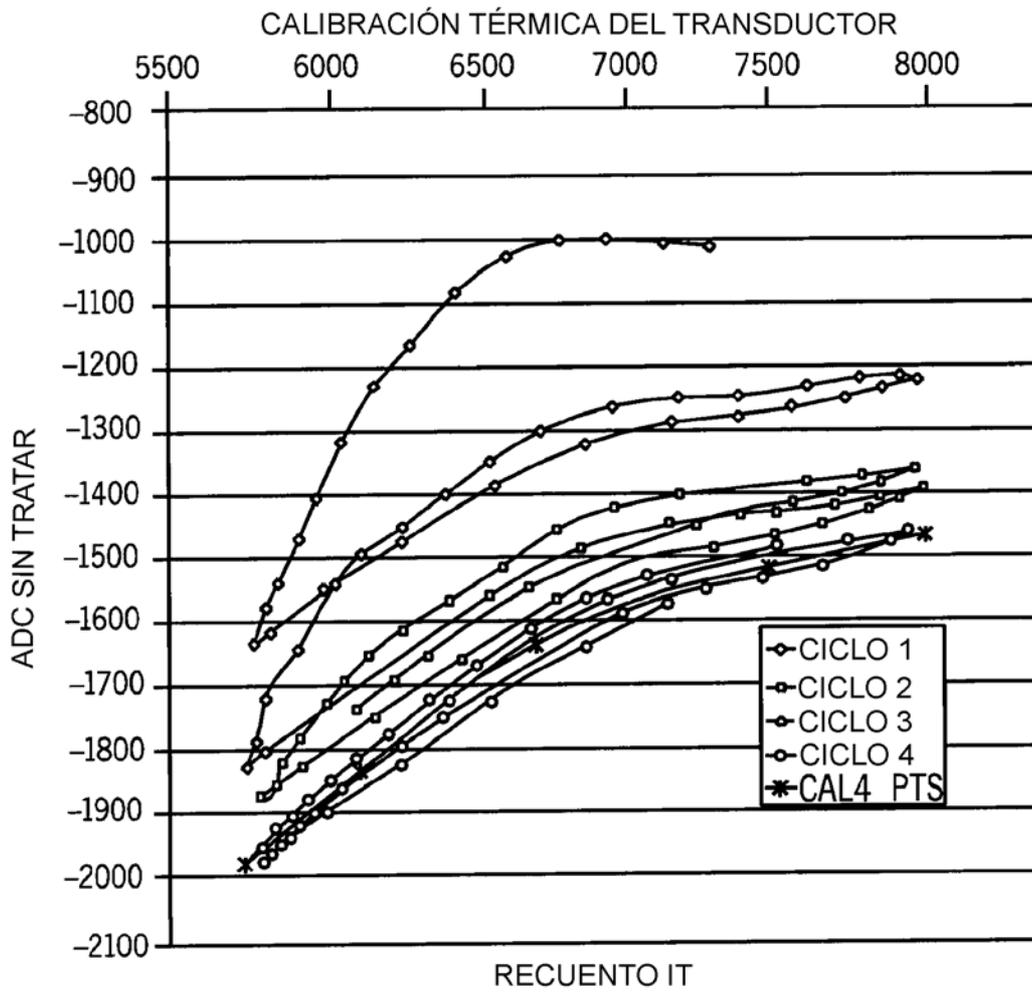


FIG. 11

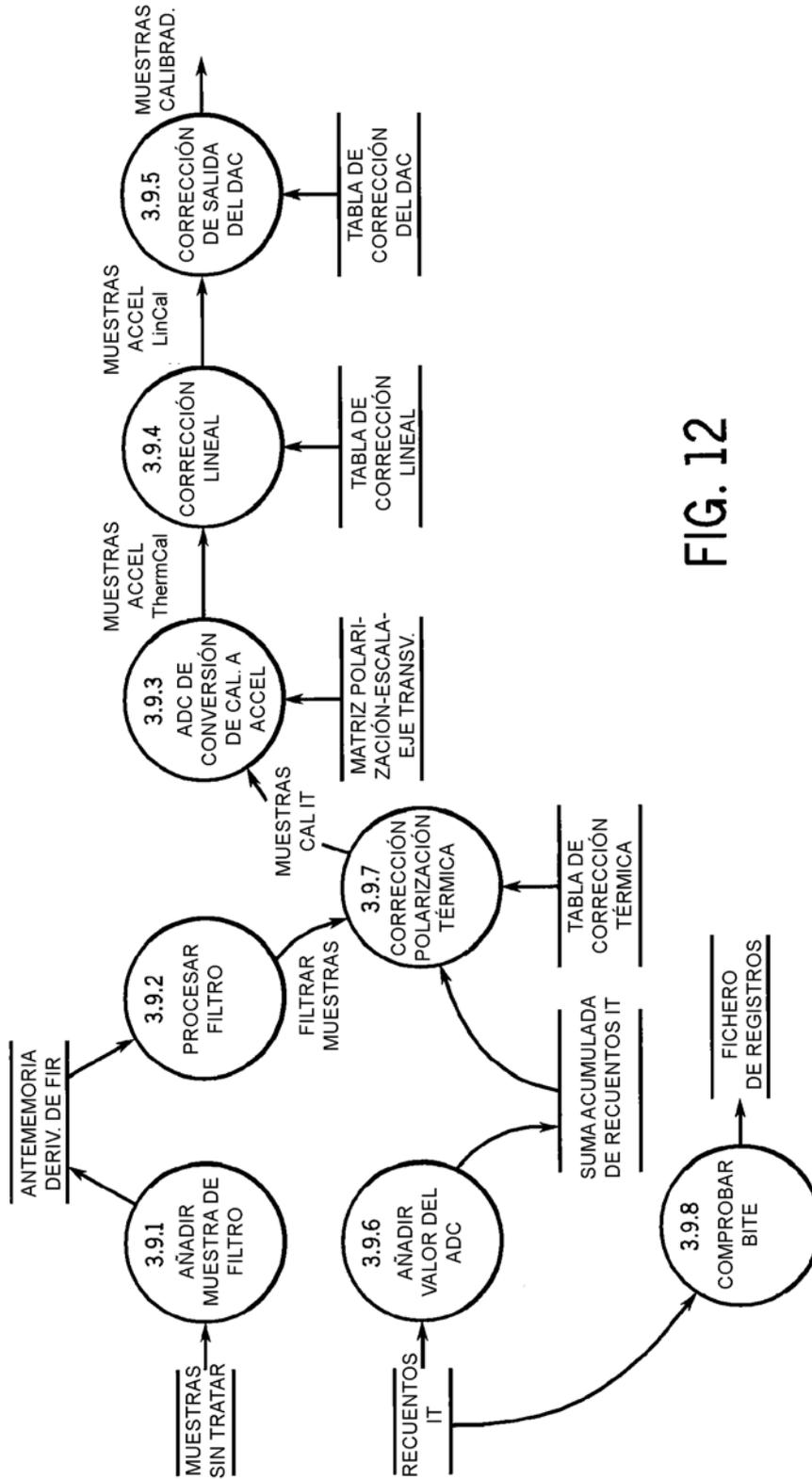


FIG. 12

FIG. 13

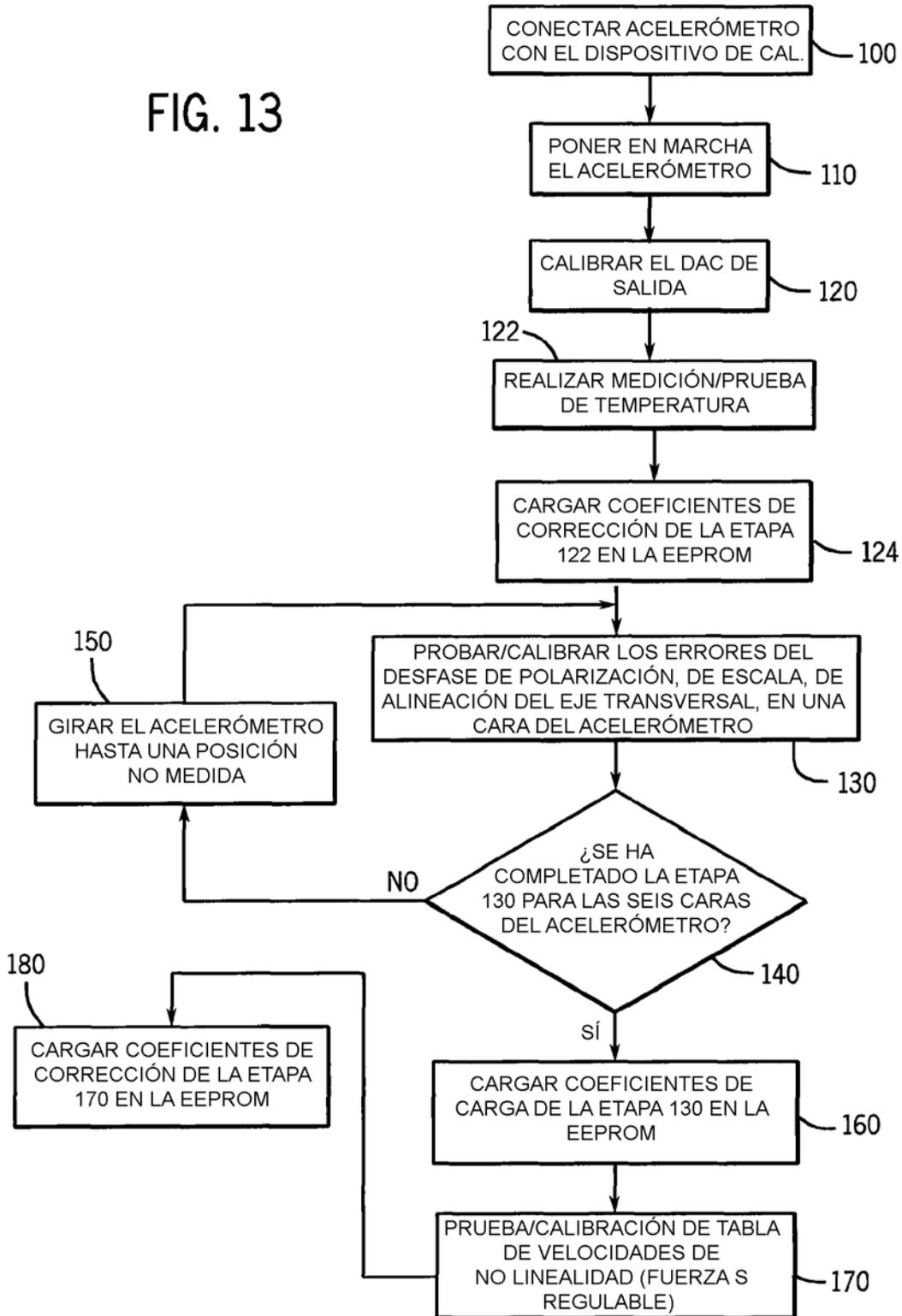
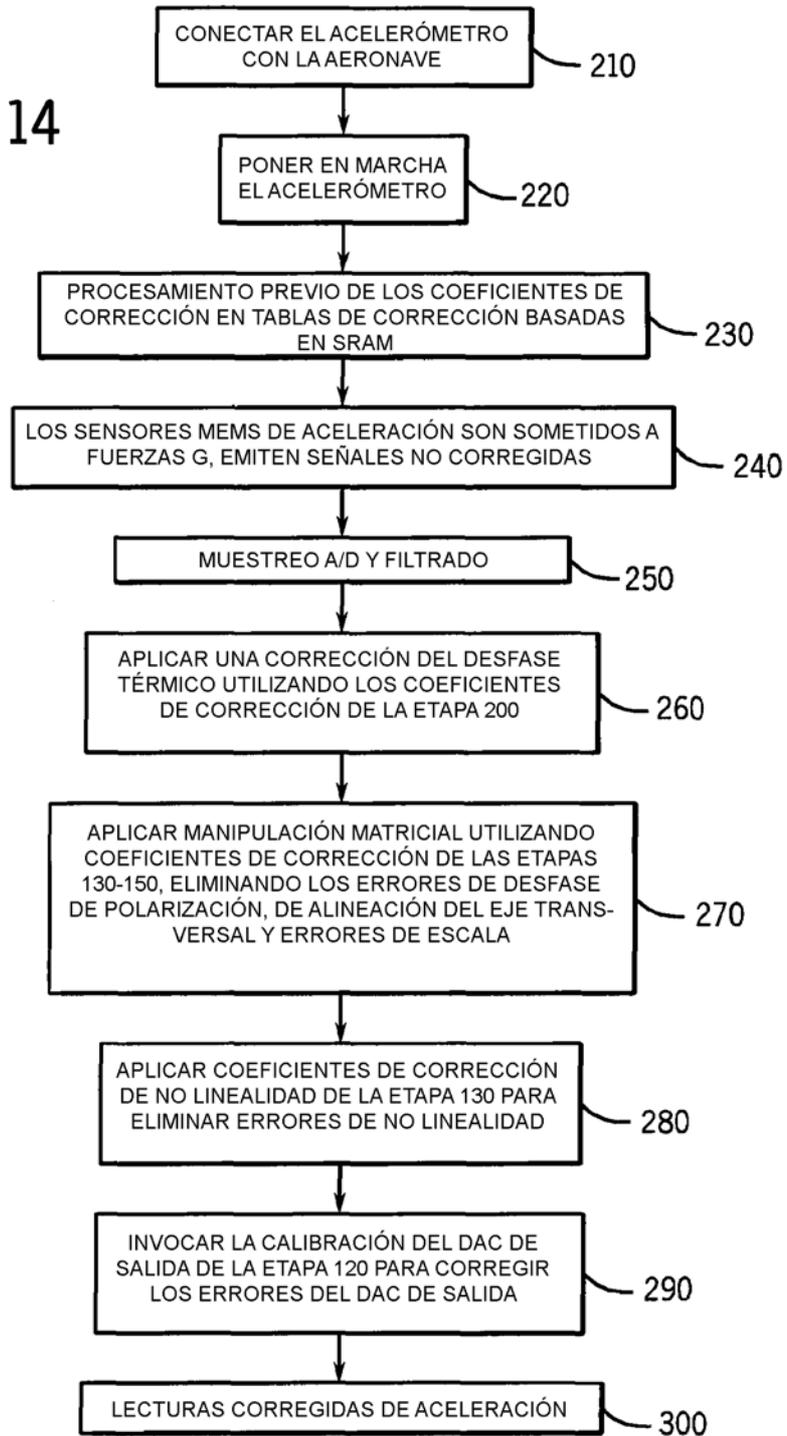


FIG. 14



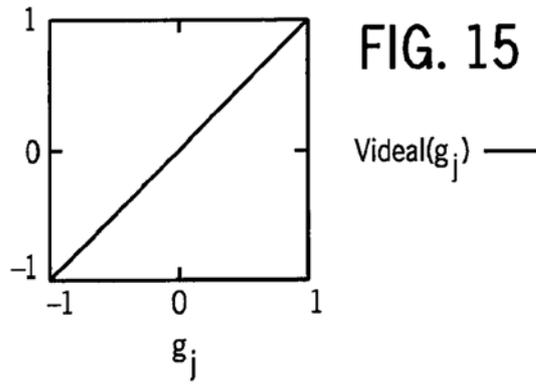


FIG. 16

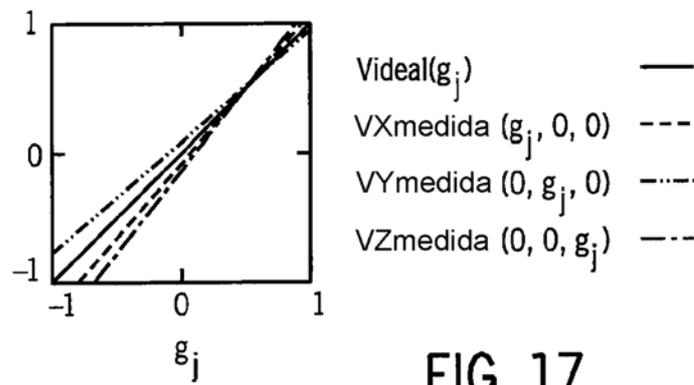
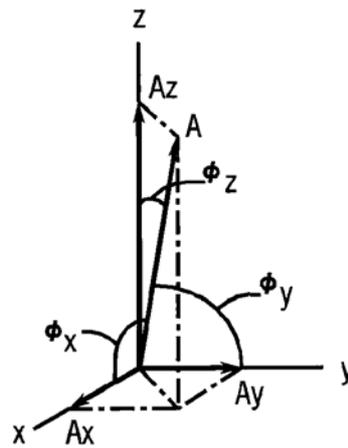
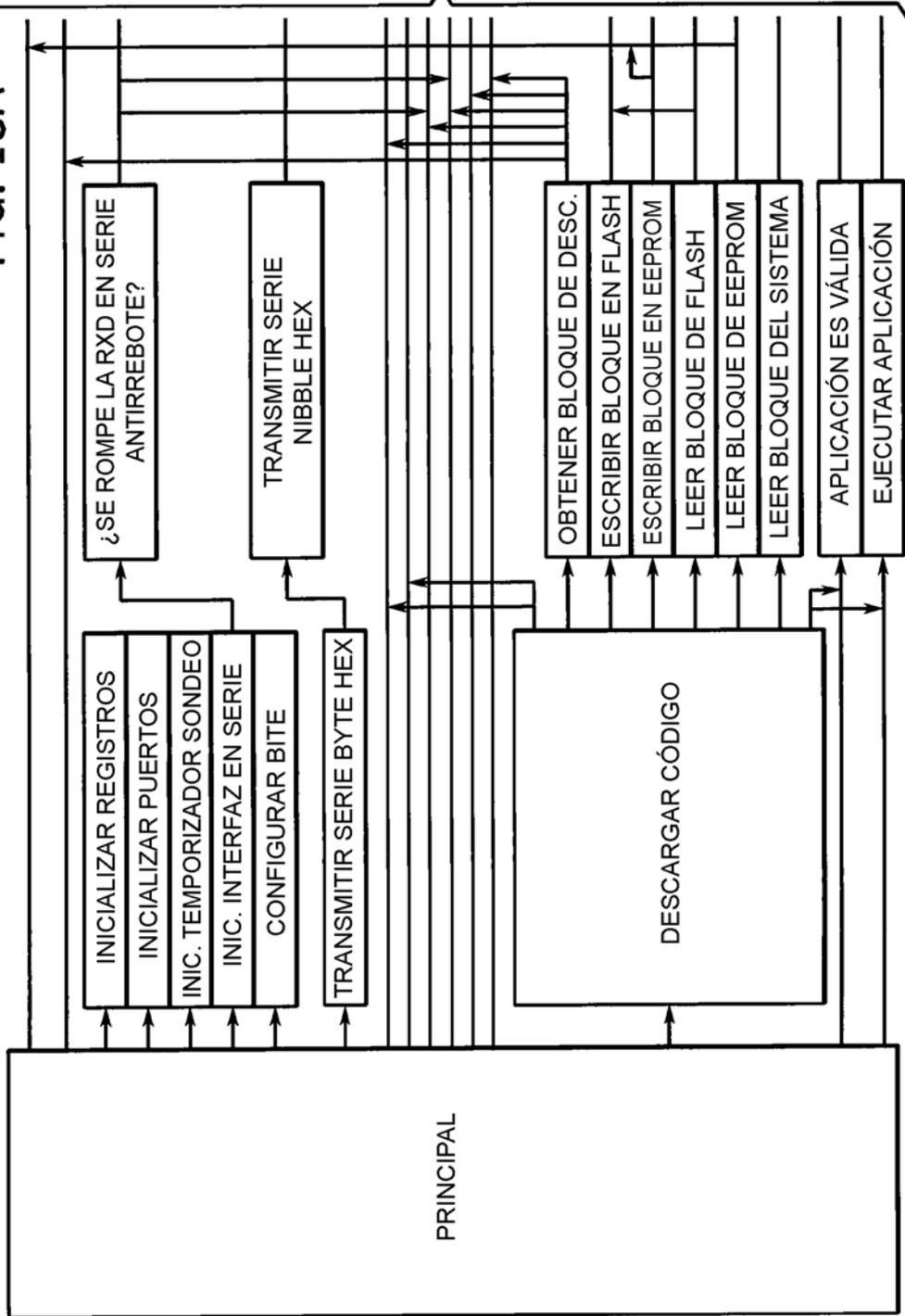


FIG. 17

FIG. 18A



ALA FIG. 18B

FIG. 19

