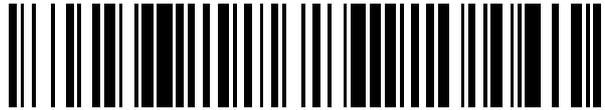


19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 471 068**

51 Int. Cl.:

G01P 5/16 (2006.01)

G01P 13/02 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **02.09.2011 E 11179827 (8)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **07.05.2014 EP 2434296**

54 Título: **Sistema de sensor de velocidad aerodinámica para una aeronave**

30 Prioridad:

27.09.2010 US 891291

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

25.06.2014

73 Titular/es:

**THE BOEING COMPANY (100.0%)
100 North Riverside Plaza
Chicago, IL 60606-2016, US**

72 Inventor/es:

MCINTYRE, MELVILLE D. W.

74 Agente/Representante:

DE ELZABURU MÁRQUEZ, Alberto

ES 2 471 068 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

Sistema de sensor de velocidad aerodinámica para una aeronave

5 INFORMACIÓN GENERAL

Campo:

La presente descripción se refiere en general a sistemas de sensores y más específicamente a sistemas de sensores de velocidad aerodinámica.

10

Antecedentes:

Los sistemas de sensores para aeronaves proporcionan datos de vuelo a los pilotos. Estos sistemas de sensores proporcionan datos como altitud, velocidad aerodinámica, rumbo y cabeceo a los pilotos para que puedan operar la aeronave. Por ejemplo, los pilotos pueden utilizar datos de rumbo para determinar cuando la aeronave se desplaza en la dirección de su destino.

15

Los sistemas de sensores también son utilizados por los sistemas informáticos que controlan sistemas a bordo de la aeronave. Por ejemplo, la velocidad aerodinámica puede ser utilizada por los sistemas informáticos a bordo de la aeronave para controlar la velocidad y la estabilidad de la misma.

20

La velocidad aerodinámica verdadera es la velocidad real de una aeronave en relación con el aire en el que la misma está volando. La velocidad aerodinámica calibrada es la velocidad de la aeronave identificada por sistemas de sensores a bordo de la aeronave. La velocidad aerodinámica calibrada difiere de la velocidad aerodinámica verdadera en que la velocidad aerodinámica calibrada no está corregida para los efectos de la compresibilidad y la densidad del aire que rodea a la aeronave en el momento de la medición. Como se usa en la presente memoria, la velocidad aerodinámica calibrada se conoce como velocidad aerodinámica.

25

La velocidad aerodinámica es un ejemplo de una medición realizada por un sistema de sensor para una aeronave. Pueden usarse diferentes tipos de sensores en el sistema de sensor empleado para medir la velocidad aerodinámica. Por ejemplo, puede usarse un tubo de Pitot estático para medir la velocidad aerodinámica. El tubo de Pitot estático mide la velocidad aerodinámica mediante la identificación de las presiones total y estática en el entorno que rodea a la aeronave.

30

Las diferentes condiciones pueden cambiar la exactitud con la que un sensor mide la velocidad aerodinámica. Por ejemplo, puede acumularse hielo en o alrededor de un sensor de velocidad aerodinámica. El hielo puede hacer que los sensores de velocidad aerodinámica informen una velocidad aerodinámica de la aeronave que es menos exacta que la deseada.

35

Con una disminución de la exactitud en la detección de la velocidad aerodinámica de una aeronave, los datos informados por los sistemas de sensores a un piloto y/o sistemas informáticos a bordo por el sistema de sensor pueden reducir el rendimiento de la aeronave. Por ejemplo, la velocidad aerodinámica y otra información pueden utilizarse para mantener la velocidad de la aeronave en un valor aceptable. Si la velocidad aerodinámica no es tan exacta como se desea, el control del avión puede llegar a verse comprometido.

40

Por consiguiente, sería ventajoso contar con un método y un aparato que tenga en cuenta uno o más de los problemas discutidos anteriormente, así como posiblemente otros problemas.

45

El documento EP 1 391 736 A1 (Rosemount Aerospace Inc.) describe un sistema para proporcionar estimaciones de parámetros de aeronaves independientes y diferentes, incluyendo primera y segunda sondas de múltiples funciones electrónicas de doble canal posicionables adyacentes al revestimiento de una aeronave.

50

El documento US 2009/222 150 A1 (Preaux, Guillaume) describe un sistema para el monitoreo de parámetros anemobaroclinométricos en una aeronave, incluyendo un circuito de detección primaria que tiene al menos un canal de medición.

55

SUMARIO

Las diferentes realizaciones ventajosas proporcionan un aparato y un método para identificar una velocidad aerodinámica para una aeronave. En una realización ventajosa, se proporciona un aparato. El aparato consiste de una pluralidad de sondas de Pitot estáticas. Cada una de la pluralidad de sondas de Pitot estáticas es un primer tipo de sensor. La pluralidad de sondas de Pitot estáticas generan unos primeros datos. El aparato también consiste de una pluralidad de sistemas de sensores de ángulo de ataque. Cada uno de la pluralidad de sistemas de sensores de ángulo de ataque es un segundo tipo de sensor, y la pluralidad de sistemas de sensores de ángulo de ataque generan unos segundos datos. El aparato también consiste de una pluralidad de sensores de detección y medición de luz. Cada uno de la pluralidad de sistemas de sensores de detección y medición de luz es un tercer tipo de sensor, y la pluralidad de sistemas de sensores de detección y medición de luz genera unos terceros datos. El aparato también consiste de un sistema de consolidación de señales configurado para detectar errores en los

60

65

primeros datos generados por la pluralidad de sondas de Pitot estáticas, los segundos datos generados por la pluralidad de sistemas de sensores de ángulo de ataque, y los terceros datos generados por la pluralidad de sensores de detección y medición de luz.

5 En otra realización ventajosa, un aparato consiste de una pluralidad de sondas de Pitot estáticas, una pluralidad de sistemas de sensores de ángulo de ataque, una pluralidad de tubos de Venturi, y un sistema de consolidación de señales. Cada una de la pluralidad de sondas de Pitot estáticas es un primer tipo de sensor. La pluralidad de sondas de Pitot estáticas está configurada para generar primeros datos. Cada uno de la pluralidad de sistemas de sensores de ángulo de ataque es un segundo tipo de sensor, y la pluralidad de sistemas de sensores de ángulo de ataque está configurada para generar segundos datos. Cada uno de la pluralidad de tubos de Venturi es un tercer tipo de sensor, y la pluralidad de tubos de Venturi está configurada para generar terceros datos. El sistema de consolidación de señales está configurado para detectar errores en los primeros datos generados por la pluralidad de sondas de Pitot estáticas, los segundos datos generados por la pluralidad de sistemas de sensores de ángulo de ataque, y los terceros datos generados por la pluralidad de tubos de Venturi.

15 En aún otra realización ventajosa, se proporciona un método para identificar una velocidad aerodinámica de una aeronave. Una pluralidad de sondas de Pitot estáticas genera un primer valor de presión total y un primer valor de presión estática para un entorno que rodea a la aeronave. Una pluralidad de sensores de detección y medición de luz genera un segundo valor de presión total y un segundo valor de presión estática para el entorno que rodea a la aeronave. Una pluralidad de sistemas de sensores de ángulo de ataque genera un tercer valor de presión total y un tercer valor de presión estática para el entorno que rodea a la aeronave. Los errores en el primer valor de presión total, el primer valor de presión estática, el segundo valor de presión total, el segundo valor de presión estática, el tercer valor de presión total y el tercer valor de presión estática se consolidan para formar un valor de presión total consolidada y un valor de presión estática consolidada. Se identifica una velocidad aerodinámica para la aeronave a partir del valor de presión total consolidada y el valor de presión estática consolidada.

En aún otra realización ventajosa, se describe un aparato que comprende:

30 una pluralidad de sondas de Pitot estáticas, en donde cada una de la pluralidad de sondas de Pitot estáticas es un primer tipo de sensor, y en donde la pluralidad de sondas de Pitot estáticas está configurada para generar primeros datos;
 una pluralidad de sistemas de sensores de ángulo de ataque, en donde cada uno de la pluralidad de sistemas de sensores de ángulo de ataque es un segundo tipo de sensor, y en donde la pluralidad de sistemas de sensores de ángulo de ataque está configurada para generar segundos datos;
 35 una pluralidad de tubos de Venturi, en donde cada uno de la pluralidad de tubos de Venturi es un tercer tipo de sensor, y en donde la pluralidad de tubos de Venturi está configurada para generar terceros datos; y
 un sistema de consolidación de señales configurado para detectar errores en los primeros datos generados por la pluralidad de sondas de Pitot estáticas, los segundos datos generados por la pluralidad de sistemas de sensores de ángulo de ataque y los terceros datos generados por la pluralidad de tubos de Venturi.

40 En donde el sistema de consolidación de señales comprende un medio de almacenamiento legible por ordenador y un código de programa legible por ordenador, almacenado en un medio de almacenamiento legible por ordenador, para la detección de errores en los primeros datos, los segundos datos y los terceros datos.

45 Que comprende además: una unidad de procesamiento configurada para ejecutar el código de programa legible por ordenador almacenado en el medio de almacenamiento legible por ordenador.

50 Que comprende además: una aeronave, en donde la pluralidad de sondas de Pitot estáticas se asocia con una parte delantera de un fuselaje de la aeronave, y en donde la pluralidad de tubos de Venturi está asociada con el fuselaje delante del carenado del ala.

55 En donde los primeros datos comprenden un primer valor de presión total y un primer valor de presión estática para un entorno que rodea a la aeronave, los segundos datos comprenden un segundo valor de presión total y un segundo valor de presión estática para el entorno que rodea a la aeronave, y los terceros datos comprenden un tercer valor de presión total y un tercer valor de presión estática para el entorno que rodea a la aeronave.

60 En donde estando configurado para corregir errores en los primeros datos generados por la pluralidad de sondas de Pitot estáticas, los segundos datos generados por la pluralidad de sistemas de sensores de ángulo de ataque, y los terceros datos generados por la pluralidad de tubos de Venturi, el sistema de consolidación de señales está configurado para identificar un cuarto valor de presión total para el entorno usando el primer valor de presión total, el segundo valor de presión total y el tercer valor de presión total; e identificar un cuarto valor de presión estática para el entorno que rodea a la aeronave usando el primer valor de presión estática, el segundo valor de presión estática y el tercer valor de presión estática.

65 En donde en la identificación del cuarto valor de presión total para el entorno usando el primer valor de presión total, el segundo valor de presión total y el tercer valor de presión total, el sistema de consolidación de señales está

configurado para identificar un primer valor de mediana a partir del primer valor de presión total, el segundo valor de presión total y el tercer valor de presión total para formar un valor de presión total consolidada para el entorno.

5 En donde estando configurado para identificar el cuarto valor de presión estática para el entorno usando el primer valor de presión estática, el segundo valor de presión estática y el tercer valor de presión estática, el sistema de consolidación de señales está configurado para identificar un segundo valor de mediana a partir del primer valor de presión estática, el segundo valor de presión estática y el tercer valor de presión estática para formar un valor de presión estática consolidada para el entorno.

10 En donde el sistema de consolidación de señales está configurado además para identificar una velocidad aerodinámica para la aeronave a partir del primer valor de mediana y el segundo valor de mediana.

15 Las características, funciones y ventajas pueden lograrse independientemente en varias realizaciones de la presente descripción o pueden combinarse en aún otras realizaciones en las que pueden verse más detalles con referencia a la siguiente descripción y dibujos.

BREVE DESCRIPCIÓN DE LOS DIBUJOS

20 Las características novedosas consideradas particulares de las realizaciones ventajosas se exponen en las reivindicaciones adjuntas. Las realizaciones ventajosas, sin embargo, así como un modo preferido de uso, otros objetivos y ventajas de las mismas, se entenderán mejor por referencia a la siguiente descripción detallada de una realización ventajosa de la presente descripción cuando se lea junto con los dibujos acompañantes, en donde:

- 25 La **Figura 1** es una ilustración de una aeronave representada según una realización ventajosa;
- La **Figura 2** es una ilustración de un sistema de procesamiento de datos representado según una realización ventajosa;
- La **Figura 3** es una ilustración de un entorno de monitoreo de velocidad aerodinámica representado según una realización ventajosa;
- La **Figura 4** es una ilustración de un tubo de Venturi representado según una realización ventajosa;
- 30 La **Figura 5** es una ilustración de un sistema de consolidación de señales representado según una realización ventajosa;
- La **Figura 6** es una ilustración de valores de presión totales representados según una realización ventajosa;
- La **Figura 7** es una segunda ilustración de valores de presión total representados según una realización ventajosa;
- 35 La **Figura 8** es una ilustración de un diagrama de flujo de un proceso para identificar una velocidad aerodinámica de una aeronave representada según una realización ventajosa; y
- La **Figura 9** es un diagrama de flujo de un proceso para la detección de errores representado según una realización ventajosa.

DESCRIPCIÓN DETALLADA

40 Mirando ahora a las figuras, y con especificidad a la **Figura 1**, se representa una ilustración de una aeronave según una realización ventajosa. La aeronave **100** es un ejemplo de una aeronave en la que pueden implementarse realizaciones ventajosas.

45 La aeronave **100** se compone de la sección del fuselaje **102** y sección de la cola **104**. La sección del fuselaje **102** es el cuerpo principal de la aeronave **100** que contiene los pasajeros y la tripulación a bordo de la misma aeronave **100**. La sección del fuselaje **102** también contiene un sistema de procesamiento de datos de vuelo **114**.

50 La sección del fuselaje **102** contiene también una sección delantera **106**. La sección delantera **106** es un área de la sección del fuselaje **102** situada por delante del ala **116**. La sección delantera **106** contiene una cabina de mando **118**, y un sistema de procesamiento de datos de vuelo **114**.

55 La sección delantera **106** también contiene sistemas de sensores de velocidad aerodinámica **108**, **110**, **112** y **120**. En estos ejemplos, el sistema de sensor de velocidad aerodinámica **108** consiste de sondas de Pitot estáticas y un sistema de sensor de velocidad aerodinámica **110** consiste de sensores de ángulo de ataque. El sistema de sensor de velocidad aerodinámica **112** consiste de sensores de detección y medición de luz (LIDAR) en estos ejemplos. El sistema de sensor de velocidad aerodinámica **120** consiste de tubos de Venturi en estos ejemplos.

60 El sistema de sensor de velocidad **110** identifica la velocidad aerodinámica de la aeronave **100** usando el ángulo de ataque de la aeronave **100**, los datos del sistema de posicionamiento global del sistema de sensor de posicionamiento global **122** y los datos del sistema inercial del sistema de sensor inercial **126**. El ángulo de ataque de la aeronave **100** es el ángulo entre el eje longitudinal principal de la aeronave **100** y el flujo de la masa de aire local. Los datos del sistema de posicionamiento global contienen la altitud de la aeronave **100**. Un sistema de sensor inercial **126** es una pluralidad de unidades de referencia inerciales afinadas de Schuler. Por ejemplo, las unidades de referencia inerciales afinadas de Schuler pueden usarse en aeronaves de transporte comercial. Además, el sistema de sensor inercial **126** consiste de unidades de referencia inerciales por láser giroscópico.

- 5 El sistema de sensor de velocidad **110** combina el ángulo de ataque, los datos de posicionamiento global del sistema de posicionamiento global **122** y los datos del sistema inercial para identificar una presión estática y una presión total para el entorno que rodea a la aeronave **100**. En algunas realizaciones ventajosas, la presión estática y la presión total se identifican a partir del ángulo de ataque, los datos de posicionamiento global del sistema de posicionamiento global **122** y los datos del sistema inercial usando un modelo de elevación. Un ejemplo de un modelo de elevación se describe en la Solicitud de Patente de EE.UU. n° 12/255,233, estado en tramitación con la presente, publicada como Patente de EE.UU. Pub. n° 2010/0100260, que se incorpora en la presente memoria por referencia.
- 10 El sistema de sensor de velocidad aerodinámica **110** identifica la velocidad aerodinámica de la aeronave **100** usando sondas de Pitot estáticas. Las sondas de Pitot estáticas identifican la velocidad aerodinámica mediante la medición de la presión estática y la presión total del entorno que rodea a la aeronave **100**. Las sondas de Pitot estáticas consisten de tubos en voladizo que apuntan en la dirección del vuelo y que miden la presión de estancamiento (total) del aire en la punta del tubo, y la presión ambiente (estática) a lo largo del lado del tubo. Alternativamente, la sonda
- 15 puede medir solamente la presión de Pitot y la presión estática puede ser medida por puertos de drenaje a lo largo del lado del cuerpo delantero de la aeronave. El sistema de sensor de velocidad aerodinámica **110** identifica la presión estática y la presión total del entorno que rodea a la aeronave **100**.
- 20 En algunas realizaciones ventajosas, está presente un sistema de datos de velocidad aerodinámica **112** y el sistema de sensor de velocidad aerodinámica **120** está ausente. Sin embargo, en otras realizaciones ventajosas, tanto el sistema de datos de velocidad aerodinámica **112** como el sistema de sensor de velocidad aerodinámica **120** están presentes.
- 25 El sistema de sensor de velocidad aerodinámica **120** identifica la velocidad aerodinámica de la aeronave **100** usando tubos de Venturi. Un tubo de Venturi es un tubo que tiene al menos dos secciones, en donde cada sección tiene un diámetro diferente. El aire entra en el sistema del sensor de velocidad aerodinámica **120** a medida que la aeronave **100** se mueve a través del aire. El aire fluye en una sección, y luego en la otra sección. El aire tiene una presión diferente en cada sección del tubo.
- 30 La diferencia de presión entre el fluido en las dos secciones y la presión estática del entorno que rodea a la aeronave **100** puede ser identificada. La presión estática puede ser identificada en el punto en el que el aire entra en el tubo. El diferencial de presión puede medirse a través de la medición de las presiones en ambas secciones del tubo de Venturi y restando la presión en una sección de la presión en la otra sección. El diferencial de presión puede utilizarse para obtener la presión total para el entorno que rodea a la aeronave **100**.
- 35 El sistema de datos de velocidad aerodinámica **112** se asocia con la sección de la cola **104**. El sistema de datos de velocidad aerodinámica **112** consiste de sensores de detección y medición de luz (LIDAR) en estos ejemplos. El sistema de datos de velocidad aerodinámica **112** utiliza láseres para monitorear la distancia recorrida por la aeronave **100** durante un período de tiempo. La distancia y el período de tiempo se utilizan para identificar una velocidad aerodinámica para la aeronave **100**.
- 40 El sistema de datos de vuelo **114** recibe la presión total y la presión estática de los sistemas de sensores de velocidad aerodinámica **108**, **110** y **120**.
- 45 Volviendo ahora a la **Figura 2**, se representa un diagrama de un sistema de procesamiento de datos según una realización ventajosa. El sistema de procesamiento de datos **200** puede ser utilizado para implementar un sistema informático **308** en la **Figura 3**. El sistema de procesamiento de datos **200** puede ser utilizado como un sistema de datos de la aeronave para la identificación de una velocidad aerodinámica para la misma, tal como una aeronave **100** en la **Figura 1**.
- 50 En esta realización ventajosa, el sistema de procesamiento de datos **200** incluye la estructura de comunicaciones **202**, que proporciona comunicaciones entre la unidad del procesador **204**, la memoria **206**, el almacenamiento persistente **208**, la unidad de comunicaciones **210**, la unidad de entrada/salida (I/O) **212** y la pantalla **214**.
- 55 La unidad del procesador **204** sirve para ejecutar instrucciones para el software que pueden ser cargadas en la memoria **206**. La unidad del procesador **204** puede ser un conjunto de uno o más procesadores o puede ser un núcleo de multiprocesador, dependiendo de la implementación particular. Además, la unidad del procesador **204** puede implementarse usando uno o más sistemas de procesadores heterogéneos, en los que un procesador principal está presente con procesadores secundarios en un solo chip. Como otro ejemplo ventajoso, la unidad del procesador **204** puede ser un sistema multiprocesador simétrico que contiene varios procesadores del mismo tipo.
- 60 La memoria **206** y el almacenamiento persistente **208** son ejemplos de dispositivos de almacenamiento **216**. Un dispositivo de almacenamiento es cualquier pieza de hardware que es capaz de almacenar información, tal como, por ejemplo, sin limitación, datos, un código de programa en forma funcional, y/u otra información adecuada, en forma temporal y/o permanente. La memoria **206**, en estos ejemplos, puede ser, por ejemplo, una memoria de acceso aleatorio, o cualquier otro dispositivo de almacenamiento volátil o no volátil adecuado. El almacenamiento
- 65

persistente **208** puede adoptar diversas formas, dependiendo de la implementación particular. Por ejemplo, el almacenamiento persistente **208** puede contener uno o más componentes o dispositivos. Por ejemplo, el almacenamiento persistente **208** puede ser una unidad de disco duro, una memoria flash, un disco óptico regrabable, una cinta magnética regrabable, o alguna combinación de lo anterior. Los medios utilizados por el almacenamiento persistente **208** pueden ser extraíbles. Por ejemplo, puede utilizarse un disco duro extraíble para el almacenamiento persistente **208**.

La unidad de comunicaciones **210**, en estos ejemplos, proporciona comunicación con otros sistemas o dispositivos de procesamiento de datos. En estos ejemplos, la unidad de comunicaciones **210** es una tarjeta de interfaz de red. La unidad de comunicaciones **210** puede proporcionar comunicaciones a través del uso de uno o ambos enlaces de comunicaciones físicos e inalámbricos.

La unidad de entrada/salida **212** permite la entrada y salida de datos con otros dispositivos que pueden conectarse al sistema de procesamiento de datos **200**. Por ejemplo, una unidad de entrada/salida **212** puede proporcionar una conexión para la entrada del usuario a través de un teclado, un ratón, y/o algún otro dispositivo de entrada adecuado. Además, la unidad de entrada/salida **212** puede enviar la salida a una impresora. La pantalla **214** proporciona un mecanismo para mostrar información a un usuario.

Las instrucciones para el sistema operativo, aplicaciones y/o programas pueden encontrarse en dispositivos de almacenamiento **216**, que están en comunicación con la unidad del procesador **204** a través de la estructura de comunicaciones **202**. En estas realizaciones ventajosas, las instrucciones están en una forma funcional en almacenamiento persistente **208**. Estas instrucciones pueden ser cargadas en la memoria **206** para su ejecución por la unidad del procesador **204**. Los procesos de las diferentes realizaciones pueden ser realizados por la unidad del procesador **204** usando las instrucciones implementadas en ordenador, que pueden estar situadas en una memoria, como la memoria **206**.

Estas instrucciones se denominan código de programa, código de programa utilizable por ordenador, o código de programa legible por ordenador que puede ser leído y ejecutado por un procesador en una unidad del procesador **204**. El código de programa, en las diferentes realizaciones, puede realizarse en diferentes medios de almacenamiento físicos o legibles por ordenador, tales como una memoria **206** o un almacenamiento persistente **208**.

El código de programa **218** se encuentra en una forma funcional en un medio legible por ordenador **220** que es selectivamente extraíble y puede ser cargado en o transferido al sistema de procesamiento de datos **200** para su ejecución por la unidad del procesador **204**. El código de programa **218** y los medios legibles por ordenador **220** forman el producto del programa del ordenador **222**. En un ejemplo, los medios legibles por ordenador **220** pueden ser medios de almacenamiento legibles por ordenador **224** o medios de señales legibles por ordenador **226**. Los medios de almacenamiento legibles por ordenador **224** pueden incluir, por ejemplo, un disco óptico o magnético que se inserta o se coloca en una unidad u otro dispositivo que es parte del almacenamiento persistente **208** para la transferencia a un dispositivo de almacenamiento, tal como una unidad de disco duro, que es parte del almacenamiento persistente **208**. Los medios de almacenamiento legibles por ordenador **224** también pueden tomar la forma de un almacenamiento persistente, como un disco duro, una unidad flash o una memoria flash que se conecta al sistema de procesamiento de datos **200**. En algunos casos, es posible que los medios de almacenamiento legibles por ordenador **224** no puedan extraerse del sistema de procesamiento de datos **200**.

Alternativamente, el código de programa **218** puede ser transferido al sistema de procesamiento de datos **200** usando los medios de señales legibles por ordenador **226**. Los medios de señales legibles por ordenador **226** pueden ser, por ejemplo, una señal de datos propagados que contiene un código de programa **218**. Por ejemplo, los medios de señales legibles por ordenador **226** pueden ser una señal electromagnética, una señal óptica y/o cualquier otro tipo de señal adecuado. Estas señales pueden ser transmitidas a través de enlaces de comunicaciones, tales como enlaces de comunicaciones inalámbricas, un cable de fibra óptica, un cable coaxial, un cable y/o cualquier otro tipo adecuado de enlace de comunicaciones. En otras palabras, el enlace y/o la conexión de comunicaciones pueden ser físicos o inalámbricos en los ejemplos ventajosos.

En algunas realizaciones ventajosas, el código de programa **218** puede ser descargado a través de una red a un almacenamiento persistente **208** desde otro dispositivo o sistema de procesamiento de datos a través de medios de señales legibles por ordenador **226** para su uso dentro de un sistema de procesamiento de datos **200**. Por ejemplo, el código de programa almacenado en un medio de almacenamiento legible por ordenador en un sistema de procesamiento de datos del servidor puede ser descargado a través de una red desde el servidor al sistema de procesamiento de datos **200**. El sistema de procesamiento de datos que proporciona el código de programa **218** puede ser un ordenador servidor, un ordenador cliente o algún otro dispositivo capaz de almacenar y transmitir el código de programa **218**.

Los diferentes componentes ilustrados para el sistema de procesamiento de datos **200** no tienen el propósito de establecer limitaciones arquitectónicas a la manera en que las diferentes realizaciones pueden ser implementadas. Las diferentes realizaciones ventajosas pueden implementarse en un sistema de procesamiento de datos que

incluye componentes además de o en lugar de los ilustrados para el sistema de procesamiento de datos **200**. Otros componentes mostrados en la **Figura 2** pueden variar con respecto a los ejemplos ventajosos mostrados. Las diferentes realizaciones pueden implementarse usando cualquier dispositivo de hardware o sistema capaz de ejecutar un código de programa. Como ejemplo, el sistema de procesamiento de datos **200** puede incluir componentes orgánicos integrados con componentes inorgánicos y/o puede estar compuesto enteramente de componentes orgánicos con exclusión de un ser humano. Por ejemplo, un dispositivo de almacenamiento puede estar compuesto de un semiconductor orgánico.

Como otro ejemplo, un dispositivo de almacenamiento en el sistema de procesamiento de datos **200** es cualquier aparato de hardware que pueden almacenar datos. La memoria **206**, el almacenamiento persistente **208** y los medios legibles por ordenador **220** son ejemplos de dispositivos de almacenamiento en una forma tangible.

En otro ejemplo, puede usarse un sistema de bus para implementar la estructura de comunicaciones **202** y puede estar compuesto de uno o más buses, tales como un bus de sistema o un bus de entrada/salida. Por supuesto, el sistema de bus puede implementarse usando cualquier tipo de arquitectura adecuado que proporcione una transferencia de datos entre diferentes componentes o dispositivos conectados al sistema de bus. Además, una unidad de comunicaciones puede incluir uno o más dispositivos que se usan para transmitir y recibir datos, tales como un módem o un adaptador de red. Además, una memoria puede ser, por ejemplo, la memoria **206** o una memoria caché tal como se encuentra en una interfaz y un hub controlador de memoria que pueden estar presentes en la estructura de comunicaciones **202**.

Las diferentes realizaciones ventajosas reconocen y tienen en cuenta una serie de consideraciones diferentes. Por ejemplo, las diferentes realizaciones ventajosas reconocen y tienen en cuenta que un evento de modo común puede ocasionar que más de un sensor utilizado para determinar la velocidad aerodinámica informe datos inconsistentes. Un evento de modo común es un evento que afecta negativamente a más de un sensor del mismo tipo. Por ejemplo, la acumulación de hielo puede afectar negativamente a una pluralidad de sondas de Pitot estáticas al mismo tiempo.

Las diferentes realizaciones ventajosas reconocen que algunos tipos de sensores no son propensos a ser afectados por el mismo evento de modo común como otros tipos de sensores. Los sensores pueden no ser afectados por el mismo evento debido al diseño y/o a la ubicación de los mismos. Por ejemplo, el hielo puede no afectar a un segundo o tercer tipo de sensor de velocidad aerodinámica debido a la ubicación del mismo o a que diseño del sensor no es afectado por el hielo.

Además, las diferentes realizaciones ventajosas reconocen que la recepción de datos de velocidad aerodinámica y/o presión a partir de dos tipos de sistemas de sensores diferentes no permite que el sistema de consolidación de datos de la aeronave que recibe los datos de velocidad aerodinámica y/o presión identifique qué tipo de sistema de sensor de datos de velocidad aerodinámica está informando un valor exacto en el caso de que exista una inconsistencia en los datos recibidos a partir de los dos tipos de sensores.

Las diferentes realizaciones ventajosas reconocen que la recepción de datos de presión y/o velocidad aerodinámica a partir de al menos tres tipos de sistemas de sensores de datos de velocidad aerodinámica diferentes permiten que el sistema de datos de la aeronave identifique qué tipo de sensor en particular está informando valores inconsistentes al comparar los valores con los valores obtenidos usando los otros dos tipos de sensores.

Por lo tanto, las diferentes realizaciones ventajosas proporcionan un aparato y un método para identificar una velocidad aerodinámica para una aeronave. En una realización ventajosa, se proporciona un aparato. El aparato consiste de una pluralidad de sondas de Pitot estáticas. Cada una de la pluralidad de sondas de Pitot estáticas es un primer tipo de sensor. La pluralidad de sondas de Pitot estáticas generan primeros datos. El aparato también consiste de una pluralidad de sistemas de sensores de ángulo de ataque. Cada uno de la pluralidad de sistemas de sensores de ángulo de ataque es un segundo tipo de sensor, y la pluralidad de sistemas de sensores de ángulo de ataque generan segundos datos. El aparato también consiste de una pluralidad de sistemas de sensores de detección y medición de luz. La pluralidad de sensores de detección y medición de luz genera terceros datos. El aparato también consiste de un sistema de consolidación de señales configurado para detectar errores en los primeros datos generados por la pluralidad de sondas de Pitot estáticas, los segundos datos generados por la pluralidad de sistemas de sensores de ángulo de ataque y los terceros datos generados por la pluralidad de sensores de detección y medición de luz.

En otra realización ventajosa, un aparato consiste de una pluralidad de sondas de Pitot estáticas, una pluralidad de sistemas de sensores de ángulo de ataque, una pluralidad de tubos de Venturi y un sistema de consolidación de señales. Cada una de la pluralidad de sondas de Pitot estáticas es un primer tipo de sensor. La pluralidad de sondas de Pitot estáticas está configurada para generar primeros datos. Cada uno de la pluralidad de sistemas de sensores de ángulo de ataque es un segundo tipo de sensor y la pluralidad de sistemas de sensores de ángulo de ataque está configurada para generar segundos datos. Cada uno de la pluralidad de tubos de Venturi es un tercer tipo de sensor y la pluralidad de tubos de Venturi está configurada para generar terceros datos. El sistema de consolidación de señales está configurado para detectar errores en los primeros datos generados por la pluralidad de sondas de Pitot estáticas, los segundos datos generados por la pluralidad de sistemas de sensores de ángulo de ataque y los terceros datos generados por la pluralidad de tubos de Venturi.

En aún otra realización ventajosa, se proporciona un método para identificar una velocidad aerodinámica de una aeronave. Una pluralidad de sondas de Pitot estáticas genera un primer valor de presión total y un primer valor de presión estática para un entorno que rodea a la aeronave. Una pluralidad de sensores de detección y medición de luz genera un segundo valor de presión total y un segundo valor de presión estática para el entorno que rodea a la aeronave. Una pluralidad de sistemas de sensores de ángulo de ataque genera un tercer valor de presión total y un tercer valor de presión estática para el entorno que rodea a la aeronave. Los primeros valores de presión total, los primeros valores de presión estática, los segundos valores de presión total, los segundos valores de presión estática, los terceros valores de presión total y los terceros valores de presión estática se consolidan para formar un valor de presión total consolidada y un valor de presión estática consolidada. La aeronave identifica una velocidad aerodinámica a partir del valor de presión total consolidada y el valor de presión estática consolidada.

Volviendo ahora a la **Figura 3**, se representa un entorno de monitoreo de la velocidad aerodinámica según una realización ventajosa. El entorno de monitoreo de la velocidad aerodinámica **300** puede ser usado para monitorear la velocidad aerodinámica de la aeronave **100** en la **Figura 1**.

El entorno de monitoreo de la velocidad aerodinámica **300** contiene el entorno **302**. El entorno **302** es un área física que rodea a la aeronave **304**. La aeronave **100** en la **Figura 1** es un ejemplo de aeronave **304**. A bordo de la aeronave **304** se encuentran sistemas de sensores **306** y el sistema informático **308**. En estos ejemplos, el sistema informático **308** se encuentra en el interior de la aeronave **304** y los sistemas de sensores **306** están situados en el exterior de la aeronave **304**.

Los sistemas de sensores **306** son utilizados por el sistema informático **308** para identificar la velocidad aerodinámica **310** de la aeronave **304**. Los sistemas de sensores **306** consisten de sensores de los tipos de sensores **320**, **322**, **324** y **326**. Los tipos de sensores **320**, **322**, **324** y **326** son diferentes tipos de sensores tales que un evento que puede causar que un tipo de sensor genere datos inconsistentes provoca que otro tipo de sensor genere datos inconsistentes.

En estos ejemplos, el tipo de sensor **320** es una pluralidad de sondas de Pitot estáticas **312**, el tipo de sensor **322** es una pluralidad de sistemas de sensores de ángulo de ataque **314**, el tipo de sensor **324** es una pluralidad de sensores de detección y medición de luz **316** y el tipo de sensor **326** es una pluralidad de tubos de Venturi **318**. Cabe señalar que en algunas realizaciones ventajosas, la pluralidad de sensores de detección y medición de luz **316** está presente y la pluralidad de tubos de Venturi **318** está ausente. Del mismo modo, en otras realizaciones ventajosas, la pluralidad de tubos de Venturi **318** está presente y la pluralidad de sensores de detección y medición de luz **316** está ausente.

La pluralidad de sondas de Pitot estáticas **312** son tubos que apuntan hacia adelante en la aeronave **304** en la dirección de la marcha. El aire choca con la pluralidad de sondas de Pitot estáticas **312**, mientras que la aeronave **304** está en movimiento. A medida que la velocidad de la aeronave **304** aumenta, el aire hace que la presión total en la pluralidad de sondas de Pitot estáticas **312** se incremente. La pluralidad de sondas de Pitot estáticas **312** genera datos **328**. En estos ejemplos, los datos **328** consisten de un valor de presión total **330** y un valor de presión estática **332**. El valor de presión total **330** es un valor de la presión total del aire alrededor de la aeronave **304** como resultado de que la aeronave **304** está en movimiento. El valor de presión estática **332** es un valor de la presión estática de la atmósfera en el entorno **302**.

La presión estática y la presión total se utilizan para identificar la velocidad de la aeronave **100** usando la ecuación de Bernoulli para flujo compresible de la siguiente manera:

$V_c = C_{so} (5((P_t - P_s)/P_{so} + 1)^{2/7} - 1)^{1/2}$, donde P_t es la presión total para el entorno que rodea a la aeronave **100**, P_s es la presión estática para el entorno que rodea a la aeronave **100**, P_{so} es la presión estática a nivel del mar en un día estándar, C_{so} es la velocidad del sonido a nivel del mar, día estándar es un término utilizado para describir un conjunto de tablas de datos atmosféricos que muestran la temperatura, la presión y la densidad como función de la altitud, y V_c es la velocidad aerodinámica calibrada de la aeronave **100**.

La pluralidad de sondas de Pitot estáticas **312** se encuentra en la parte delantera **334** del fuselaje **336**. El fuselaje **336** es un ejemplo de implementación de la parte del fuselaje **102** en la **Figura 1**.

La pluralidad de sistemas de sensores de ángulo de ataque **314** mide el ángulo de ataque de la aeronave **304**. El ángulo de ataque es el ángulo del eje longitudinal principal de la aeronave **304** con respecto a la dirección del flujo de aire. Los sistemas de sensores de ángulo de ataque **314** generan datos **338**. En estos ejemplos, los sistemas de sensores de ángulo de ataque **314** generan un valor de presión total sintético **340** y un valor de presión estática sintético **342** mediante el uso de un sensor de ángulo de ataque de paletas **344**, una altitud según lo identificado por el receptor del sistema de posicionamiento global (GPS) **346** y datos de inercia del sistema de sensor inercial **378**. Los datos **338**, los datos de inercia del sistema de sensor inercial **378** y la altitud según lo identificado por el receptor del sistema de posicionamiento global **346** se usan para resolver un modelo de elevación de aeronaves para el valor

total de presión sintética **340**. Un ejemplo de un modelo de elevación que puede ser resuelto para identificar la presión total y estática es el siguiente:

$$c_L = c_{L0} + \Delta c_{L\alpha} * a = W * n_z \div (q_bar) * S$$

5

$$ora = \left[W \left(\frac{n_z}{(q_bar) * S} \right) - c_{L0} - \Delta c_L (superficies\ móviles) \right] \div C_{L\alpha}$$

10

donde C_L es el coeficiente de elevación, C_{L0} es el coeficiente de elevación en un ángulo de ataque igual a cero, ΔC_L es el cambio en el coeficiente de elevación causado por superficies de alta elevación y móviles, $C_{L\alpha}$ es la pendiente del coeficiente de elevación como función de alfa, α es el ángulo de ataque de la aeronave **304**, W es el peso bruto de la aeronave **304**, n_z es el factor de carga de la aeronave **304**, q_bar es la presión dinámica, y S es el área de referencia de las alas de la aeronave **304**.

15

Los ejemplos de superficies móviles incluyen elevadores, estabilizadores horizontales, alerones, timones, aletas de centrado, deflectores, flaps, slats y otras superficies móviles. Este modelo de elevación es un modelo de elevación simple en estos ejemplos. Sin embargo, en otras realizaciones ventajosas, pueden utilizarse modelos de elevación más complejos. Un modelo de elevación complejo incluye características matemáticas adicionales a un modelo de elevación simple. Por ejemplo, el modelo de elevación complejo puede incluir variables, operaciones y funciones matemáticas adicionales que no están presentes en el modelo de elevación simple.

20

25

El resultado del modelo de elevación de la aeronave es obtener la presión total y estática. Identificando el valor de presión total sintético **340** y el valor de presión estática sintético **342** mediante el uso de un sensor de ángulo de ataque de paletas **344**, la altitud según lo identificado por el receptor del sistema de posicionamiento global (GPS) **346**, y datos de inercia del sistema de sensor inercial **378** en un ejemplo de un modelo de elevación que se describe en la Solicitud de Patente de EE.UU. n° 12/255,233, estado en tramitación con la presente, publicada como Patente de EE.UU. Pub. n° 2010/0100260, que se incorpora a la presente memoria por referencia.

30

El receptor del sistema de posicionamiento global **346** identifica la altitud sobre el nivel del mar promedio **348** de la aeronave **304**. La pluralidad de sistemas de sensores de ángulo de ataque **314** usa la altitud promedio sobre el nivel del mar **348** para generar la presión estática sintética **352**. La presión estática sintética **352** es una aproximación del valor de presión estática **342** en el entorno **302** a la altura sobre el nivel del mar promedio **348**. El valor de presión estática **342** se fija en el valor de presión estática sintético **352** en estos ejemplos.

35

La pluralidad de sistemas de sensores de ángulo de ataque **314** también genera un valor de presión total **340**. La pluralidad de sistemas de sensores de ángulo de ataque **314** utiliza el peso bruto de la aeronave **304** y datos de inercia de la aeronave **304** para generar la presión total sintética **354**. La presión total sintética **354** se utiliza como valor de presión total **340** en estos ejemplos.

40

45

La pluralidad de sensores de detección y medición de luz **316** (LIDAR) utiliza uno o más láseres para generar datos **356**. Los datos **356** consisten de una velocidad aerodinámica para la aeronave **304**. Los sensores de detección y medición de luz **316** generan datos **356** mediante el uso de los uno o más láseres para identificar una distancia recorrida durante un período de tiempo. En algunas realizaciones ventajosas, los sensores de detección y medición de luz **316** miden la velocidad aerodinámica verdadera de la aeronave midiendo el desplazamiento doppler de la retrodispersión de Rayleigh de las moléculas de aire y/o la retrodispersión de Mie de las partículas de aerosol en la masa de aire. Los sensores de detección y medición de luz **316** también miden la temperatura ambiente del aire y la presión ambiente de la retrodispersión de Rayleigh. A partir de estos datos se calculan la velocidad aerodinámica calibrada de la aeronave **304** y las presiones total y estática para el entorno de la aeronave **302**.

50

En una realización ventajosa, los sensores de detección y medición de luz pueden ser apuntados mirando en una dirección trasera. De este modo, se reduce la posibilidad de que el hielo y el granizo de gran tamaño entren en contacto con los sensores de detección y medición de luz. En otras realizaciones ventajosas, los sensores de detección y medición de luz pueden hacer cada uno varias mediciones a lo largo de direcciones que no están alineadas con la dirección del recorrido, pero a partir de estas mediciones puede calcularse la velocidad aerodinámica mediante la identificación de múltiples componentes de la velocidad en el sentido del recorrido.

55

60

En aún otras realizaciones ventajosas, los sensores de detección y medición de luz pueden hacer sus mediciones de velocidad aerodinámica a una distancia fuera de la región de perturbación del flujo de aire local por la propia aeronave. En otras realizaciones ventajosas, los sensores de detección y medición de luz pueden hacer sus mediciones a una distancia muy corta de la aeronave, dentro de la región de perturbación del flujo de aire local. Tales mediciones son corregidas posteriormente para los efectos del flujo de aire local.

En algunas realizaciones ventajosas, la pluralidad de tubos de Venturi **318** está presente en los sistemas de sensores **306** y la pluralidad de sensores de detección y medición de luz **316** está ausente. La pluralidad de tubos de Venturi **318** es una serie de tubos en la que cada uno tiene al menos dos secciones, en donde cada sección de cada tubo tiene un diámetro diferente. El aire entra en la pluralidad de tubos de Venturi **318** a medida que la aeronave **304** se mueve a través del aire. El aire fluye dentro de una sección y luego dentro de la otra sección. El aire tiene una presión diferente en cada sección del tubo.

El diferencial de presión entre el fluido en las dos secciones y la presión estática **358** del entorno **302** que rodea a la aeronave **304** puede ser identificado. El valor de presión estática **358** puede identificarse en el punto en el que el aire entra en el tubo. El diferencial de presión puede medirse mediante la medición de las presiones en ambas secciones del tubo de Venturi y restando la presión en una sección de la presión en la otra sección. En una realización ventajosa, la pluralidad de tubos de Venturi **318** consiste de tubos de Venturi en los que la sección central es más estrecha que la sección de entrada, es decir, un tubo divergente/convergente. Un diferencial de presión menor generado en un tubo de Venturi en el que la sección central es más estrecha que la sección de entrada tiene la ventaja de que funciona con éxito a números de Mach subsónicos altos y puede ser utilizado en sustancialmente todas las velocidades subsónicas.

Se genera un valor de presión total **360** para el entorno **302** que rodea a la aeronave **304**. La pluralidad de tubos de Venturi **318** genera datos **362**. Los datos **362** son el valor de presión estática **358** y la presión total de **360** en estos ejemplos. En algunas realizaciones ventajosas, la pluralidad de tubos de Venturi **318** está situada hacia adelante en el fuselaje **336** del carenado del ala **364**.

El sistema informático **308** ejecuta a continuación la consolidación de señales **366**. El sistema de consolidación de señales **366** detecta errores **368** en los datos **328**, los datos **338**, los datos **356** y/o los datos **362** mediante la generación de un valor de presión total consolidada **370** y un valor de presión estática consolidada **372**. Puede haber errores en los datos **328**, los datos **338**, los datos **356** y/o los datos **362** debido a que uno o más eventos han provocado que uno o más sistemas de sensores **306** generen datos inconsistentes.

Por ejemplo, puede acumularse hielo en las entradas de la pluralidad de sondas de Pitot estáticas **312** y la pluralidad de sondas de Pitot estáticas **312** puede generar inconsistencias en el valor de presión total **330** y/o el valor de presión estática **332**.

La consolidación de señales **366** detecta y aísla errores **368** mediante la generación de un valor de presión total consolidada **380** y un valor de presión estática consolidada **372**. El valor de presión estática consolidada **372** es un valor generado a partir de algunos o todos los valores de presión estática **332**, **342** y **358**. En estos ejemplos, el valor de presión estática consolidada **372** es el valor de mediana **376** de los valores de presión estática **332**, **342** y **358**.

Del mismo modo, el valor de presión total consolidada **380** es un valor generado a partir de parte o la totalidad del valor de presión total **332**, el valor de presión total **340** y el valor de presión total **360**. En estos ejemplos, el valor de presión total consolidada **380** es el valor de mediana **374** de valores de presión total **332**, **340** y **360**.

Una vez generados el valor de presión total consolidada **380** y el valor de presión estática consolidada **372**, el sistema de consolidación de señales **366** genera una velocidad aerodinámica **310**. En estos ejemplos, la velocidad aerodinámica **310** es la velocidad aerodinámica calibrada de la aeronave **304**.

En realizaciones ventajosas en las que la pluralidad de sensores de detección y medición de luz **316** está presente, la velocidad aerodinámica generada por la pluralidad de sensores de detección y medición de luz **316** se compara con la velocidad aerodinámica **310**. Si la velocidad aerodinámica generada por los sensores de detección y medición de luz **316** difiere de la velocidad aerodinámica **310** en más de una cantidad determinada, el valor de la velocidad aerodinámica **310** puede ser modificado. Por ejemplo, la velocidad aerodinámica **310** puede ser modificada al punto medio entre la velocidad aerodinámica generada por la pluralidad de sensores de detección y medición de luz **316**.

La ilustración del entorno de monitoreo de la velocidad aerodinámica **300** en la **Figura 3** no significa que implique limitaciones físicas o arquitectónicas a la manera en que las diferentes realizaciones ventajosas pueden ser implementadas. Pueden usarse otros componentes además de y/o en lugar de los ilustrados. Algunos componentes pueden ser innecesarios en algunas realizaciones ventajosas. También, los bloques se presentan para ilustrar algunos de los componentes funcionales. Uno o más de estos bloques pueden combinarse y/o dividirse en bloques diferentes cuando se implementan en diferentes realizaciones ventajosas.

Por ejemplo, en algunas realizaciones ventajosas, la pluralidad de tubos de Venturi **318** está ausente. En otras realizaciones ventajosas, la pluralidad de sensores de detección y medición de luz **316** está ausente. En algunas realizaciones ventajosas, la pluralidad de tubos de Venturi **318** está situada en el estabilizador vertical de la aeronave **304**.

Volviendo ahora a la **Figura 4**, se representa una ilustración de un tubo de Venturi según una realización ventajosa. El tubo de Venturi **400** es un ejemplo de un tubo de Venturi en una pluralidad de tubos de Venturi **318**.

El tubo de Venturi **400** se extiende desde el fuselaje **402** en esta realización ventajosa. El fuselaje **402** es un ejemplo de implementación de fuselaje **336** en la **Figura 3**. La flecha **403** indica la dirección hacia adelante en el fuselaje **402**. La dirección hacia adelante indicada por la flecha **403** es la dirección en la que se encuentra la cabina de mando en esta realización ventajosa. Por supuesto, en otras realizaciones ventajosas, el tubo de Venturi **400** puede estar situado en otras ubicaciones adecuadas.

El tubo de Venturi **400** consiste de un tubo **404** y un tubo **406**. El tubo **404** y el tubo **406** se extienden desde el fuselaje **402** hasta el puntal **401**. Los puertos **408** en el tubo **404** permiten que el aire que se desplaza en la región **410** entre en el tubo **404**. El aire viaja a través del tubo **404** hasta el conector **412**. El aire que se desplaza a través del tubo **404** viaja a través del conector **412**. El conector **412** conecta el tubo **404** al sensor **414**. La presión del aire en el tubo **404** se mide usando el sensor **414**. El sensor **414** está conectado al conector **412** en esta realización ventajosa. Por supuesto, el sensor **414** puede estar conectado al conector **412** usando un tubo, un canal u otro dispositivo adecuado.

Del mismo modo, los puertos **416** permiten que el aire que se desplaza en la región **410** entre en el tubo **406**. El tubo **406** es como el tubo **404**, pero presenta un diámetro diferente al del tubo **404**. En esta realización ventajosa, el tubo **406** es de dos veces el diámetro del tubo **404**. Por lo tanto, el tubo de Venturi **400** es un tubo de Venturi divergente/convergente.

El aire que se desplaza a través del tubo **406** viaja a través del conector **418**. El conector **418** conecta el tubo **406** al sensor **420**. La presión del aire en el tubo **406** se mide usando el sensor **420**. El sensor **420** está conectado al conector **418** en esta realización ventajosa. Por supuesto, el sensor **414** puede estar conectado al conector **412** usando un tubo, un canal, u otro dispositivo adecuado.

El sistema informático **422** es un ejemplo de implementación de sistema informático **308** en la **Figura 3**. El sistema informático **422** recibe los valores de presión a partir del sensor **414** y el sensor **420**. El sistema informático **422** calcula entonces la diferencia entre los valores de presión. La diferencia entre los valores de la presión es usada por el sistema informático **422** para generar un valor de presión total, tal como el valor de presión total **360** en la **Figura 3**, para el entorno en la región **410**.

En algunas realizaciones ventajosas, también pueden estar presentes uno o más sensores de presión estática. Por ejemplo, un sensor de presión estática puede estar situado sustancialmente adyacente a los puertos **408** y/o los puertos **416**. Los valores de presión estática generados por los sensores de presión estática se envían al sistema informático **422** en tales realizaciones ventajosas.

Volviendo ahora a la **Figura 5**, se representa una ilustración de un sistema de consolidación de señales según una realización ventajosa. El sistema de consolidación de señales **500** es un ejemplo de implementación de sistema de consolidación de señales **366** en la **Figura 3**.

El sistema de consolidación de señales **366** se implementa como un proceso en el sistema informático **308** en la **Figura 3**. Sin embargo, el sistema de consolidación de señales **500** puede implementarse en su lugar usando uno o más componentes **502**. El componente **502** puede ser pluralidad de circuitos **504**, una pluralidad de circuitos integrados **506** y una matriz lógica programable **508**.

Las **Figuras 6-7** ilustran un ejemplo de un sistema de consolidación de señales que genera un valor de presión total consolidada usando valores de presión total a partir de los sistemas de sensores en una aeronave. Por supuesto, la presión estática consolidada puede generarse de una manera similar a la presión total consolidada.

Volviendo ahora a la **Figura 6**, se representa una ilustración de valores de presión totales según una realización ventajosa. Los valores de presión total **600** son ejemplos de implementaciones de valores de presión total **332**, **340** y **360** en la **Figura 3**.

Los valores de presión total **600** se muestran después de haber sido generados por sistemas de sensores, tales como los sistemas de sensores **306** en la **Figura 3**. La columna del sensor **602** indica la identidad del sensor que generó el valor en la columna de presión total **604**. En este ejemplo ilustrativo, los sensores de Pitot estáticos **606** generaron valores de aproximadamente 26 y aproximadamente 23. Del mismo modo, los sistemas de sensores de ángulo de ataque **608** generaron valores de aproximadamente 24 y aproximadamente 22. Los tubos de Venturi **610** generaron valores de aproximadamente 14 y aproximadamente 11.

Un sistema de consolidación de señales, tal como el sistema de consolidación de señales **366** en la **Figura 3** procesa valores de presión total **600**. Supóngase que el último valor de presión total consolidada generado por el sistema de consolidación de señales fue aproximadamente de 24. Para cada tipo de sensor, se selecciona el valor de mediana entre los dos valores generados y el último valor de presión total consolidada.

En este ejemplo, el valor de mediana para los sensores de Pitot estáticos **606** se selecciona entre 26, 23 y el último valor de presión total consolidada de 24 para formar 24. Del mismo modo, el valor de mediana entre los dos valores generados para los sensores de ángulo de ataque **608** y el último valor de presión total consolidada de 24 se selecciona para formar 24. Además, el valor de mediana entre los dos valores generados para los tubos de Venturi **610** y el último valor de presión total consolidada de 24 se selecciona para formar 14.

Volviendo ahora a la **Figura 7**, se representa una segunda ilustración de valores de presión total según una realización ventajosa. Los valores de presión total **700** se consolidan y generan a partir de valores de presión total **600** en la **Figura 6**.

Los valores de presión total **700** contienen una presión total para el sistema de Pitot estático **702** de 24, una presión total para el sistema de ángulo de ataque **704** de 24, y una presión total para los tubos de Venturi **706** de 14. El sistema de consolidación de señales genera una presión total consolidada usando los valores de presión total **700**. El sistema de consolidación de señales puede generar la presión total consolidada mediante la selección del valor de mediana a partir de los tres valores. En este ejemplo ilustrativo, se selecciona el valor de 24 debido a que el valor más alto es 24 y el valor más bajo es 14. El valor restante a seleccionar como el valor de mediana es 24. De este modo, el sistema de consolidación de señales genera 24 como la presión total consolidada para la aeronave.

En este ejemplo, los tubos de Venturi **706** generan un valor que estaba a diez unidades de distancia de los otros tipos de sensores. El sistema de consolidación de señales puede identificar los tubos de Venturi **706** que generan datos inconsistentes. En algunas realizaciones ventajosas, el sistema de consolidación de señales puede crear una entrada de registro de diagnóstico de que los tubos de Venturi **706** generaron un valor de presión total que difería del valor de presión total consolidada en más de una cantidad o porcentaje umbral.

Volviendo ahora a la **Figura 8**, se representa una ilustración de un diagrama de flujo de un proceso para identificar una velocidad aerodinámica de una aeronave según una realización ventajosa. El proceso puede ser realizado mediante la consolidación de señales **366** que se ejecuta en el sistema informático **308** en la **Figura 3**. El proceso también puede ser realizado por el componente **502** en la **Figura 5**.

El proceso se inicia mediante la generación, por una pluralidad de sondas de Pitot estáticas, de un primer valor de presión total y un primer valor de presión estática para un entorno que rodea a la aeronave (operación **802**). El proceso genera a continuación un segundo valor de presión total y un segundo valor de presión estática para el entorno que rodea a la aeronave usando una pluralidad de sensores de detección y medición de luz (operación **804**). El proceso genera a continuación un tercer valor de presión total y un tercer valor de presión estática para el entorno que rodea a la aeronave usando una pluralidad de sistemas de sensores de ángulo de ataque (operación **806**).

El proceso detecta a continuación errores en el primer valor de presión total, el primer valor de presión estática, el segundo valor de presión total, el segundo valor de presión estática, el tercer valor de presión total y el tercer valor de presión estática para formar un valor de presión total consolidada y un valor de presión estática consolidada (operación **808**). El proceso detecta errores al seleccionar el valor de mediana a partir del último valor de presión estática o total consolidadas y cada uno de los sensores de un tipo particular. El proceso genera a continuación un valor de presión estática o total consolidadas tomando el valor de mediana de los valores restantes.

A continuación, el proceso identifica una velocidad aerodinámica para la aeronave a partir del valor de presión total consolidada y el valor de presión estática consolidada (operación **810**). El proceso puede identificar la velocidad aerodinámica para la aeronave usando la siguiente fórmula basada en principio de Bernoulli:

$$V_c = C_{so}(5((P_t - P_s)/P_{so} + 1)^{2/7} - 1)^{1/2},$$

donde V_c es la velocidad aerodinámica calibrada de la aeronave, P_t es la presión total para el entorno que rodea a la aeronave, P_s es la presión estática para el entorno que rodea a la aeronave, P_{so} es la presión estática a nivel del mar en un día estándar, C_{so} es la velocidad del sonido al nivel del mar en un día estándar y V_c es la velocidad aerodinámica calibrada de la aeronave **100**. El proceso termina a partir de allí.

Volviendo ahora a la **Figura 9**, se representa un diagrama de flujo de un proceso para la detección de errores según una realización ventajosa. El proceso puede ser realizado mediante el sistema de corrección de errores de consolidación de señales **366** por el sistema informático **308** en la **Figura 3**. El proceso también puede ser realizado por el componente **502** en la **Figura 5**.

El proceso se inicia mediante la recepción de valores de presión estática de cada uno de los sensores que generan valores de presión estática y valores de presión total a partir de cada uno de los sensores que generan valores de presión total (operación **902**). En estos ejemplos, la aeronave tiene al menos tres tipos de sensores diferentes y al menos dos de cada tipo de sensor. El proceso recibe a continuación el valor de presión estática consolidada más reciente (operación **904**). En algunas realizaciones ventajosas, el valor de presión estática consolidada más reciente es un valor generado durante la operación **908** en una ejecución anterior del proceso en la **Figura 9**. Por supuesto, si tal valor está ausente, puede utilizarse un valor predeterminado.

El proceso selecciona a continuación, para cada tipo de sensor, el valor de mediana de los valores de presión estática generados por los al menos dos sensores de cada tipo recibidos en la operación **904** y el último valor de presión total consolidada recibido en la operación **906** (operación **906**). El proceso selecciona a continuación el valor de mediana de los valores generados durante la operación **906** para formar el valor de presión estática consolidada (operación **908**). El proceso termina a partir de allí.

Los diagramas de flujo y las ilustraciones en las diferentes realizaciones representadas ilustran la arquitectura, funcionalidad y operación de algunas posibles implementaciones de un aparato y métodos en diferentes realizaciones ventajosas. En este sentido, cada bloque en el diagrama de flujo o ilustraciones puede representar un módulo, segmento, función y/o una parte de una operación o paso. En algunas implementaciones alternativas, la función o funciones indicadas en el bloque pueden producirse fuera del orden observado en las figuras. Por ejemplo, en algunos casos, dos bloques mostrados en sucesión pueden ser ejecutados de manera sustancialmente simultánea, o los bloques pueden en ocasiones ser ejecutados en el orden inverso, dependiendo de la funcionalidad implicada.

Por ejemplo, el proceso puede generar valores para la presión total en las operaciones **902 a 908** en lugar de la presión estática. Además, el proceso puede almacenar un informe después de la operación **908** en el caso de que un tipo de sensor esté generando datos inconsistentes y/o datos que difieren de los valores generados por los otros tipos de sensores en más de una cantidad o porcentaje particular.

Además, el proceso puede utilizar valores de velocidad aerodinámica para detectar errores en lugar de valores de presión estática en la **Figura 9**. Más específicamente, el proceso puede generar un valor de velocidad aerodinámica consolidada en las operaciones **902 a 908** en lugar de la presión estática.

En tales realizaciones ventajosas, el proceso puede recibir valores de velocidad aerodinámica en lugar de valores de presión estática en la operación **902**. El proceso puede recibir a continuación el valor de velocidad aerodinámica más reciente en la operación **904** en lugar del valor de presión estática más reciente. Del mismo modo, el proceso puede seleccionar, para cada tipo de sensor, el valor de mediana de los valores de velocidad aerodinámica recibidos y el valor de velocidad aerodinámica más reciente en la operación **906**. Finalmente, el proceso puede seleccionar el valor de mediana a partir de los valores generados en la operación **906** para formar un valor de velocidad aerodinámica consolidada en la operación **908**.

De este modo, las diferentes realizaciones ventajosas proporcionan un aparato y un método para identificar una velocidad aerodinámica para una aeronave. En una realización ventajosa, se proporciona un aparato. El aparato consiste de una pluralidad de sondas de Pitot estáticas. Cada una de la pluralidad de sondas de Pitot estáticas es un primer tipo de sensor. La pluralidad de sondas de Pitot estáticas generan primeros datos. El aparato también consiste de una pluralidad de sistemas de sensores de ángulo de ataque. Cada uno de la pluralidad de sistemas de sensores de ángulo de ataque es un segundo tipo de sensor, y la pluralidad de sistemas de sensores de ángulo de ataque genera segundos datos. El aparato también consiste de una pluralidad de sensores de detección y medición de luz. Los sensores de detección y medición de luz generan terceros datos. El aparato también consiste de un sistema de consolidación de señales configurado para corregir errores en los primeros datos generados por la pluralidad de sondas de Pitot estáticas, los segundos datos generados por la pluralidad de sistemas de sensores de ángulo de ataque y los terceros datos generados por la pluralidad de sensores de detección y medición de luz.

De este modo, las diferentes realizaciones ventajosas permiten que los sistemas de datos de la aeronave y los pilotos reciban valores de velocidad aerodinámica en donde la inconsistencia en los valores es limitada a valores aceptables, incluso cuando un tipo de sensor particular es afectado por un evento, tal como el hielo, que causa que todos los sensores de un tipo generen valores inconsistentes. Los sistemas de datos de la aeronave pueden excluir datos de ese tipo de sensor e informar que el tipo de sensor necesita de mantenimiento o no debe ser utilizado hasta que se realice el mantenimiento.

Debido a que por lo menos tres tipos de sensores generan valores de presión totales y estáticas, puede identificarse la velocidad aerodinámica para la aeronave incluso cuando todos los sensores de un tipo de sensor están generando datos inconsistentes. Además, puede identificarse la velocidad aerodinámica para la aeronave, incluso cuando todos los sensores de dos tipos de sensores están generando datos inconsistentes debido a que cada tipo de sensor no es afectado por un evento de modo común en particular. Además, el tipo de sensor que genera los datos inconsistentes puede ser identificado debido a que otros dos tipos de sensores generan datos consistentes y pueden ser usados para identificar la velocidad aerodinámica de la aeronave.

La descripción de las diferentes realizaciones ventajosas ha sido presentada con fines de ilustración y descripción, y no está destinada a ser exhaustiva o limitada a las realizaciones en la forma descrita. Numerosas modificaciones y variaciones serán evidentes para los expertos en la técnica. Además, diferentes realizaciones ventajosas pueden proporcionar diferentes ventajas en comparación con otras realizaciones ventajosas. La realización o realizaciones seleccionadas se eligen y describen con el fin de explicar mejor los principios de las realizaciones, la aplicación práctica y para permitir a otros expertos en la técnica entender la descripción de diversas realizaciones con diversas modificaciones que sean adecuadas para el uso particular contemplado.

REIVINDICACIONES

1. Un aparato que comprende una aeronave (304) y que comprende además:

una pluralidad de sondas de Pitot estáticas (312) asociadas con una parte delantera (334) de un fuselaje (336) de la aeronave, en donde cada una de la pluralidad de sondas de Pitot estáticas es un primer tipo de sensor, y donde la pluralidad de sondas de Pitot estáticas están configuradas para generar primeros datos (328);

una pluralidad de sistemas de sensores de ángulo de ataque (314), en donde cada uno de la pluralidad de sistemas de sensores de ángulo de ataque es un segundo tipo de sensor, y en donde la pluralidad de sistemas de sensores de ángulo de ataque están configurados para generar segundos datos (338);

una pluralidad de sensores de detección y medición de luz (316), en donde cada uno de los sensores de detección y medición de luz son un tercer tipo de sensor, y en donde la pluralidad de sensores de detección y medición de luz están configurados para generar terceros datos (356); y

un sistema de consolidación de señales (366) configurado para detectar errores en los primeros datos generados por la pluralidad de sondas de Pitot estáticas, los segundos datos generados por la pluralidad de sistemas de sensores de ángulo de ataque y los terceros datos generados por la pluralidad de sensores de detección y medición de luz;

en donde los primeros datos comprenden un primer valor de presión total (330) y un primer valor de presión estática (332) para un entorno (302) que rodea a la aeronave, los segundos datos comprenden un segundo valor de presión total (340) y un segundo valor de presión estática (432) para el entorno que rodea a la aeronave, y los terceros datos (356) comprenden un tercer valor de presión total y un tercer valor de presión estática para el entorno que rodea a la aeronave.

2. La aeronave (304) de la reivindicación 1, en donde el sistema de consolidación de señales (366) comprende:

una unidad de procesamiento (204) configurada para consolidar los primeros datos (328), los segundos datos (338) y los terceros datos (356).

3. La aeronave (304) de la reivindicación 1, en donde el sistema de consolidación de señales (366) comprende un componente (502) seleccionado de una pluralidad de circuitos (504), una pluralidad de circuitos integrados (506) y una matriz lógica programable (508).

4. La aeronave (304) de la reivindicación 1, en donde en la detección de los errores (368) en los primeros datos (328) generados por la pluralidad de sondas de Pitot estáticas (312), los segundos datos (338) generados por la pluralidad de sistemas de sensores de ángulo de ataque (314) y los terceros datos (356) generados por la pluralidad de sensores de detección y medición de luz (316), el sistema de consolidación de señales (366) está configurado para identificar un cuarto valor de presión total (380) para el entorno (302) usando el primer valor de presión total (330), el segundo valor de presión total (340) y el tercer valor de presión total; e identificar un cuarto valor de presión estática (372) para el entorno que rodea a la aeronave usando el primer valor de presión estática (322), el segundo valor de presión estática (342) y el tercer valor de presión estática.

5. La aeronave (304) de la reivindicación 4, en donde en la identificación del cuarto valor de presión total (380) para el entorno (302) usando el primer valor de presión total (330), el segundo valor de presión total (340) y el tercer valor de presión total, el sistema de consolidación de señales (366) está configurado para identificar un primer valor de mediana (374) a partir del primer valor de presión total, el segundo valor de presión total y el tercer valor de presión total para formar un valor de presión total consolidada (380) para el entorno.

6. La aeronave (304) de la reivindicación 5, en donde en la identificación del cuarto valor de presión estática (372) para el entorno (302) usando el primer valor de presión estática (332), el segundo valor de presión estática (342) y el tercer valor de presión estática, el sistema de consolidación de señales (366) está configurado para identificar un segundo valor de mediana (376) a partir del primer valor de presión estática, el segundo valor de presión estática y el tercer valor de presión estática para formar un valor de presión estática consolidada (372) para el entorno.

7. La aeronave (304) de la reivindicación 6, en donde el sistema de consolidación de señales (366) está configurado además para identificar una velocidad aerodinámica (310) para la aeronave a partir del primer valor de mediana (374) y el segundo valor de mediana (376).

8 La aeronave (304) de la reivindicación 1, en donde cada uno de la pluralidad de sistemas de sensores de ángulo de ataque (314) comprende:

un sensor de ángulo de ataque de paletas (344) asociado con el fuselaje delantero (334) de la aeronave (304);

un sistema de sensor inercial (378) configurado para generar datos de inercia para la aeronave;

un receptor de sistema de posicionamiento global (346) configurado para generar una altitud por encima del nivel del mar promedio de la aeronave y un valor de presión estática sintético (342) usando un modelo de elevación y los datos de inercia.

5 **9.** Un método para identificar una velocidad aerodinámica (310) para una aeronave (304), comprendiendo el método:

generar, mediante una pluralidad de sondas de Pitot estáticas (312) asociadas con una parte delantera (334) de un fuselaje (336) de la aeronave, un primer valor de presión total (330) y un primer valor de presión estática (320) para un entorno (302) que rodea a la aeronave;

10 generar, mediante una pluralidad de sensores de detección y medición de luz (316), un segundo valor de presión total y un segundo valor de presión estática para el entorno que rodea a la aeronave;

generar, mediante una pluralidad de sistemas de sensores de ángulo de de ataque (314), un tercer valor de presión total (340) y un tercer valor de presión estática (342) para el entorno que rodea a la aeronave;

15 detectar errores (368) en el primer valor de presión total, el primer valor de presión estática, el segundo valor de presión total, el segundo valor de presión estática, el tercer valor de presión total y el tercer valor de presión estática para formar un valor de presión total consolidada (370) y un valor de presión estática consolidada (372); e

identificar una velocidad aerodinámica para la aeronave a partir del valor de presión total consolidada y el valor de presión estática consolidada;

20 en donde los primeros datos comprenden un primer valor de presión total (330) y un primer valor de presión estática (332) para un entorno (302) que rodea a la aeronave, los segundos datos comprenden un segundo valor de presión total (340) y un segundo valor de presión estática (432) para el entorno que rodea a la aeronave, y los terceros datos (356) comprenden un tercer valor de presión total y un tercer valor de presión estática para el entorno que rodea a la aeronave.

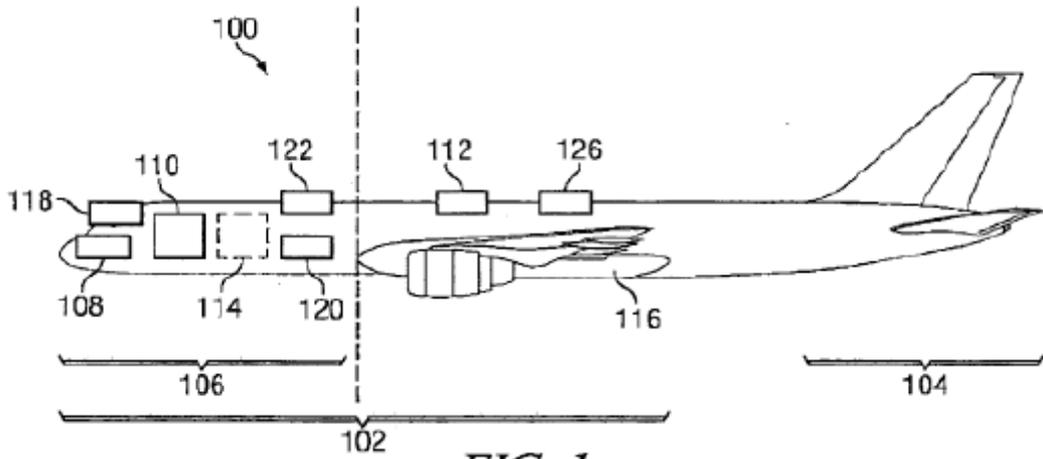


FIG. 1

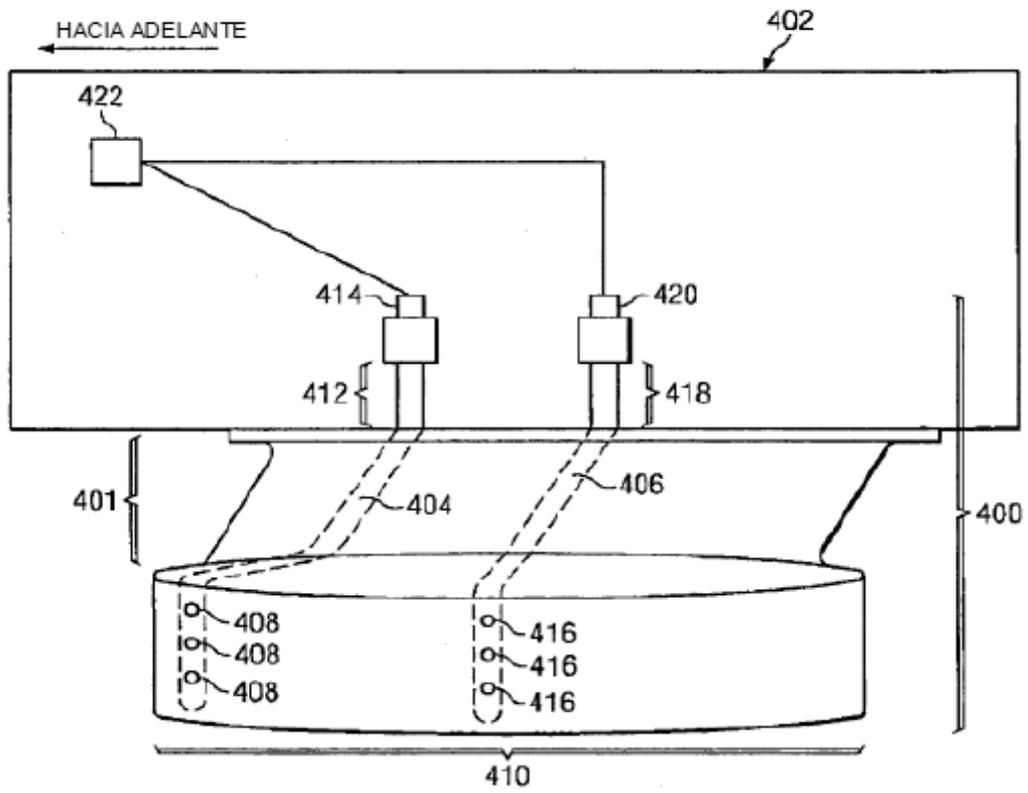


FIG. 4

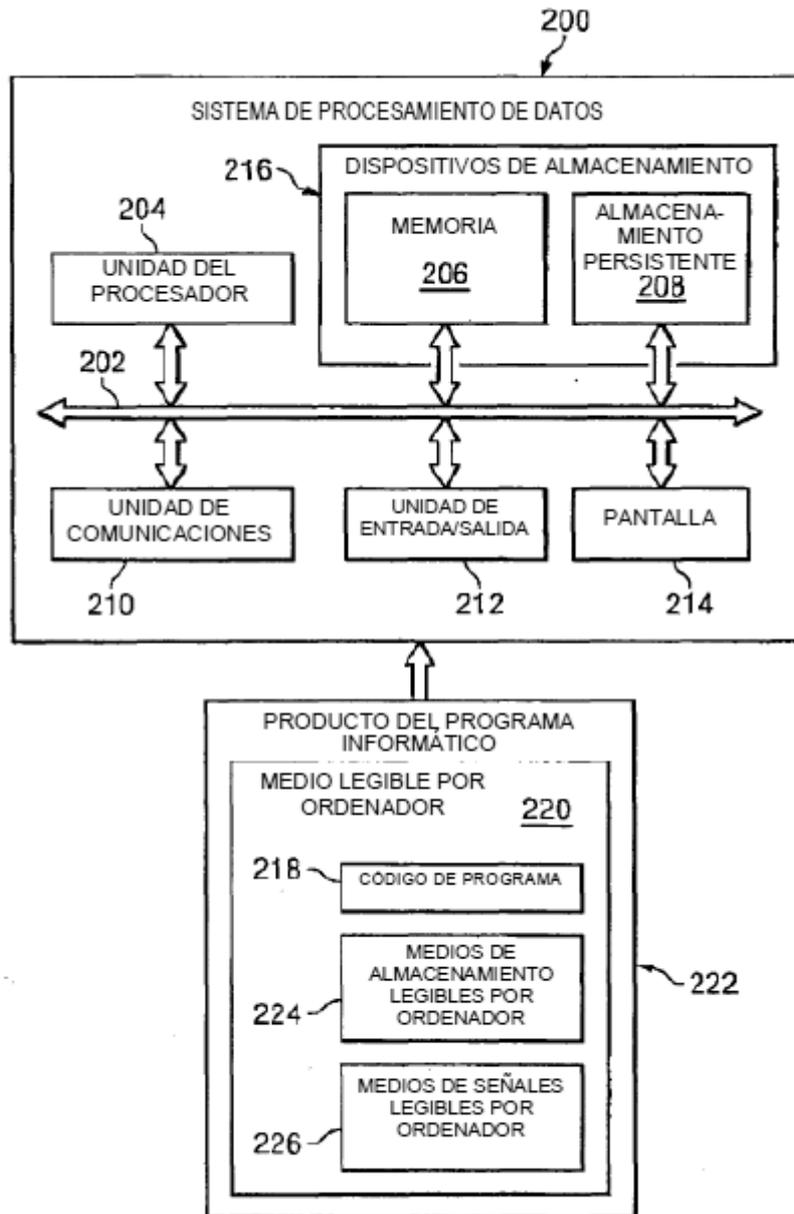
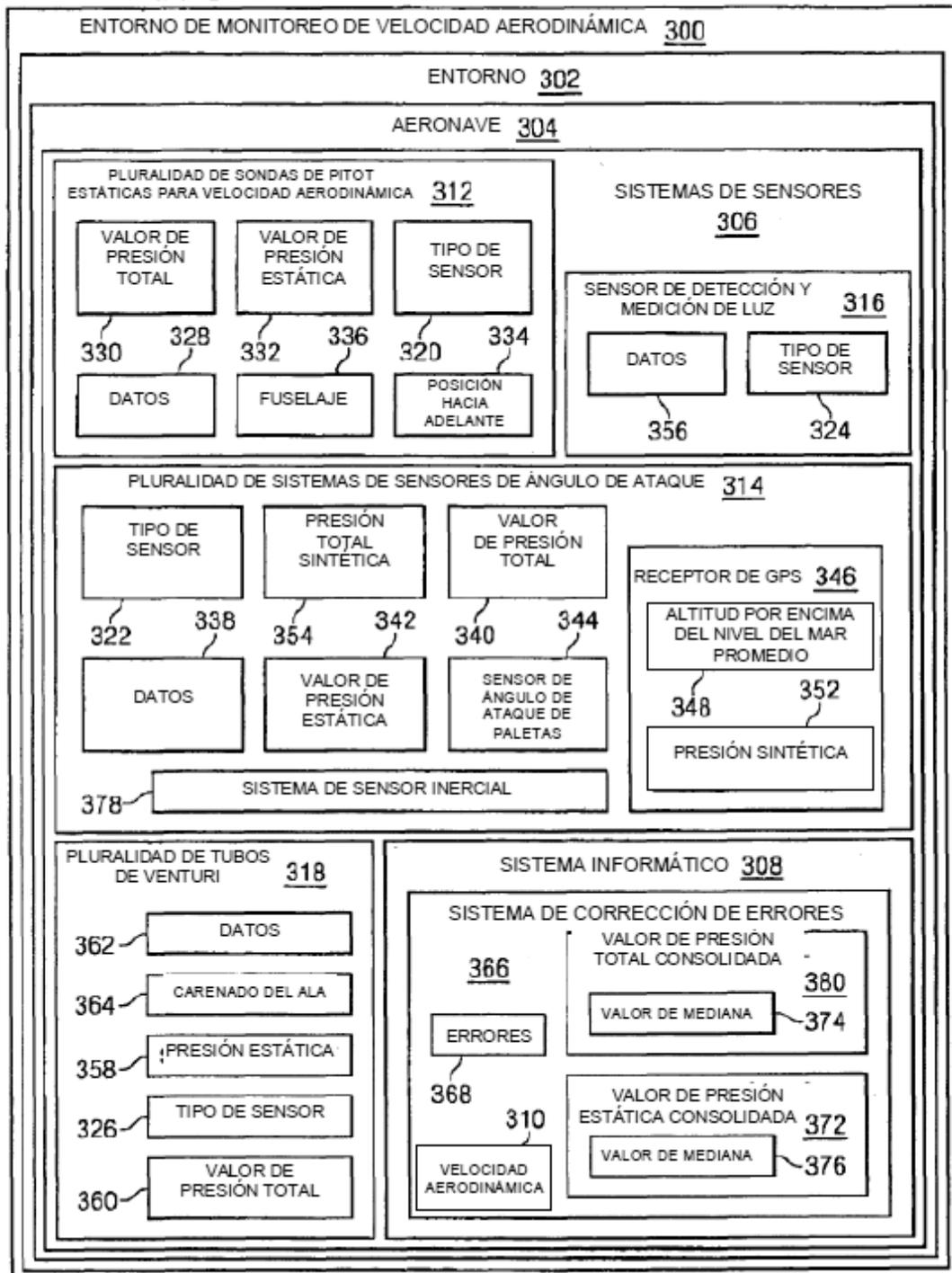


FIG. 2

FIG. 3



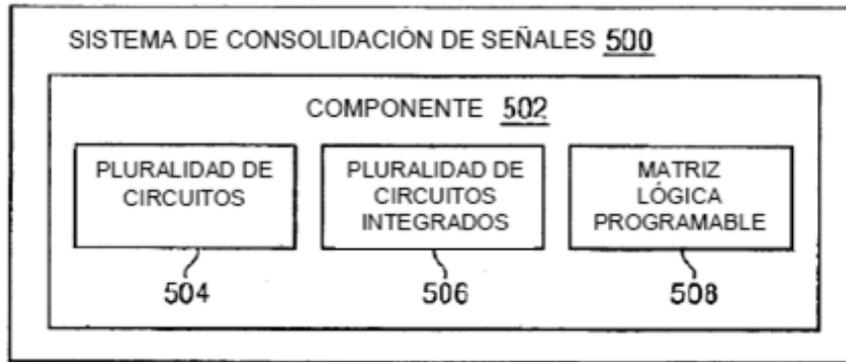


FIG. 5

600

| | 602 SENSOR | 604 P_T |
|-----|--------------------|--------------|
| 606 | PITOT ESTÁTICA 1 | 26 |
| 606 | PITOT ESTÁTICA 2 | 23 |
| 608 | ÁNGULO DE ATAQUE 1 | 24 |
| 608 | ÁNGULO DE ATAQUE 2 | 22 |
| 610 | TUBOS DE VENTURI 1 | 14 |
| 610 | TUBOS DE VENTURI 2 | 11 |

FIG. 6

700

| | SENSOR | P_T |
|-----|------------------|-------|
| 702 | PITOT ESTÁTICA | 24 |
| 704 | ÁNGULO DE ATAQUE | 24 |
| 706 | TUBOS DE VENTURI | 14 |

FIG. 7

