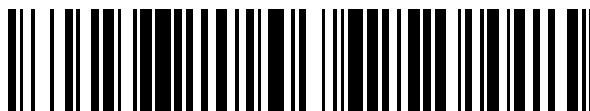


19



OFICINA ESPAÑOLA DE  
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 685 754**

51 Int. Cl.:

**G01P 13/02** (2006.01)

**G01P 21/00** (2006.01)

**B64D 43/02** (2006.01)

12

## TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

86 Fecha de presentación y número de la solicitud internacional: **05.09.2013 PCT/IB2013/058320**

87 Fecha y número de publicación internacional: **13.03.2014 WO14037902**

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **05.09.2013 E 13792453 (6)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **11.07.2018 EP 2893360**

54 Título: **Método de y sistema para el cálculo y la consolidación de parámetros de vuelo de una aeronave**

30 Prioridad:

**05.09.2012 IT TO20120770**

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

**11.10.2018**

73 Titular/es:

**LEONARDO S.P.A. (100.0%)  
Piazza Monte Grappa 4  
00195 Roma, IT**

72 Inventor/es:

**BRUTI, DANILO**

74 Agente/Representante:

**ARIAS SANZ, Juan**

**ES 2 685 754 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**

Método de y sistema para el cálculo y la consolidación de parámetros de vuelo de una aeronave

**Campo técnico**

5 La presente invención se refiere a un método y un sistema de cálculo y consolidación de parámetros de vuelo de una aeronave.

**Técnica anterior**

10 Casi todas las aeronaves operativas, tanto civiles como militares, usan sensores que sobresalen de las superficies de la aeronave, en particular aletas flotantes para medir ángulos de incidencia y deslizamiento lateral. Los sensores pueden medir directamente cantidades tales como ángulos de flujo y velocidades locales y, en general, parámetros de vuelo útiles para la determinación de la actitud, altitud y velocidad de vuelo de la aeronave. Los algoritmos usados para procesar los datos medidos por estos sensores, así como sus peculiaridades asociadas a la ubicación de los sensores en la aeronave, sus características y los requisitos de fiabilidad/redundancia del sistema, se desarrollan prácticamente para el único fin de la medición para calibración.

15 Los sensores de presión estática del tipo disponible en el mercado, por ejemplo sensores de presión fabricados usando tecnología MEMS, tienen la ventaja del tamaño y peso pequeños y no sobresalen de la superficie en la que se montan. Por tanto, es deseable el uso de tales sensores de presión. Sin embargo, para obtener uno o más de los parámetros de vuelo mencionados anteriormente partiendo de mediciones de presión estática, son necesarios algoritmos complejos, que requieren una capacidad de cálculo considerable. Los algoritmos conocidos para el cálculo de parámetros de vuelo partiendo de mediciones de presión estática normalmente se basan en el uso de  
20 inteligencia artificial y redes neurales y garantiza la funcionalidad para el cálculo de los parámetros de vuelo y la detección de cualquier fallo en los sensores de presión.

25 El documento GB2432914 se refiere en general a sistemas de detección de datos aéreos, tales como sistemas de FADS (Flush Air Data Systems – Sistemas enrasados de datos de aeronavegación), para su uso en un vehículo aéreo para proporcionar aislamiento de fallos en sistemas de detección de datos de aeronavegación basados en inteligencia artificial, tales como FADS basados en redes neurales.

El documento US 2011/238373 se refiere a calibración en vuelo de sistemas de Pitot-estática de aeronave modelando el error de presión como una función continua de la velocidad del aire. Se utilizan mediciones de la presión estática y diferencial y de la velocidad respecto al suelo mediante Sistema de Posicionamiento Global (GPS) para calcular errores de presión a lo largo de un intervalo de velocidades del aire.

30 El documento US 5.423.209 se refiere a una sonda de Pitot de múltiples orificios en forma de pirámide truncada y un sistema de detección de la velocidad de vuelo usando la sonda de Pitot de múltiples orificios en forma de pirámide truncada.

El documento EP2434296 se refiere en general a sistemas de sensor y más específicamente a sistemas de sensor de la velocidad del aire.

35 El documento US 2004/011124 se refiere a un procedimiento para determinar parámetros aerodinámicos y a un procedimiento para detectar un fallo con una sonda usada para determinar los parámetros aerodinámicos del flujo de aire que rodea a una aeronave.

40 Sin embargo, las soluciones del tipo conocido tienen el inconveniente de requerir alta capacidad de cálculo (con el consiguiente consumo de energía) y, si se detecta un fallo de uno o más sensores de presión, no permitir la exclusión de este/estos sensor(es). En la práctica, estas soluciones del tipo conocido “conviven” con el fallo. La información procedente de algunos sensores defectuosos todavía se usa en el cálculo de los parámetros de vuelo.

**Divulgación de la invención**

El objeto de la presente invención es proporcionar un método y un sistema de cálculo y consolidación de parámetros de vuelo de una aeronave que superen los inconvenientes de la técnica conocida.

45 Según la presente invención, se proporcionan un método y un sistema de cálculo y consolidación de parámetros de vuelo de una aeronave tal como se define en las reivindicaciones adjuntas.

**Breve descripción de los dibujos**

Para una mejor comprensión de la presente invención, ahora se describirán algunas realizaciones preferidas, meramente a modo de ejemplo no limitativo, con referencia a los dibujos adjuntos, en los que:

50 - Las figuras 1a y 1b muestran vistas desde arriba y desde abajo de una aeronave equipada con sensores de presión estática en una pluralidad de ubicaciones; y

- la figura 2 muestra, por medio de un diagrama de flujo, un método de cálculo y validación de parámetros de vuelo según una realización de la presente invención.

**Mejor modo de llevar a cabo la invención**

5 El método según la presente invención combina la funcionalidad mejorada del cálculo de parámetros de vuelo con la funcionalidad para identificar y aislar sensores con funcionamiento inadecuado.

En particular, el método según la presente invención se basa en el uso de modelos matemáticos y físicos que asocian los parámetros de vuelo que van a calcularse (o, más en general, variables de estado) con parámetros medidos en vuelo (presiones estáticas locales). El uso de estos modelos permite una validación más fácil de todo el procedimiento con respecto a la técnica conocida, con repercusiones positivas en lo que se refiere a la trazabilidad y verificación en un procedimiento de certificación.

10 Las mediciones de la presión estática local se obtienen usando una pluralidad N de sensores de presión  $S_1-S_N$ , de tipo conocido y disponibles en el mercado, situados en una pluralidad de ubicaciones respectivas en una aeronave. Los sensores de presión pueden ser de cualquier tipo y pueden obtenerse usando cualquier tecnología de fabricación (por ejemplo, tecnología MEMS), siempre que puedan "ocultarse" en el fuselaje de la aeronave en las figuras 1a y 1b, en el sentido de que no sobresalgan significativamente de la superficie del fuselaje de la aeronave. Por ejemplo, tales sensores no sobresalen significativamente cuando no constituyen un elemento de firma de radar.

15 Las figuras 1a y 1b muestran una aeronave 1 a modo de ejemplo, observada respectivamente desde arriba y desde abajo, y que comprende una pluralidad N de sensores de presión  $S_1-S_N$ , estando dispuesto cada uno en una ubicación respectiva  $i_1-i_N$  en la aeronave 1 y alojados posiblemente en una cubierta respectiva que puede proteger cada sensor respectivo del entorno externo. En particular, cada sensor  $S_1-S_N$  está integrado en el fuselaje de la aeronave 1 de manera que es sustancialmente coplanar con el fuselaje de la aeronave 1 en la ubicación  $i_1-i_N$  en la que se sitúa, o está dispuesto dentro del fuselaje de la aeronave 1. En general, los sensores  $S_1-S_N$ , o en cualquier caso las cubiertas que alojan un sensor  $S_1-S_N$  respectivo, no sobresalen de la superficie del fuselaje de la aeronave 1 en las ubicaciones  $i_1-i_N$  en las que se sitúan. Con el fin de permitir que los sensores  $S_1-S_N$  adquieran correctamente información de presión estática, el fuselaje de la aeronave 1 tiene uno o más orificios (no mostrados) en cada ubicación  $i_1-i_N$  que forman la única interfaz de los sensores de presión  $S_1-S_N$  con el exterior de la aeronave 1. El uso de sensores integrados en el fuselaje de la aeronave 1 garantiza una baja contribución de los sensores  $S_1-S_N$  con la firma de radar de la aeronave 1.

20 Tal como se ha mencionado, en uso, cada sensor  $S_1-S_N$  detecta un valor de presión estática en la ubicación  $i_1-i_N$ , y genera una señal transducida  $X_1-X_N$  indicativa del valor de presión estática medido en un momento dado en el tiempo (o, alternativamente, un valor promedio a lo largo de un periodo de tiempo predeterminado). La señal transducida  $X_1-X_N$  es, en particular, una señal eléctrica, adecuada para recibirse y procesarse por un ordenador 5, colocado a bordo de la aeronave 1. El ordenador 5 está configurado además para implementar un algoritmo de cálculo del tipo mostrado en el diagrama de flujo en la figura 2.

25 El número de sensores  $S_1-S_N$  se elige para cumplir con los requisitos de redundancia y fiabilidad del sistema y por tanto, para soportar varios fallos de sensores individuales  $S_1-S_N$  sin comprometer la capacidad de cálculo de los parámetros de vuelo, manteniendo su precisión dentro de un límite requerido (dependiendo, por ejemplo, de las especificaciones de nivel de la aeronave requeridas, proporcionadas por el diseñador de la aeronave para garantizar la capacidad de control de la aeronave, y/o basándose en cualquier legislación nacional). La información de presión estática de un sensor individual  $S_1-S_N$  influye realmente en el valor calculado de los parámetros de vuelo de manera diferente según el número total N de sensores  $S_1-S_N$ : cuanto mayor es el número total N de sensores  $S_1-S_N$ , menor es esta influencia. El solicitante ha establecido que un número ideal N de sensores  $S_1-S_N$  (en lo que se refiere a la precisión de los valores calculados de parámetros de vuelo y la resiliencia a posibles fallos) es de 9. En general, es preferible tener  $N \geq 7$ . No obstante, está claro que es posible calcular parámetros de vuelo según la presente invención también usando un número N de sensores  $S_1-S_N$  menor de 7, aceptando una disminución en la precisión de los valores calculados de parámetros de vuelo y una capacidad reducida para compensar el posible fallo de uno o más sensores  $S_1-S_N$ .

30 La elección de las ubicaciones  $i_1-i_N$  para los sensores  $S_1-S_N$  en la aeronave 1 está guiada por la necesidad de maximizar la sensibilidad de los valores de presión adquiridos a variaciones en los parámetros de vuelo durante el vuelo de la aeronave 1. La evaluación para definir las "mejores" ubicaciones puede llevarse a cabo, por ejemplo, usando simuladores por ordenador.

35 El solicitante ha establecido que las zonas en las que los cambios en presión correspondientes a variaciones en los parámetros de vuelo (es decir los gradientes) son mayores (valores absolutos deseados) son las ubicaciones  $i_1-i_N$  mostradas en las figuras 1a y 1b.

La figura 2 muestra, por medio de un diagrama de flujo, las etapas un método de cálculo de parámetros de vuelo partiendo de las mediciones de presión tomadas por los sensores  $S_1-S_N$ . El modelo matemático para el cálculo de

los parámetros de vuelo se desarrolla a partir del modelo matemático aerodinámico, en particular el modelo aerodinámico en la siguiente ecuación (1):

$$P_{loci}(AOA, AOS, Mach) = Ps_{\infty} + Cp_i(AOA, AOS, Mach) * \frac{1}{2} \gamma Ps_{\infty} Mach^2 \quad (1)$$

5 donde  $P_{loci}$  es la presión estática local medida por un sensor  $S_1-S_N$  en la ubicación respectiva  $i_1-i_N$ , AOA es el ángulo de ataque (en ocasiones denominado el ángulo de incidencia) e indicado por la letra  $\alpha$ , AOS es el ángulo de deslizamiento lateral y está indicado por la letra  $\beta$ , Mach representa el número de Mach de vuelo,  $Ps_{\infty}$  es la presión estática de vuelo,  $Cp_i$  es el coeficiente de presión relacionado con la ubicación  $i_1-i_N$  considerada, y  $\gamma$  es la razón entre el calor específico a presión constante y el calor específico a volumen constante y es una constante que tiene un valor, para el aire, de entre 1,3 y 1,5, en particular aproximadamente 1,4 en el intervalo de temperatura de funcionamiento (entre -40 y +40°C).

10 El coeficiente de presión  $Cp_i$  representa la relación entre los parámetros de vuelo que van a calcularse (variables de estado,  $Ps_{\infty}$ , AOA, AOS y Mach) y las presiones estáticas locales  $P_{loci}$  medidas en vuelo (dependiendo de los parámetros de vuelo AOA, AOS y Mach). Los valores del coeficiente de presión  $Cp_i$  en las diversas ubicaciones  $i_1-i_N$  se obtienen usando simuladores por ordenador y/o pruebas experimentales en túneles aerodinámicos. Los valores así obtenidos para el coeficiente de presión  $Cp_i$  se tabulan entonces en forma de matriz.

15 En mayor detalle, con respecto a un enfoque experimental, se logra la construcción de las matrices de valores de  $Cp_i$  tal como se especifica en las etapas a - f a continuación:

- a. Se establece un valor de Mach;
- b. Se establece un valor de ángulo de deslizamiento lateral AOS de cero;
- 20 c. Se varía el valor del ángulo de ataque AOA en etapas predeterminadas, generalmente entre 0,5 grados y 1,0 grado; se obtiene un valor de  $Cp_i$  para cada par de valores (AOS; AOA);
- d. Se repite la etapa c, estableciendo un valor distinto de cero para el ángulo de deslizamiento lateral AOS; en particular, la repetición de la etapa c debe llevarse a cabo el mismo número de veces que los valores del ángulo de deslizamiento lateral AOS para los que se pretende recoger valores de  $Cp_i$ . En general, para AOS, se seleccionan valores de entre 0 grados y 10 grados con un salto de 2 grados, tanto positivos como negativos;
- 25 e. Para cada par de valores (AOS; AOA), se adquiere un valor de  $Cp_i$  partiendo de la base de la etapa anterior;
- f. Se repiten las etapas b-e, estableciendo un valor de Mach diferente del valor establecido en la etapa a; en particular la repetición de las etapas b-f debe llevarse a cabo el mismo número de veces que los valores de Mach para los que se pretende recoger valores de  $Cp_i$ . En general, se seleccionan valores de Mach de entre 0,2 y el máximo previsto según las necesidades, con un salto variable y preferiblemente más próximo entre sí cerca del máximo (por ejemplo, un salto de 0,1). A velocidades de Mach bajas, es adecuado un salto de 0,2.

De este modo, para cada valor de Mach considerado, es posible construir una tabla (o matriz) M que contiene una pluralidad de valores de  $Cp_i$  de coeficiente de presión para cada par de valores (AOS; AOA) considerados. Considerando P valores de Mach de vuelo, se crean por tanto P matrices  $M_1-M_P$ .

35 La ecuación de caracterización (1) para cada sensor de presión  $S_1-S_N$  presente en la aeronave 1, da un sistema de ecuaciones no lineales, en las que el subíndice "i" adopta valores de i de desde 1 hasta N:

$$P_{loci} = F_i(Ps_{\infty}, Mach, AOA, AOS) \quad (2)$$

40 donde las variables de  $P_{loci}$  constituyen los términos conocidos (medidos por los sensores  $S_1-S_N$ ) y  $Ps_{\infty}$ , AOA, AOS y Mach son los parámetros de vuelo que van a calcularse, que constituyen los términos desconocidos de un sistema de ecuaciones tal como se expresa mejor a continuación en el presente documento. La función  $F_i$  en la ecuación (2) es el modelo aerodinámico según la ecuación (1).

45 La principal característica de este sistema de ecuaciones es la no linealidad, ya presente en el modelo aerodinámico, lo que se hace explícito por el cuadrado del número de Mach ( $Mach^2$ ) y contenido en la relación, definido en puntos y descrito por las matrices  $M_1-M_P$ , que relacionan los coeficientes de presión  $Cp_i$  y los parámetros de vuelo ( $Ps_{\infty}$ , AOA, AOS y Mach).

Por tanto, la resolución del sistema de ecuaciones según la etapa 20 en la figura 2 se realiza de manera interactiva,

partiendo de la solución consolidada en el momento de cálculo anterior (condición inicial) y realizando linealización del sistema. La iteración se implementa haciendo el sistema lineal en torno a la solución de la iteración anterior y calculando entonces la variación de las variables de estado (en este caso, los parámetros de vuelo  $Ps_\infty$ , AOA, AOS y Mach). Para este fin se usa el método de Newton-Raphson, conocido en la bibliografía.

- 5 Para un sensor individual  $S_1-S_N$ , colocado en la ubicación respectiva  $i_1-i_N$ , la variación de presión con respecto al momento anterior puede escribirse de la manera definida por la siguiente ecuación (3):

$$\delta P_{loci} = \frac{\partial F_i}{\partial P_\infty} \delta P_{S_\infty} + \frac{\partial F_i}{\partial AOA} \delta AOA + \frac{\partial F_i}{\partial AOS} \delta AOS + \frac{\partial F_i}{\partial Mach} \delta Mach + o(\delta VAR_j^2) \quad (3)$$

donde el subíndice "i" identifica cada ubicación  $i_1-i_N$ , y donde VAR es el siguiente vector:

$$VAR = [Ps_\infty, Mach, AOA, AOS] \quad (4)$$

- 10 donde j es el índice de las ubicaciones de vector VAR (es decir, para j=1, se tiene  $VAR_1=Ps_\infty$ ; para j=2, se tiene  $VAR_2=Mach$ ; para j=3, se tiene  $VAR_3=AOA$ ; para j=4, se tiene  $VAR_4=AOS$ ).

Definiendo la matriz J como el gradiente de matriz F ( $[J] = [\nabla F]$ ), puede simplificarse la notación de la ecuación (3) tal como sigue:

$$\delta P_{loci} = \sum_j J_{ij} \delta VAR_j + o(\delta VAR_j^2) \quad (5)$$

- 15 Debe indicarse que las cantidades precedidas por el símbolo "δ" representan las perturbaciones con respecto a valores/cantidades definidos en el momento de cálculo anterior. Tal como ya se ha mencionado, la condición inicial de cada ciclo de cálculo se establece igual a la solución calculada en el momento del cálculo anterior. Es necesaria una vuelta atrás para inicializar el cálculo la primera vez, ya que obviamente no hay ninguna solución calculada previamente. La inicialización se lleva a cabo usando valores predeterminados, por ejemplo los valores con respecto a la aeronave 1 cuando está estacionada (en tierra).
- 20

Ignorando términos por encima del primer orden (es decir realizar una operación de linealización) y considerar la ecuación (3) o, de manera equivalente la ecuación (4), escrita para todos los sensores y en notación de matriz, es posible representar el sistema de ecuaciones (4) de la siguiente manera:

$$\begin{bmatrix} \delta P_{loc1} \\ \dots \\ \delta P_{locN} \end{bmatrix} = [J] \cdot \begin{bmatrix} \delta P_{S_\infty} \\ \delta AOS \\ \delta AOA \\ \delta Mach \end{bmatrix} \quad (6)$$

- 25 donde el número de filas representa el número de puntos de información (señales  $X_1-X_N$ ) o, de manera equivalente, los sensores  $S_1-S_N$  (usados para el cálculo de los parámetros de vuelo) y el número de columnas representa el número de parámetros desconocidos (los parámetros de vuelo reales).

Por tanto, definiendo los parámetros de vuelo que deben calcularse en la iteración actual como  $Ps_{\infty NUEVO}$ ,  $AOA_{NUEVO}$ ,  $AOS_{NUEVO}$  y  $Mach_{NUEVO}$ , y aquellos relacionados con la iteración anterior (o los parámetros de inicialización en la primera iteración) como  $Ps_{\infty ANTERIOR}$ ,  $AOA_{ANTERIOR}$ ,  $AOS_{ANTERIOR}$  y  $Mach_{ANTERIOR}$ , da:

30

$$\begin{bmatrix} PS_{\infty NUEVO} \\ Mach_{NUEVO} \\ AOA_{NUEVO} \\ AOS_{NUEVO} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} PS_{\infty ANTERIOR} \\ Mach_{ANTERIOR} \\ AOA_{ANTERIOR} \\ AOS_{ANTERIOR} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \delta PS_{\infty} \\ \delta Mach \\ \delta AOA \\ \delta AOS \end{bmatrix} \quad (7)$$

La fórmula (7) se resuelve de manera iterativa hasta que se alcanza una solución consolidada, tal como se describe a continuación en el presente documento.

Partiendo de dicha fórmula (7), el vector de variables de estado actualizado durante las iteraciones (el que tiene el sufijo "NUEVO") se obtiene invirtiendo la J tal como se muestra en la siguiente fórmula (8):

$$\begin{bmatrix} PS_{\infty NUEVO} \\ Mach_{NUEVO} \\ AOA_{NUEVO} \\ AOS_{NUEVO} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} PS_{\infty ANTERIOR} \\ Mach_{ANTERIOR} \\ AOA_{ANTERIOR} \\ AOS_{ANTERIOR} \end{bmatrix} + [J]^{-1} \begin{bmatrix} \delta P_{loc1} \\ \dots \\ \delta P_{locN} \end{bmatrix} \quad (8)$$

5 Para un sistema sobredeterminado (número de parámetros conocidos mayor que el de desconocidos), la inversión de la matriz J se lleva a cabo aplicando el método de mínimos cuadrados lineales u ordinarios:

$$\begin{bmatrix} PS_{\infty NUEVO} \\ Mach_{NUEVO} \\ AOA_{NUEVO} \\ AOS_{NUEVO} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} PS_{\infty ANTERIOR} \\ Mach_{ANTERIOR} \\ AOA_{ANTERIOR} \\ AOS_{ANTERIOR} \end{bmatrix} + [(\nabla^T F)(\nabla F)]^{-1} \nabla^T F \begin{bmatrix} \delta P_{loc1} \\ \dots \\ \delta P_{locN} \end{bmatrix} \quad (9)$$

donde  $[(\nabla^T F)(\nabla F)]^{-1} \nabla^T F$  representa analíticamente la operación de invertir la matriz J. Esto da:

$$[J]^{-1} = [[J]^T [J]]^{-1} [J]^T = [(\nabla^T F)(\nabla F)]^{-1} \nabla^T F .$$

10 Para cada iteración, se calcula de nuevo la matriz J usando los valores de  $Cp_i$  almacenados en las P matrices  $M_1-M_P$ , partiendo de los valores de los parámetros de vuelo calculados en la iteración anterior (los que tienen el sufijo "ANTERIOR"). En otras palabras, partiendo de la base de los valores de Mach, AOS y AOA calculados en la iteración anterior, para cada ubicación  $i_1-i_N$ , se obtiene un valor de  $Cp_i$  correspondiente a partir de las matrices  $M_1-M_P$ ; entonces, usando el valor de  $Cp_i$  así obtenido junto con el valor de presión  $Ps_{\infty ANTERIOR}$  en la fórmula "F" (ecuación (1)), es posible realizar la operación descrita por la fórmula (9). Tal como ya se ha mencionado, estas etapas se realizan para cada ubicación  $i_1-i_N$ , o, en otras palabras, para cada sensor  $S_1-S_N$ .

15 Tal como se mencionó anteriormente, en la primera iteración, cuando no existen valores actuales de los parámetros de vuelo  $Ps_{\infty ANTERIOR}$ ,  $AOA_{ANTERIOR}$ ,  $AOS_{ANTERIOR}$  y  $Mach_{ANTERIOR}$ , se considera que estos últimos tienen su valor en tierra, con la aeronave estacionada, antes del despegue. En cualquier caso, los valores de  $Ps_{\infty ANTERIOR}$ ,  $AOA_{ANTERIOR}$ ,  $AOS_{ANTERIOR}$  y  $Mach_{ANTERIOR}$  usados son los últimos valores calculados (y almacenados) durante las iteraciones.

20 La convergencia del cálculo iterativo se evalúa comparando la variación de los parámetros de vuelo calculados entre dos iteraciones sucesivas y una tolerancia predeterminada  $Th$ : cuando la variación de estos parámetros está por debajo de la tolerancia establecida  $Th$ , el cálculo iterativo ha satisfecho el criterio de convergencia. En cambio, si el criterio no se satisface, se lleva a cabo una nueva iteración usando el vector de variables de estado actualizado como condición inicial de la nueva iteración.

25 El uso de algoritmos iterativos hace que la introducción de criterios de control de convergencia sea importante, teniendo estos el fin de garantizar que siempre sea posible obtener una solución para cada caso de cálculo.

Por tanto, en la etapa 30 en la figura 2, se realiza una estimación de la pluralidad de mediciones de la presión estática en las ubicaciones  $i_1-i_N$  de los sensores  $S_1-S_N$ .

30 Una vez que se logra la convergencia del procedimiento de resolución iterativa, los parámetros de vuelo calculados en la etapa 20 se usan entonces para proporcionar una estimación de los valores de presión estática en las ubicaciones  $i_1-i_N$  por medio del modelo aerodinámico definido por la ecuación (1). En la práctica, insertando los valores de los parámetros de vuelo  $Ps_{\infty}$ , AOA, AOS y Mach calculados en la etapa 20 en ecuación (1), se obtiene un valor de presión  $Y_1-Y_N$  estimado para cada sensor  $S_1-S_N$ .

35 La comparación entre estas estimaciones  $Y_1-Y_N$  y el valor  $X_1-X_N$  medido eficazmente en las ubicaciones  $i_1-i_N$  proporciona una indicación de la calidad de la solución encontrada: la diferencia (o residuo) entre los valores de presión estimados y los medidos ( $X_1-Y_1, \dots, X_N-Y_N$ ) representa el error de cálculo o nivel de aproximación de los parámetros de vuelo con respecto a sus valores "reales".

La comparación en la etapa 30 permite, etapa 40, identificar posibles fallos de uno o más sensores  $S_1-S_N$ .

De hecho, partiendo de la base de la definición de “residuo” (es decir,  $X_1-Y_1, \dots, X_N-Y_N$ ) proporcionada en el párrafo anterior, se obtiene la funcionalidad de identificar el fallo de un sensor individual  $S_1-S_N$  a través del análisis estadístico de estos residuos, en particular calculando la desviación estándar de los residuos. Para hacer que el procedimiento de identificar fallos individuales sea eficaz y resiliente, los residuos se calculan, además de partiendo de la solución consolidada usando la totalidad de los “N” sensores  $S_1-S_N$  del sistema, también a partir de las obtenidas mediante el uso de subgrupos de sensores. Cada subgrupo está constituido por todos los sensores de presión  $S_1-S_N$  menos uno. Con este enfoque lógico, es posible identificar un número “N” de subgrupos diferentes entre sí, compuesto cada uno por N-1 sensores. Mediante el cálculo de un valor de desviación estándar de los residuos para cada subgrupo, es posible comparar los valores de desviación estándar asociados con cada subgrupo entre sí. La identificación de fallo se logra comparando estos valores de desviación estándar entre sí.

El valor convencional asociado con el subgrupo que excluye el sensor defectuoso (es decir que proporciona valores de presión estática local no compatibles con los de otras ubicaciones) es significativamente menor que el de los otros subgrupos. Mediante la definición de uno o más umbrales, el sensor de presión que falta del subgrupo que tiene un valor convencional significativamente menor que los de los otros subgrupos es el sensor de presión que ha fallado.

Esta monitorización de residuos permite identificar el posible fallo de un sensor, representado por la “congelación” de los datos notificados o la desviación en su lectura.

Una vez que se identifica el fallo de un sensor individual, etapa 50, los parámetros de vuelo que se consolidan y se transmiten, por ejemplo al sistema de control de vuelo, son aquellos relacionados con el subgrupo que excluye al sensor que ha fallado, haciendo así que la funcionalidad del aislamiento de fallo sea eficaz.

A partir de lo anterior, es evidente que el método según la presente invención representa un desarrollo significativo con respecto al descrito en la bibliografía y conocido en el estado de la técnica.

La aplicación de la metodología descrita permite el cálculo de parámetros de vuelo a través del uso de sensores ocultos en la superficie de la aeronave, dando al sistema las características de baja contribución a la firma de radar durante el vuelo, menos exposición al riesgo de impacto de aves durante el vuelo, y manejo más fácil para los operarios durante las operaciones en tierra (menos riesgo de daño de los sensores).

Con respecto a una aeronave con baja firma de radar, la principal ventaja de esta metodología de cálculo de los parámetros de vuelo se representa por el uso de modelos matemáticos que permiten una validación más fácil de todo el procedimiento, con repercusiones positivas en lo que se refiere a la trazabilidad y la verificación en un posible procedimiento de certificación.

Finalmente, está claro que pueden realizarse modificaciones y variantes a la invención expuesta en el presente documento sin apartarse del alcance de la presente invención, tal como se define en las reivindicaciones adjuntas.

**REIVINDICACIONES**

1. Método para el cálculo y la consolidación de una primera pluralidad de parámetros de vuelo de una aeronave (1) que incluye una segunda pluralidad, igual a o mayor que dicha primera pluralidad, de sensores de presión (S<sub>1</sub>-S<sub>N</sub>) dispuestos en ubicaciones respectivas (i<sub>1</sub>-i<sub>N</sub>) en la aeronave, estando configurado cada sensor de presión para proporcionar un valor de presión transducida (X<sub>1</sub>-X<sub>N</sub>) partiendo de la base de un valor de presión estática detectado respectivo, comprendiendo el método la etapa de adquirir (10) dichos valores de presión transducida (X<sub>1</sub>-X<sub>N</sub>) de los sensores de presión, y caracterizándose por comprender además las etapas de:
- 5 a- definir (20) un sistema de ecuaciones asociando con cada valor de presión transducida (X<sub>1</sub>-X<sub>N</sub>) un modelo matemático no lineal respectivo que es una función de dichos parámetros de vuelo y que define una relación matemática entre cada valor de presión transducida y el comportamiento aerodinámico de la aeronave (1) en la ubicación (i<sub>1</sub>-i<sub>N</sub>) del sensor de presión (S<sub>1</sub>-S<sub>N</sub>) que ha generado este valor de presión transducida;
- 10 b- resolver de manera iterativa (20) dicho sistema de ecuaciones, obteniendo un valor actual de cada uno de dichos parámetros de vuelo en cada ubicación respectiva (i<sub>1</sub>-i<sub>N</sub>);
- c- calcular (30), para cada ubicación respectiva (i<sub>1</sub>-i<sub>N</sub>), un valor de presión estimado respectivo (Y<sub>1</sub>-Y<sub>N</sub>) aplicando los valores actuales de dichos parámetros de vuelo calculados para la ubicación respectiva (i<sub>1</sub>-i<sub>N</sub>) a cada modelo matemático;
- 15 d- comparar (30, 40) cada valor de presión transducida (X<sub>1</sub>-X<sub>N</sub>) con el valor de presión estimado respectivo (Y<sub>1</sub>-Y<sub>N</sub>), obteniendo un valor de resultado; y
- 20 e- detectar (40) un estado de funcionamiento de dichos sensores de presión (S<sub>1</sub>-S<sub>N</sub>) partiendo de la base de dicho valor de resultado realizando análisis estadístico en dichos valores de resultado, en el que dicho análisis estadístico comprende:
- 25 definir una pluralidad de subgrupos de dichos sensores de presión (S<sub>1</sub>-S<sub>N</sub>) diferentes entre sí, comprendiendo cada subgrupo un número de sensores igual al número total de dichos sensores de presión (S<sub>1</sub>-S<sub>N</sub>) menos uno;
- repetir las etapas a- a d- para cada subgrupo de dichos sensores de presión (S<sub>1</sub>-S<sub>N</sub>);
- calcular un valor de desviación estándar de dicho valor de resultado para cada subgrupo; y
- comparar dichos valores de desviación estándar de cada subgrupo entre sí.
- 30 2. Método según la reivindicación 1, en el que la etapa de resolver de manera iterativa dicho sistema de ecuaciones comprende resolver el sistema de ecuaciones usando el método de Newton-Raphson.
3. Método según la reivindicación 1 ó 2, en el que dichos parámetros de vuelo comprenden un ángulo de ataque, un ángulo de deslizamiento lateral, un número de Mach de vuelo y una presión estática de vuelo, definiéndose dicho modelo matemático no lineal por:
- 35 
$$P_{s_{\infty}} + C_p(AOA, AOS, Mach) * \frac{1}{2} \gamma \cdot P_{s_{\infty}} Mach^2$$
- donde AOA representa el ángulo de ataque; AOS representa el ángulo de deslizamiento lateral; Mach representa el número de Mach de vuelo; P<sub>s<sub>∞</sub></sub> representa la presión estática de vuelo; γ es una constante comprendida entre 1,3 y 1,5; y C<sub>p</sub> es una función de dichos parámetros de vuelo que representa un coeficiente de presión relacionado con una ubicación (i<sub>1</sub>-i<sub>N</sub>) en dicha aeronave (1).
- 40 4. Método según la reivindicación 3, en el que obtener un valor del coeficiente de presión C<sub>p</sub> comprende:
- h. establecer un valor de Mach;
- i. establecer un valor de ángulo de deslizamiento lateral AOS igual a aproximadamente cero;
- j. variar el valor de ángulo de ataque AOA en etapas predeterminadas y, para cada par de valores de AOS-AOA, obtener un valor del coeficiente de presión C<sub>p</sub>;
- 45 k. repetir la etapa c, establecer un valor de ángulo de deslizamiento lateral AOS distinto de cero;
- l. adquirir un valor de C<sub>p</sub> para cada par de valores de AOS-AOA, partiendo de la base de una interacción de la etapa d;



- m. repetir las etapas b-e, establecer un valor de Mach diferente del valor establecido en la etapa a;
- n. construir, para cada valor de Mach considerado en la etapas a y f, una matriz ( $M_1$ - $M_P$ ) que contiene una pluralidad de valores del coeficiente de presión  $C_p$  para cada par de valores de AOS-AOA considerado.
- 5 5. Método según cualquiera de las reivindicaciones anteriores, en el que resolver de manera iterativa (20) el sistema de ecuaciones, comprende:
- partir de una condición inicial que es la solución consolidada en el momento de cálculo anterior;
  - linealizar el sistema de ecuaciones en torno a la solución consolidada en el momento de cálculo anterior;
  - resolver dicho sistema de ecuaciones lineales para obtener el valor actual de cada uno de dichos parámetros de vuelo en relación con una ubicación ( $i_1$ - $i_N$ ).
- 10 6. Método según cualquiera de las reivindicaciones anteriores, en el que resolver de manera iterativa (20) dicho sistema de ecuaciones comprende además definir una pluralidad de umbrales de tolerancia ( $T_h$ ), obteniéndose dicho valor actual de los parámetros de vuelo cuando la variación de dichos parámetros durante dichas iteraciones es menor que dicho umbral de tolerancia.
- 15 7. Método según cualquiera de las reivindicaciones anteriores, en el que la etapa de calcular (30) la pluralidad de valores de presión estimados ( $Y_1$ - $Y_N$ ) comprende, para cada ubicación respectiva ( $i_1$ - $i_N$ ), introducir el valor actual de los parámetros de vuelo calculados en el modelo matemático que describen el comportamiento aerodinámico de la aeronave (1); y resolver dicho modelo matemático.
- 20 8. Método según cualquiera de las reivindicaciones anteriores, en el que la etapa de comparar (40) comprende realizar una operación de resta matemática entre cada uno de los valores de presión estimados ( $Y_1$ - $Y_N$ ) y un valor de presión transducida respectivo ( $X_1$ - $X_N$ ), obteniendo el valor de resultado respectivo que representa el error de cálculo de los valores de presión estimados ( $Y_1$ - $Y_N$ ) con respecto a los valores de presión transducida ( $X_1$ - $X_N$ ).
- 25 9. Método según una cualquiera de las reivindicaciones anteriores, en el que dicho análisis estadístico comprende:
- calcular, para cada sensor de presión de cada subgrupo, el valor de resultado respectivo;
  - calcular, para cada subgrupo, un valor de desviación estándar de los valores de resultado obtenidos;
  - detectar, entre los valores de desviación estándar calculados para cada subgrupo, el que tiene el valor más bajo y tal que difiere de los otros valores de desviación estándar en una cantidad mayor que un umbral predeterminado;
- 30 - asociar un estado de fallo con el sensor de presión que falta en dicho subgrupo al que se asocia el valor más bajo de desviación estándar y tal que difiere de los otros valores de desviación estándar en una cantidad mayor que un umbral predeterminado.
10. Método según la reivindicación 9, que comprende además la etapa de inhibir la adquisición (10) del valor de presión transducida ( $X_1$ - $X_N$ ) del sensor de presión al que se asocia el estado de fallo.
- 35 11. Sistema de cálculo y consolidación de una primera pluralidad de parámetros de vuelo de una aeronave (1) que incluye una segunda pluralidad, igual a o mayor que dicha primera pluralidad, de sensores de presión ( $S_1$ - $S_N$ ) dispuestos en ubicaciones respectivas ( $i_1$ - $i_N$ ) en la aeronave, estando configurado cada sensor de presión para proporcionar un valor de presión transducida ( $X_1$ - $X_N$ ) partiendo de la base de un valor de presión estática detectado respectivo, comprendiendo el sistema medios de procesamiento (5) configurados para adquirir (10) dichos valores de presión transducida ( $X_1$ - $X_N$ ) de los sensores de presión, caracterizado porque los medios de procesamiento (5) están configurados adicionalmente para:
- 40 a- definir (20) un sistema de ecuaciones asociando con cada valor de presión transducida ( $X_1$ - $X_N$ ) un modelo matemático no lineal respectivo que es una función de dichos parámetros de vuelo y que define una relación matemática entre cada valor de presión transducida y el comportamiento aerodinámico de la aeronave (1) en la ubicación ( $i_1$ - $i_N$ ) del sensor de presión ( $S_1$ - $S_N$ ) que ha generado este valor de presión transducida;
- 45 b- resolver de manera iterativa (20) dicho sistema de ecuaciones, obteniendo un valor actual de cada uno de dichos parámetros de vuelo en cada ubicación respectiva ( $i_1$ - $i_N$ );
- 50 c- calcular (30), para cada ubicación respectiva ( $i_1$ - $i_N$ ), un valor de presión estimado respectivo ( $Y_1$ - $Y_N$ ) aplicando los valores actuales de dichos parámetros de vuelo calculados para la ubicación respectiva ( $i_1$ - $i_N$ ) a cada modelo matemático;

d- comparar (30, 40) cada valor de presión transducida ( $X_1$ - $X_N$ ) con el valor de presión estimado respectivo ( $Y_1$ - $Y_N$ ), obteniendo un valor de resultado;

e- detectar (40) un estado de funcionamiento de dichos sensores de presión ( $S_1$ - $S_N$ ) partiendo de la base de dicho valor de resultado realizando análisis estadístico en dichos valores de resultado,

5 en el que los medios de procesamiento (5) están configurados para realizar dicho análisis estadístico:

definiendo una pluralidad de subgrupos de dichos sensores de presión ( $S_1$ - $S_N$ ) diferentes entre sí, comprendiendo cada subgrupo un número de sensores igual al número total de dichos sensores de presión ( $S_1$ - $S_N$ ) menos uno;

repetiendo las etapas a- a d- para cada subgrupo de dichos sensores de presión ( $S_1$ - $S_N$ );

10 calculando un valor de desviación estándar de dicho valor de resultado para cada subgrupo; y

comparando dichos valores de desviación estándar de cada subgrupo entre sí.

12. Producto de programa informático que puede cargarse en un medio de procesamiento (5) y diseñado de modo que, cuando se ejecuta en dicho medios de procesamiento (5), el medio de procesamiento está configurado para implementar el método según cualquiera de las reivindicaciones 1-10.

15

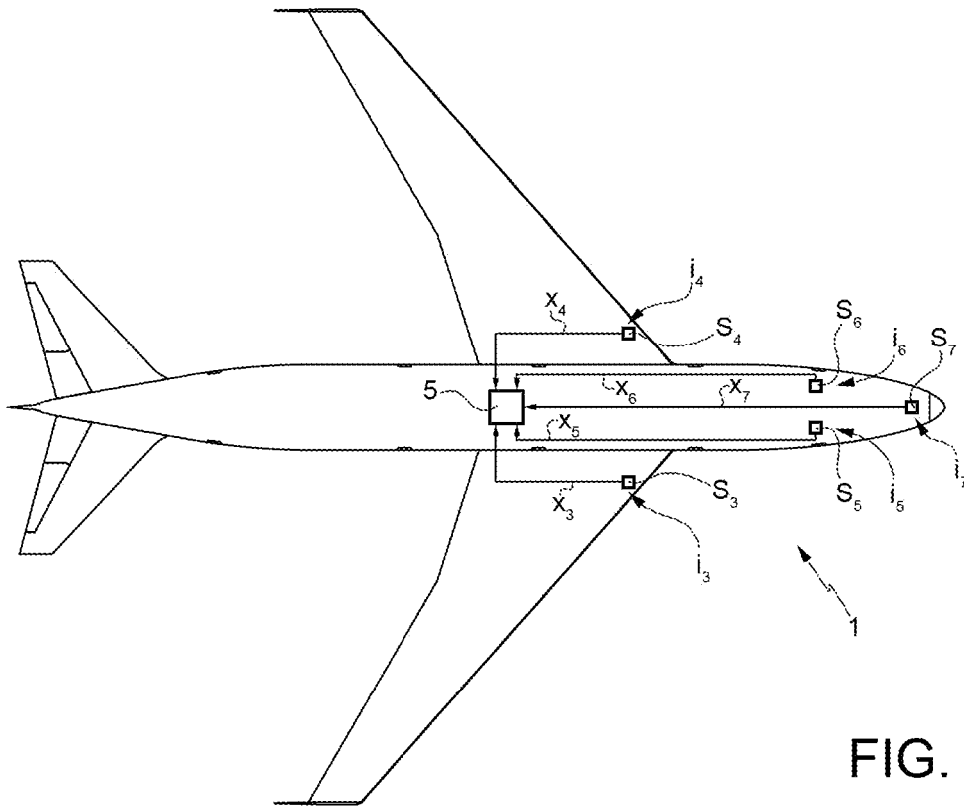


FIG. 1b

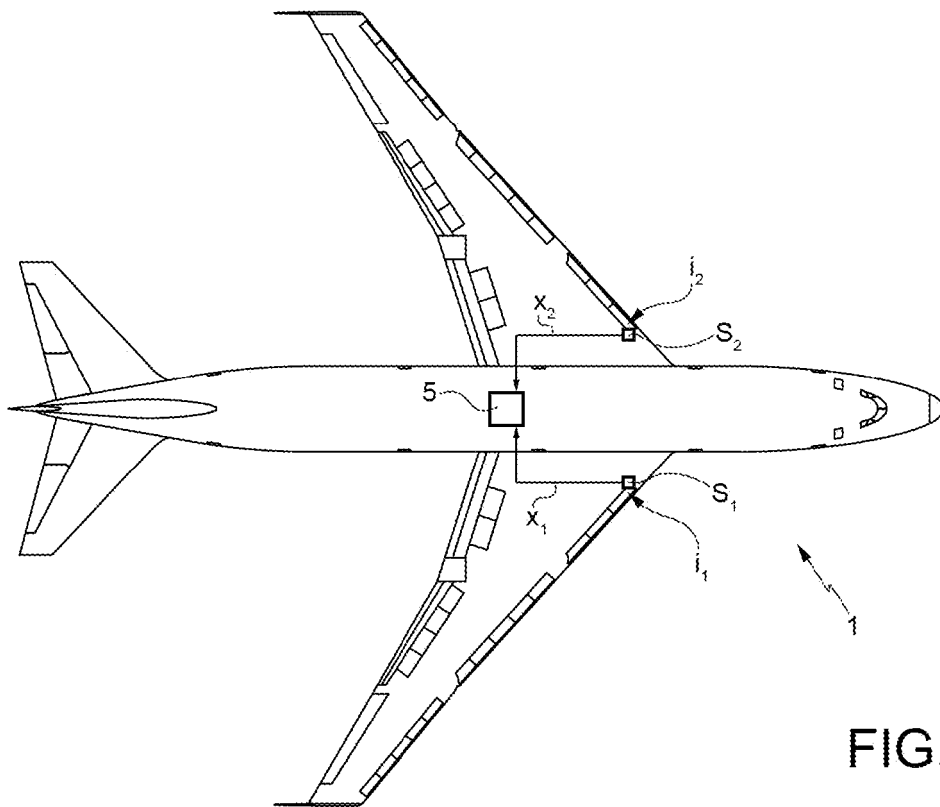


FIG. 1a

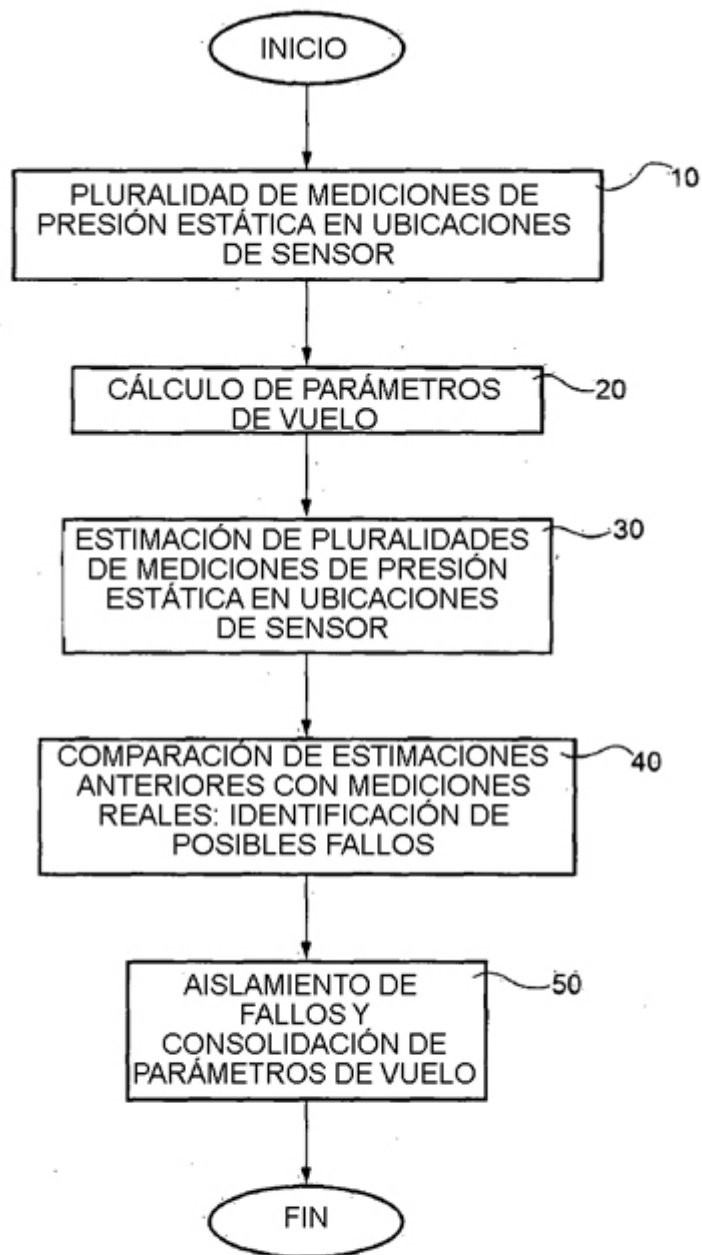


FIG. 2