

19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 651 369**

51 Int. Cl.:

G01P 13/02 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

86 Fecha de presentación y número de la solicitud internacional: **08.07.2014 PCT/IT2014/000180**

87 Fecha y número de publicación internacional: **22.01.2015 WO15008308**

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **08.07.2014 E 14758675 (4)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **06.09.2017 EP 3022565**

54 Título: **Sistema y proceso para medición y evaluación de datos aéreos e inerciales**

30 Prioridad:

16.07.2013 IT TO20130601

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

25.01.2018

73 Titular/es:

**GILI, PIERO (50.0%)
Corso Duca degli Abruzzi 24
10129 Torino, IT y
LIERO, ANGELO (50.0%)**

72 Inventor/es:

**GILI, PIERO;
BATTIPEDE, MANUELA y
LIERO, ANGELA**

74 Agente/Representante:

SÁEZ MAESO, Ana

ES 2 651 369 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 y proceso para medición y evaluación de datos aéreos e inerciales

5 La presente invención se refiere a un sistema y a un proceso para medir y evaluar datos aéreos e inerciales.

10 Se sabe que, para controlar y navegar una aeronave, es obligatorio detectar datos aéreos, como velocidad y altura, y algunos parámetros de inercia, como ángulos de guiñada y balanceo. Además, las aeronaves que usan sistemas de control de navegación automáticos necesitan medir más datos aéreos, que comprenden ángulos aerodinámicos (ángulos de incidencia y derrape) y otros datos inerciales, tales como, por ejemplo, aceleraciones lineales y velocidades angulares de la aeronave. Por lo tanto, para tener disponible un conjunto completo de datos aéreos e inerciales, se conocen actualmente sistemas multifuncionales, comúnmente llamados ADAHRS (“Air Data, Attitude & Heading Reference System”), en los cuales, para cada cantidad de datos aéreos a medirse, se usa una sonda o sensor, dedicado a una medida directa de dicha cantidad. Además, para algunos tipos de aeronaves (por ejemplo, “locales” o bimotores), los anteriores sistemas de medición del aire e inerciales son redundantes, para cumplir con los requisitos de seguridad requeridos por las normas aeronáuticas.

20 En particular, para sistemas de datos aéreos (ADS), se conocen los siguientes sistemas tecnológicos, que comprenden una pluralidad de sensores y computadoras de procesamiento (ADC) de señales procedentes de tales sensores:

25 sistema con sondas clásicas: dicho sistema tiene la ventaja de ser una tecnología consolidada, que se puede encontrar fácilmente en el mercado a un costo reducido, pero tiene problemas muy grandes relacionados con el tamaño total de las propias sondas y/o la interferencia mutua con sensores ópticos o electroópticos, y por lo tanto, es poco adecuado para aeronaves en las que la reducción de tamaños y pesos y/o interferencias generadas, tales como, por ejemplo, drones UAV (“vehículo aéreo no tripulado”), son características esenciales;

30 sistema de datos aéreos del tipo “vigueta”: dicho sistema tiene el problema de no ser redundante debido a problemas relacionados con la instalación de “vigueta” y la interferencia con sensores ópticos o electroópticos: también estos son problemas particularmente importantes en los UAV modernos debido a interferencias generadas;

35 sistema que utiliza sondas multifuncionales: dicho sistema requiere una menor cantidad de sondas externas con respecto al sistema clásico y puede ser redundante a pesar de los mayores costos con respecto a los sistemas anteriores, aunque vuelve a tener problemas relacionados con la instalación, que requieren posiciones avanzadas.

Los sistemas anteriores explotan las medidas directas de datos aéreos y métodos de calibración clásicos (polinomios o tablas), mientras que hay algunos ejemplos en la literatura que explotan diferentes técnicas de software para calibrar o una estimación de un conjunto parcial o completo de datos aéreos.

40 Ejemplos de tales sistemas se describen en los documentos US6466888, US4769759, US6273370, US6604029 y EP 1256863 (que divulga un sistema de acuerdo con el preámbulo de la reivindicación 1). En particular:

45 - El documento US6466888 divulga un método basado en redes neuronales para estimar todos los datos aéreos sin usar sondas externas, principalmente para estimar una velocidad y, por lo tanto, particularmente aconsejable para helicópteros, pero no proporciona ningún tipo de plataforma integrada y programable;

- El documento US6273370 divulga algunos algoritmos matemáticos que, explotando la medida de las aceleraciones inerciales, corrigen las medidas locales de incidencia y los ángulos de derrape, pero no proporcionan ninguna medida indirecta de los ángulos anteriores;

50 - El documento US4769759 divulga un método, basado en modelos matemáticos no lineales, para la estimación indirecta de ángulos de incidencia y derrape que explota datos inerciales, pero requiere una alta capacidad de cálculo y no proporciona ninguna plataforma integrada y programable para estimar los ángulos anteriores;

55 - El documento US6604029 divulga una metodología para compensar medidas (a través de SMARTPROBE®) de ángulo de incidencia y de presión estática y redes neuronales cuando hay viento lateral, explotando medidas de datos aéreos y de inercia, pero no proporciona ninguna medida indirecta de α y/o β o multi- sensor y plataforma programable.

Además, la complejidad de los sistemas anteriores tiene otros problemas comunes, tales como:

60 - la absorción de potencias eléctricas relativamente altas necesarias para suministrar los sistemas de descongelación de sondas externas debido al número de sondas externas requeridas para la medición directa de datos aéreos y/o la capacidad de cálculo necesaria para su procesamiento;

65 - una fiabilidad vinculada a la presencia de algunas partes deslizantes mecánicas (como, por ejemplo, las alas clásicas) y/o las condiciones ambientales que pueden afectar el correcto funcionamiento de las sondas externas (por ejemplo, problemas derivados de la presencia de polvo, agua, etc.)

Actualmente, por lo tanto, no hay sistemas ADAHRS capaces de medir indirectamente ángulos aerodinámicos sin usar sensores dedicados y a través de una plataforma integrada y programable.

5 El objeto de la presente invención es resolver los problemas anteriores de la técnica anterior, proporcionando un sistema y un proceso para medir y evaluar datos aéreos e inerciales que permiten una estimación de al menos uno de los ángulos aerodinámicos de forma indirecta, explotando dispositivos de estimación analítica o sensores virtuales, lo que reduce el número de sensores reales necesarios para medir los ángulos aerodinámicos anteriores y, en consecuencia, el peso, los costes directos y de mantenimiento, tamaños y tamaños totales en el fuselaje, los problemas derivados de interferencias mutuas de sensores ópticos y electroópticos y de instalación y redundancia de los sensores mismos con respecto a lo que propone la técnica anterior.

Además, un objeto de la presente invención es proporcionar un sistema y un proceso para medir y evaluar datos aéreos e inerciales, en los que dicha estimación indirecta se produce explotando técnicas de computación blanda, debido a lo cual es posible eliminar sensores reales dedicados para tales propósitos, simplificando en gran medida las arquitecturas individuales y redundantes de los sistemas de medición para datos aéreos en aeronaves, y requiriendo capacidades de cálculo que actualmente están disponibles usando microcontroladores/microprocesadores comerciales "listos para el uso".

20 Otro objeto de la presente invención es proporcionar un sistema para medir y evaluar datos aéreos e inerciales que, aunque no tengan requisitos particulares de instalación y no requieran posiciones avanzadas en el fuselaje para la sonda(s) externa, sean fáciles de instalar a bordo y extremadamente adecuado para ser hecho redundante.

Además, un objeto de la presente invención es proporcionar un sistema para medir y evaluar datos aéreos e inercia, que se puede usar como sistema primario o de reserva con el objetivo de monitorizar la votación.

El anterior y otros objetos y ventajas de la invención, como se verá a partir de la siguiente descripción, se obtienen mediante un sistema para medir y evaluar datos aéreos e inercia según la reivindicación 1. Las realizaciones preferidas y las variaciones no triviales de la presente invención se reivindican en las reivindicaciones dependientes.

Además, los anteriores y otros objetos y ventajas de la invención se obtienen mediante un proceso para medir y evaluar datos aéreos e inercia según la reivindicación 7. Las realizaciones preferidas y las variaciones no triviales de la presente invención son el objeto de las reivindicaciones dependientes.

35 Se pretende que todas las reivindicaciones adjuntas sean una parte integral de la presente divulgación.

Será inmediatamente obvio que pueden realizarse variaciones y modificaciones numéricas (por ejemplo, relacionadas con la forma, tamaños, disposiciones y partes con funcionalidad equivalente) a lo que se describe, sin apartarse del alcance de la invención como aparece en las reivindicaciones adjuntas.

40 La presente invención se describirá mejor mediante algunas realizaciones preferidas de la misma, dadas como un ejemplo no limitativo, con referencia a los dibujos adjuntos, en los cuales:

- Las figuras 1 y 2 muestran, respectivamente, una vista lateral y una vista superior de una aeronave que señala ejes de referencia y ángulos aerodinámicos;

- La figura 3 muestra un diagrama de bloques funcional que muestra una realización preferida del sistema de acuerdo con la presente invención;

50 - La figura 4 muestra un diagrama de bloques funcional que muestra algunos pasos de cálculo del proceso de acuerdo con la presente invención;

- La figura 5 muestra un diagrama de bloques funcional que muestra otros pasos de cálculo del sistema y del proceso de acuerdo con la presente invención; y

55 - La figura 6 muestra un ejemplo de red neuronal que implementa el proceso de acuerdo con la presente invención.

En general, como se puede describir a continuación con más detalle, el sistema y el proceso según la presente invención son capaces de proporcionar un conjunto completo de datos aéreos (que comprende velocidad, altura y al menos ángulos aerodinámicos) y datos inerciales de una aeronave a través de un conjunto de sensores "listos para usar" que comprende sensores inerciales (preferiblemente del tipo de los Sistemas Micro Electro- Mecánicos, MEMS) y, ventajosamente, solo dos transductores de presión (dos absolutos o uno absoluto y uno diferencial), y a través de una plataforma integrada y programable, que comprende preferiblemente al menos un microcontrolador de un tipo estándar, capaz de procesar técnicas de computación blanda también a través de redes neuronales.

65 En particular, las figuras 1 y 2 muestran una aeronave 1 con su eje de balanceo X relacionado, eje de cabeceo Y y eje

de guiñada Z con respecto a la cual, a continuación, definiremos las cantidades a través de las cuales el sistema y el proceso de acuerdo con la presente invención es capaz de estimar indirectamente al menos el ángulo de incidencia α y el ángulo de derrape β con respecto a la dirección de viento relativa W_n .

5 Por lo tanto, con referencia a las Figuras, es posible observar que el sistema 10 para medir y evaluar datos aéreos e inerciales de una aeronave 1 comprende:

10 - al menos un sistema de medición de presión 19, 21 (que comprende, por ejemplo, al menos un medio para medir la presión estática y al menos un medio para medir la presión total, respectivamente detectado con al menos un transductor de presión diferencial y un transductor de presión absoluta, o al menos dos transductores de presión absoluta) adaptados para detectar directa o indirectamente al menos los valores de la presión dinámica q_c y posiblemente de la presión estática p_s ;

15 - al menos un sistema de medición acelerométrica 11 adaptado para medir directamente al menos valores axiales n_y y posiblemente n_z de aceleración inercial con respecto a tales ejes Y, Z: preferiblemente, dicho sistema de medición acelerométrico 11 está adaptado para medir directamente también los valores axiales n_x de aceleración inercial con respecto a tal eje X;

20 - posiblemente al menos un sistema 15 de medición inclinométrico adaptado para medir o calcular al menos valores Φ de ángulo de actitud a lo largo del eje X de dicha aeronave 1 con respecto al horizonte: preferiblemente, dicho sistema 15 de medición inclinométrico está adaptado para medir o calcular valores "anche" Φ del ángulo de actitud a lo largo del eje Y con respecto al horizonte; y

25 - medios de procesamiento 23 adaptados para calcular, por ejemplo, a través de medios informáticos de estimación analítica 24, y proporcionar 25:

30 - al menos un valor estimado $\tilde{\alpha}$ preliminar de tal ángulo α de incidencia, donde $\tilde{\alpha} = f(q_c, \vartheta, VS)$ y/o $\tilde{\alpha} = f(q_c, n_z)$, donde VS tiene un valor de Velocidad Vertical, VS, calculado por dichos medios de procesamiento 23 dependiendo de tales valores de presión estática p_s : tal valor de velocidad vertical VS se calcula preferiblemente derivando la altura barométrica obtenida a partir de los valores de presión estática p_s medidos;

- al menos un valor estimado preliminar $\tilde{\beta}$ de tal ángulo de derrape β , donde $\tilde{\beta} = f(q_c, n_y)$.

35 Preferiblemente, el valor preliminar estimado $\tilde{\alpha}$ de tal ángulo de incidencia α se puede calcular a través de la siguiente fórmula:

$$\tilde{\alpha} = \frac{1}{2} \left[K_{\alpha} \frac{W n_z}{q_c} (1 - \eta_{\alpha}) + \eta_{\alpha} \left(\vartheta - \tan^{-1} \frac{VS}{IAS} \right) \right]$$

40 donde W es un peso característico de la aeronave 1 (por ejemplo, el peso promedio entre el peso mínimo y el peso máximo), η_{α} se incluye entre cero y uno, de acuerdo con el nivel de calibración de la plataforma (por ejemplo, al calibrar el sistema 10, es aconsejable establecer $\eta_{\alpha} = 1$), K_{α} es una constante evaluada sobre una base teórica dependiendo de las características aerodinámicas y geométricas de la aeronave 1 y calculada de nuevo después de un paso de calibración.

45 Siempre preferiblemente, el valor estimado preliminar $\tilde{\beta}$ de dicho ángulo de derrape β se puede calcular mediante la siguiente fórmula:

$$\tilde{\beta} = \frac{1}{2} \left[K_{\beta} \frac{W n_y}{q_c} (1 - \eta_{\beta}) + \eta_{\beta} \left(\tan^{-1} \frac{V_y}{IAS} \right) \right]$$

50 donde W es el peso promedio de la aeronave 1 (significa peso promedio entre el peso mínimo y el peso máximo), η_{β} está incluido entre cero y uno, de acuerdo con el nivel de calibración de plataforma (por ejemplo, al calibrar el sistema 10, es aconsejable para establecer $\eta_{\beta} = 0$), K_{β} es una constante evaluada teóricamente basada en las características aerodinámicas y geométricas de la aeronave 1 y calculada de nuevo después de un paso de calibración, y V_y se calcula integrando el valor axial n_y de la aceleración inercial con respecto al eje Y y, donde hay un GPS disponible, usando datos de GPS.

Además, el sistema 10 de acuerdo con la presente invención puede comprender al menos un sensor giroscópico 13 adaptado para medir directamente los valores axiales p, q, r de velocidades angulares con respecto a tales ejes X, Y, Z.

Alternativa o adicionalmente, dichos medios de procesamiento 23 pueden adaptarse para calcular, preferiblemente a través de medios de computación de redes neuronales 26 de acuerdo con un proceso como se muestra, como un ejemplo, en la Figura 6, y para proporcionar 25:

- al menos un valor estimado $\hat{\alpha}$ de tal ángulo de incidencia α , donde $\hat{\alpha} = f(\tilde{\alpha})$;
- al menos un valor estimado $\hat{\beta}$ de dicho ángulo de derrape β , donde $\hat{\beta} = f(\tilde{\beta})$.

Preferiblemente, el valor estimado $\hat{\alpha}$ de dicho ángulo de incidencia α se puede calcular a través de la siguiente fórmula

$$\hat{\alpha} = F_{\alpha} \sum_{i=1}^h \left(w_{\alpha i} f_i \left(\sum_{k=1}^n w_{ik} x_{\alpha,k} + b_{k0} \right) + b_{\alpha 0} \right)$$

donde F_{α} es la función de activación de la última capa de neuronas, f_i es la función de activación de la capa i -ésima de la red neuronal, w_{ik} y $w_{\alpha i}$ son coeficientes de la red neuronal caracterizados o calculados durante la etapa de calibración del sensor virtual, b_{k0} y $b_{\alpha 0}$ las compensaciones de la red neuronal caracterizadas o calculadas durante el paso de calibración del sensor virtual, h es el número de neuronas de la capa oculta y de salida, n el número de elementos del vector de entrada, x_{α} y $x_{\alpha,k}$ son al menos uno de los elementos del siguiente vector de entrada:

$$x_{\alpha} = [\tilde{\alpha} \quad q_c \quad q \quad \phi \quad n_x \quad n_z]_1$$

En el caso general, considerando la compensación como elementos del vector x_{α} , designando el nuevo vector de entrada x_{α}^* y considerando por ejemplo h capas ocultas, como se muestra en la figura 6, la fórmula anterior se convierte en

$$\hat{\alpha} = F_{\alpha} \sum_{i=0}^H \left(w_{\alpha i} f_i \dots \left(\sum_{l=0}^H w_{il} f_l \left(\sum_{k=0}^N w_{lk} x_{\alpha,k}^* \right) \right) \right)$$

donde H es el mayor número de neuronas de capas ocultas y de salida, incluido el desplazamiento de cada capa, N es el número de elementos vectoriales de entrada que también incluye el desplazamiento de la capa de entrada, y en la Figura 6, L_i es la capa de entrada, L_{h+1} es la primera capa oculta, L_{h+q} es la q -ésima capa oculta e L es la capa de salida.

Además, siempre preferiblemente, el valor estimado $\hat{\beta}$ de dicho ángulo β de derrape puede calcularse mediante la siguiente fórmula:

$$\hat{\beta} = F_{\beta} \sum_{i=1}^h \left(w_{\beta i} f_i \left(\sum_{k=1}^n w_{ik} x_{\beta,k} + b_{k0} \right) + b_{\beta 0} \right)$$

donde F_{β} es la función de activación de la última capa de neuronas, f_i es la función de activación de la i -ésima capa de la red neuronal, w_{ik} y $w_{\beta i}$ son coeficientes de la red neuronal caracterizados o calculados durante el paso de calibración del sensor virtual, b_{k0} y $b_{\beta 0}$ las compensaciones de la red neuronal caracterizadas o calculadas durante el paso de calibración del sensor virtual, h es el número de neuronas de la capa oculta y de salida, n el número de elementos del vector de entrada, x_{β} y $x_{\beta,k}$ al menos uno de los elementos del siguiente vector:

$$x_{\beta} = [\tilde{\beta} \quad q_c \quad p \quad r \quad \phi \quad n_x \quad n_y \quad n_z]$$

En el caso general, considerando por ejemplo h capas ocultas como se muestra en la Figura 6, la fórmula anterior se convierte en:

$$\hat{\beta} = F_{\beta} \sum_{i=0}^H \left(w_{\beta i} f_i \left(\dots \left(\sum_{l=0}^H w_{\beta l} f_l \left(\sum_{k=0}^N w_{\beta k} x_{\beta, k}^* \right) \right) \right) \right)$$

5 donde H es el mayor número de neuronas de las capas ocultas y de salida, incluido el desplazamiento de cada capa, N es el número de elementos del vector de entrada que también incluye el desplazamiento de la capa de entrada, y, en la Figura 6, L_i es la capa de entrada, L_{h1} es la primera capa oculta, L_{hq} es la enésima capa oculta I es la capa de salida. En este caso, el número de neuronas h para cada capa se ha considerado constante para una descripción fácil, pero está claro que cada capa puede contener cualquier número de funciones de activación (o neuronas).

10 Alternativa o adicionalmente, el sistema 10 según la presente invención podría comprender:

- Sistema de posicionamiento global, GPS, medios de detección, que comprenden preferiblemente al menos una antena de GPS 27 que coopera con al menos un receptor de GPS relacionado 29, adaptado para detectar los valores de posición y velocidad GS ("Velocidad de tierra") con respecto al suelo de la aeronave 1;

15 - al menos un sensor de temperatura 31 adaptado para medir directamente los valores de temperatura (estática o absoluta) T del entorno que rodea dicha aeronave 1;

20 - al menos un magnetómetro 33 adaptado para medir directamente los valores del arco ψ con respecto al norte magnético terrestre;

25 - medios 33, 35 para adquirir y transmitir a medios de procesamiento 23 señales analógicas y digitales respectivamente procedentes de otros sensores o subsistemas 37 de la aeronave 1, tales como, por ejemplo, la posición de los actuadores de las superficies de control (δ) o, para ejemplo, otras sondas adaptadas para medir directamente los ángulos aerodinámicos que se utilizarán al calibrar el sistema 10.

Alternativa o adicionalmente, dichos medios de procesamiento 23 se pueden adaptar para calcular y proporcionar 25:

30 - al menos un valor de velocidad detectado sin correcciones IAS ("velocidad del aire indicada") y al menos un valor de velocidad detectado con corrección de los errores de posición CAS ("velocidad del aire calibrada") a través de un algoritmo de calibración implementado en el sistema 10, tales valores de velocidad IAS y CAS se calculan preferiblemente en función de los valores medidos de la presión dinámica q_c ;

35 - al menos un valor de velocidad CAS corregido a través de la medida de la temperatura TAS ("Velocidad del Aire Verdadera"), calculando dicho valor de velocidad TAS preferiblemente de acuerdo con los valores medidos de la presión dinámica q_c y la temperatura T;

40 - al menos un valor del número de Mach calculado preferiblemente dependiendo de tales valores medidos de presión estática p_s y de presión dinámica q_c .

Debe observarse cómo en el cálculo de $\tilde{\alpha}$ y $\tilde{\beta}$, el valor de la presión dinámica q_c puede reemplazarse, si está disponible, por los valores de velocidad CAS o TAS, y viceversa.

45 La presente invención trata además con un proceso para medir y evaluar datos aéreos e inerciales de una aeronave 1, preferiblemente a través de un sistema 10 de acuerdo con la presente invención como se describió anteriormente, dicho proceso comprende los pasos de:

50 - detectar directa o indirectamente los valores de la presión dinámica q_c , y posiblemente de la presión estática p_s y, por ejemplo, a través de dicha sonda de presión absoluta y diferencial 19 del sistema 10 según la presente invención;

- medir directamente al menos los valores axiales n_y y posiblemente n_z de la aceleración inercial de dicha aeronave 1 con respecto a tales ejes Y, Z, por ejemplo, a través de dicho sistema de medición acelerométrica 11 del sistema 10 de acuerdo con la presente invención;

55 - posiblemente midiendo o calculando los valores ϑ del ángulo de actitud del eje X de dicha aeronave (1) con respecto al horizonte, por ejemplo, a través de dicho sistema de medición inclinométrica 15 del sistema 10 de acuerdo con la presente invención; y

60 - calcular y proporcionar, por ejemplo, a través de dichos medios de procesamiento 23, y en particular a través de dichos medios informáticos de estimación analítica 24, del sistema 10 de acuerdo con la presente invención:

- al menos un valor estimado $\tilde{\alpha}$ preliminar de tal ángulo de incidencia α , donde $\tilde{\alpha} = f(q_c, \vartheta, VS)$ y/o $\tilde{\alpha} = f(q_c, n_z)$ donde

VS es al menos un valor de velocidad vertical ("Velocidad vertical") calculado en función de los valores de presión estática p_s , dicho valor de velocidad vertical VS se calcula preferiblemente al verificar la altura barométrica obtenida de los valores medidos de presión estática p_s ;

5 - al menos un valor estimado preliminar $\tilde{\beta}$ de tal ángulo β de derrape donde $\tilde{\beta} = f(q_c, n_y)$.

Preferiblemente, el proceso de acuerdo con la presente invención comprende la etapa de calcular dicho valor estimado preliminar $\tilde{\alpha}$ de tal ángulo de incidencia α mediante la siguiente fórmula

10

$$\tilde{\alpha} = \frac{1}{2} \left[K_{\alpha} \frac{W n_z}{q_c} (1 - \eta_{\alpha}) + \eta_{\alpha} \left(\vartheta - \tan^{-1} \frac{VS}{q_c} \right) \right]$$

15 donde W es un peso característico de la aeronave 1 (por ejemplo, el peso promedio entre el peso mínimo y el peso máximo), η_{α} se incluye entre cero y uno, de acuerdo con el grado de calibración de la plataforma; por ejemplo, al calibrar el sistema 1, $\eta_{\alpha} = 1$ es aconsejable. K_{α} es una constante evaluada teóricamente dependiendo de las características aerodinámicas y geométricas de la aeronave 1 y calculada de nuevo después de un paso de calibración.

Siempre preferiblemente, el proceso de acuerdo con la presente invención comprende los pasos de calcular dicho valor preliminar estimado $\tilde{\beta}$ de dicho ángulo de derrape β mediante la siguiente fórmula:

20

$$\tilde{\beta} = \frac{1}{2} \left[K_{\beta} \frac{W n_y}{q_c} (1 - \eta_{\beta}) + \eta_{\beta} \left(\vartheta - \tan^{-1} \frac{V_y}{q_c} \right) \right]$$

25 donde W es el peso promedio de la aeronave 1 (por ejemplo, el peso promedio entre el peso mínimo y el peso máximo), η_{β} se incluye entre cero y uno, de acuerdo con el grado de calibración de la plataforma; por ejemplo, al calibrar el sistema 1, $\eta_{\beta} = 0$ es aconsejable. K_{β} es una constante evaluada teóricamente según las características aerodinámicas y geométricas de la aeronave 1 y calculada de nuevo después de un paso de calibración y V_y se calcula integrando el valor axial n_y de la aceleración inercial con respecto al eje Y y, cuando hay un GPS disponible, utilizando datos de GPS.

Además, el proceso de acuerdo con la presente invención puede comprender las etapas de:

30 - medir directamente los valores axiales n_x de aceleración inercial con respecto a dicho eje X, por ejemplo, siempre a través de dicho sistema de medición acelerométrica 11;

35 - medir directamente los valores Φ del ángulo de actitud del eje Y de dicha aeronave (1) con respecto al horizonte: por ejemplo, siempre a través de dicho sistema de medición inclinométrica 15;

- medir directamente los valores axiales p, q, r de velocidades angulares con respecto a tales ejes X, Y, Z, por ejemplo, a través de dicho sensor giroscópico 13 del sistema 10 según la presente invención.

40 Alternativa o adicionalmente, el proceso según la presente invención puede comprender los pasos de calcular, por ejemplo, a través de dichos medios de procesamiento 23, y en particular a través de dichos medios de cálculo de red neuronal 26 de acuerdo con un proceso como se muestra en la Figura 6, y siempre que:

- al menos un valor estimado de tal ángulo de incidencia $\hat{\alpha}$, donde $\hat{\alpha} = f(\tilde{\alpha})$;

45 al menos un valor estimado $\hat{\beta}$ de tal ángulo de derrape β , donde $\hat{\beta} = f(\tilde{\beta})$.

Preferiblemente, el proceso de acuerdo con la presente invención comprende la etapa de calcular dicho valor estimado $\hat{\alpha}$ de tal ángulo de incidencia α mediante la siguiente fórmula:

50

$$\hat{\alpha} = F_{\alpha} \sum_{i=1}^h \left(w_{\alpha i} f_i \left(\sum_{k=1}^n w_{ik} x_{\alpha, k} + b_{k0} \right) + b_{\alpha 0} \right)$$

55 donde F_{α} es la función de activación de la última capa de neuronas, f_i es la función de activación de la capa i -ésima de la red neuronal, w_{ik} y $w_{\alpha i}$ son coeficientes de la red neuronal caracterizados o calculados durante el paso de calibración del sensor virtual, b_{k0} y $b_{\alpha 0}$ son los desplazamientos de la red neuronal caracterizados o calculados durante el paso de calibración del sensor virtual, h es el número de neuronas de la capa oculta y de salida, n el número de elementos del

vector de entrada x_α y $x_{\alpha,k}$ son al menos uno de los elementos del siguiente vector de entrada:

$$x_\alpha = [\tilde{\alpha} \quad q_c \quad q \quad \phi \quad n_x \quad n_z]$$

5 En el caso general, considerando el desplazamiento como uno de los elementos del vector x_α , designando el nuevo vector de entrada como x_α^* y considerando por ejemplo h capas ocultas como se muestra en la Figura 6, la fórmula anterior se convierte en:

$$\hat{\alpha} = F_\alpha \sum_{i=0}^H \left(w_{\alpha i} f_i \dots \left(\sum_{l=0}^H w_{rl} f_l \left(\sum_{k=0}^N w_{lk} x_{\alpha,k}^* \right) \right) \right)$$

10 donde H es el aumento del número de neuronas de las capas ocultas y de salida, incluidos los desplazamientos de cada capa, N es el número de elementos del vector de entrada que también incluye el desplazamiento de la capa de entrada, y en la Figura 6, L_i es la capa de entrada, L_{h1} es la primera capa oculta, L_{hq} es la enésima capa oculta e I es la capa de salida.

15 Además, siempre preferiblemente, el proceso de acuerdo con la presente invención comprende la etapa de calcular dicho valor estimado $\hat{\beta}$ de dicho ángulo de derrape β a través de la siguiente fórmula:

$$\hat{\beta} = F_\beta \sum_{i=1}^h \left(w_{\beta i} f_i \left(\sum_{k=1}^n w_{ik} x_{\beta,k} + b_{k0} \right) + b_{\beta 0} \right)$$

20 donde F_β es la función de activación de la última capa de neuronas, f_i es la función de activación de la capa enésima de la red neuronal, w_{ik} y $w_{\beta i}$ son coeficientes de la red neuronal caracterizados o calculados durante el paso de calibración del sensor virtual, b_{k0} y $b_{\beta 0}$ son los desplazamientos de la red neuronal caracterizados o calculados durante el paso de calibración del sensor virtual, h es el número de neuronas de las capas ocultas y de salida, n el número de elementos del vector de entrada, x_β y $x_{\beta,k}$ son al menos uno de los elementos del siguiente vector de entrada:

$$x_\beta = [\tilde{\beta} \quad q_c \quad p \quad r \quad \phi \quad n_x \quad n_y \quad n_z]$$

30 En el caso general, considerando por ejemplo h capas ocultas como se muestra en la Figura 6, la fórmula anterior se convierte en:

$$\hat{\beta} = F_\beta \sum_{i=0}^H \left(w_{\beta i} f_i \dots \left(\sum_{l=0}^H w_{rl} f_l \left(\sum_{k=0}^N w_{lk} x_{\beta,k}^* \right) \right) \right)$$

35 donde H es el aumento del número de neuronas de las capas ocultas y de salida, incluidos los desplazamientos de cada capa, N es el número de elementos del vector de entrada que también incluye el desplazamiento de la capa de entrada, y, en la Figura 6, L_i es la capa de entrada, L_{hi} es la primera capa oculta, L_{hq} es la enésima capa oculta e I es la capa de salida. En este caso, el número de neuronas h para cada capa se ha considerado constante para una descripción fácil, pero está claro que cada capa puede contener cualquier número de funciones de activación (o neuronas).

40 Alternativa o adicionalmente, el proceso de acuerdo con la presente invención podría comprender los pasos de:

- detectar los valores de posición y de velocidad GS ("Velocidad de Tierra") con respecto al suelo de la aeronave 1, por ejemplo, a través de dicho Sistema de Posicionamiento Global, GPS, medios de detección, del sistema 10 de acuerdo con la presente invención;

45 - medir directamente los valores de la temperatura (estática y/o total) T del entorno que rodea dicha aeronave 1, por ejemplo, a través de dicho sensor de temperatura 31 del sistema 10 de acuerdo con la presente invención;

- medir directamente los valores ψ del ángulo de inclinación, por ejemplo, con respecto al Norte magnético terrestre a través de dicho magnetómetro 33 del sistema 10 según la presente invención;

5 - adquirir y procesar, por ejemplo, a través de dichos medios 23, 33, 35 del sistema 10 según la presente invención, señales analógicas y digitales procedentes de otros sensores o subsistemas de la aeronave 1, tales como, por ejemplo, la posición de los accionadores de las superficies de control (\square) o, por ejemplo, otras sondas adaptadas para medir directamente los ángulos aerodinámicos que se utilizarán al calibrar el sistema 10.

Alternativa o adicionalmente, el proceso de acuerdo con la presente invención comprende los pasos de:

10 - calcular al menos un valor de velocidad detectado sin correcciones IAS ("velocidad del aire indicada") y al menos un valor de velocidad detectado con corrección de los errores de posición CAS ("velocidad del aire calibrada") a través de un algoritmo de calibración implementado en el sistema 10, dichos valores de velocidad IAS y CAS se calculan preferiblemente en función de los valores medidos de la presión dinámica q_c ;

15 - calcular al menos un valor de velocidad CAS corregido a través de la medida de la temperatura TAS ("Velocidad del Aire Verdadera"), calculando dicho valor de velocidad TAS preferiblemente de acuerdo con los valores medidos de la presión dinámica q_c y la temperatura T;

20 - calcular al menos un valor del número de Mach calculado preferiblemente dependiendo de tales valores medidos de presión estática p_s y de presión dinámica q_c .

Puede observarse cómo, ventajosamente, en los pasos de calcular $\tilde{\alpha}$ y $\tilde{\beta}$, el valor de la presión dinámica q_c puede ser reemplazado, si está disponible, por el valor de velocidad TAS, y viceversa. Es completamente claro que la presente
25 invención se refiere además a al menos un programa informático que comprende medios de código de programa informático adaptado para realizar todas o partes de las etapas del proceso anterior cuando dicho programa es ejecutado por los medios de procesamiento 23.

REIVINDICACIONES

1. Sistema (10) para medir y evaluar datos aéreos e inerciales de una aeronave (1) para estimar indirectamente al menos un ángulo de incidencia α y un ángulo de derrape β con respecto a una dirección de viento relativa W_n de dicha aeronave (1), que comprende:
- al menos un sistema de medición de presión (19, 21) adaptado para detectar directa o indirectamente al menos valores de presión dinámica q_c y posiblemente de presión estática p_s ;
 - al menos un sistema de medición acelerométrica (11) adaptado para medir directamente al menos valores axiales n_y de aceleración inercial de dicha aeronave (1) con respecto a un eje de cabeceo Y de dicha aeronave (1);
 - medios de procesamiento (23) adaptados para calcular y proporcionar (25):
- al menos un valor preliminar estimado $\tilde{\alpha}$ de dicho ángulo de incidencia α ;
- al menos un valor estimado preliminar $\tilde{\beta}$ de dicho ángulo de derrape β , donde $\tilde{\beta} = f(q_c, n_y)$
- caracterizado porque:
- dicho al menos un sistema de medición acelerométrica (11) está adaptado para medir directamente posiblemente n_z con respecto a un eje de guiñada Z de dicha aeronave (1);
 - el sistema (10) comprende además al menos un sistema de medición inclinométrico (15) adaptado para medir o calcular los valores ϑ del ángulo de actitud del eje de balanceo X de dicha aeronave (1) con respecto al horizonte; y
 - dichos medios de procesamiento (23) están adaptados para calcular y proporcionar (25) al menos un valor preliminar estimado $\tilde{\alpha}$ de dicho ángulo de incidencia α , donde $\tilde{\alpha} = f(q_c, \vartheta, VS)$ y/o $\tilde{\alpha} = f(q_c, n_z)$, donde VS es al menos un valor de Velocidad Vertical calculado por dichos medios de procesamiento (23) dependiendo de dichos valores de presión estática p_s .
2. Sistema (10) según la reivindicación anterior, caracterizado porque dichos medios de procesamiento (23) están adaptados para calcular:
- al menos un valor estimado $\hat{\alpha}$ de dicho ángulo de incidencia α , donde $\hat{\alpha} = f(\tilde{\alpha})$;
 - al menos un valor estimado $\hat{\beta}$ de dicho ángulo de derrape β , donde $\hat{\beta} = f(\tilde{\beta})$.
3. Sistema (10) según la reivindicación anterior, caracterizado porque dichos medios de procesamiento (23) comprenden medios de cálculo de estimación analítica (24) adaptados para calcular dichos valores estimados preliminares $\tilde{\alpha}$ y $\tilde{\beta}$ y medios de cálculo (26) adaptados para calcular dichos valores estimados $\hat{\alpha}$ y $\hat{\beta}$.
4. Sistema (10) según la reivindicación 1, caracterizado porque dicho sistema de medición acelerométrico (11) está adaptado para medir directamente los valores axiales n_x de aceleración inercial con respecto a dicho eje X , y porque dicho sistema de medición inclinométrico (15) está adaptado para medir o calcular los valores Φ de un ángulo de actitud del eje Y de dicha aeronave (1) con respecto al horizonte.
5. Sistema (10) según la reivindicación 1, caracterizado porque comprende:
- al menos un sensor giroscópico (13) adaptado para medir directamente los valores axiales p , q , r de velocidades angulares con respecto a dichos ejes X , Y , Z ; y/o
 - Sistema de Posicionamiento Global, GPS, medios de detección adaptados para detectar los valores de posición y de velocidad, Velocidad de Tierra, GS, con respecto al suelo de dicha aeronave (1); y/o
 - al menos un sensor de temperatura estático y/o total (31) adaptado para medir directamente los valores de temperatura T de un entorno que rodea dicha aeronave (1); y/o
 - al menos un magnetómetro (33) adaptado para medir directamente los valores ψ del ángulo de proa con respecto al norte magnético terrestre; y/o
 - medios (33, 35) para adquirir y transmitir a dichos medios de procesamiento (23) señales analógicas y digitales procedentes de otros sensores o subsistemas (37) de dicha aeronave (1).
6. Sistema (10) según la reivindicación 1, caracterizado porque dichos medios de procesamiento (23) están adaptados para calcular y proporcionar (25):

- al menos un valor de velocidad detectado sin correcciones, velocidad del aire indicada, IAS, y al menos un valor de velocidad detectada con corrección de los errores de posición, Velocidad de Aire Calibrada, CAS; y/o

5 - al menos un valor de velocidad CAS correcta a través de la medida de temperatura, Velocidad de Aire Verdadera, TAS; y/o

- al menos un valor del número de Mach.

10 7. Proceso para medir y evaluar datos aéreos e inerciales de una aeronave (1), preferiblemente a través de un sistema (10) según cualquiera de las reivindicaciones anteriores, para estimar indirectamente al menos un ángulo de incidencia α y un ángulo de derrape β con respecto a la dirección relativa del viento W_n de dicha aeronave (1), el proceso comprende los pasos de:

15 - detectar directa o indirectamente los valores de la presión dinámica q_c y posiblemente de la presión estática P_s ;

- medir directamente al menos los valores axiales n_y de aceleración inercial de dicha aeronave (1) con respecto a un eje de cabeceo Y de dicha aeronave (1);

20 - calcular y proporcionar al menos un valor estimado preliminar $\tilde{\beta}$ de dicho ángulo de derrape β donde $\tilde{\beta} = f(q_c, n_y)$.

caracterizado porque el proceso comprende además los pasos de:

25 - medir posiblemente de manera directa algunos valores axiales n_z con respecto al eje de guiñada Z de dicha aeronave (1);

- medir o calcular posiblemente los valores ϑ de un ángulo de actitud del eje de balanceo X de dicha aeronave (1) con respecto al horizonte; y

30 - calcular y suministrar al menos un valor estimado preliminar $\tilde{\alpha}$ de dicho ángulo de incidencia α , donde $\tilde{\alpha} = f(q_c, \vartheta, VS)$ y/o $\tilde{\alpha} = f(q_c, n_z)$, donde VS es al menos un valor de velocidad vertical calculado dependiendo de dichos valores de presión estática p_s .

8. Proceso según la reivindicación anterior, caracterizado porque comprende los pasos de:

35 - calcular dicho valor estimado preliminar $\tilde{\alpha}$ de dicho ángulo de incidencia α a través de la siguiente fórmula:

$$\tilde{\alpha} = \frac{1}{2} \left[K_\alpha \frac{W n_z}{q_c} (1 - \eta_\alpha) + \eta_\alpha \left(\vartheta - \tan^{-1} \frac{VS}{q_c} \right) \right];$$

40 - calcular dicho valor preliminar estimado $\tilde{\beta}$ de dicho ángulo de derrape β a través de la siguiente fórmula:

$$\tilde{\beta} = \frac{1}{2} \left[K_\beta \frac{W n_y}{q_c} (1 - \eta_\beta) + \eta_\beta \left(\vartheta - \tan^{-1} \frac{V_y}{q_c} \right) \right]$$

45 donde W es un peso característico de dicha aeronave (1), K_α y K_β son constantes teóricamente evaluadas dependiendo de las características aerodinámicas y geométricas de dicha aeronave (1) y calculadas de nuevo después de una etapa de calibración, η_α y η_β son constantes incluidas entre cero y uno, de acuerdo con el nivel de calibración de la plataforma, V_y se calcula integrando dicho valor axial n_y de aceleración inercial con respecto a dicho eje Y.

9. Proceso según cualquiera de las reivindicaciones 7 u 8, caracterizado porque comprende los pasos de:

50 - medir directamente los valores axiales n_x de aceleración inercial con respecto a dicho eje X; y/o

- medir directamente los valores Φ del ángulo de actitud del eje Y de dicha aeronave (1) con respecto al horizonte; y/o

55 - medir directamente los valores axiales p, q, r de velocidades angulares con respecto a dichos ejes X, Y, Z.

10. Proceso según cualquiera de las reivindicaciones 7 a 9, caracterizado porque comprende los pasos de calcular y proporcionar:

- al menos un valor estimado $\hat{\alpha}$ de dicho ángulo de incidencia α , donde $\hat{\alpha} = f(\tilde{\alpha})$;

- al menos un valor estimado $\hat{\beta}$ de dicho ángulo de derrape β , donde $\hat{\beta} = f(\tilde{\beta})$.

5

11. Proceso según la reivindicación anterior, caracterizado porque comprende los pasos de:

- calcular dicho valor estimado $\hat{\alpha}$ de dicho ángulo de incidencia α a través de la siguiente fórmula:

$$\hat{\alpha} = F_{\alpha} \sum_{i=1}^h \left(w_{\alpha i} f_i \left(\sum_{k=1}^n w_{ik} x_{\alpha,k} + b_{k0} \right) + b_{\alpha 0} \right)$$

10

donde $x_{\alpha,k}$ es al menos un elemento del siguiente vector

$$x_{\alpha} = [\tilde{\alpha} \quad q_c \quad q \quad \phi \quad n_x \quad n_z]$$

15

- calcular dicho valor estimado $\hat{\beta}$ del ángulo de derrape β a través de la siguiente fórmula:

$$\hat{\beta} = F_{\beta} \sum_{i=1}^h \left(w_{\beta i} f_i \left(\sum_{k=1}^n w_{ik} x_{\beta,k} + b_{k0} \right) + b_{\beta 0} \right)$$

20

donde $x_{\beta,k}$ es al menos un elemento del siguiente vector

$$x_{\beta} = [\tilde{\beta} \quad q_c \quad p \quad r \quad \phi \quad n_x \quad n_y \quad n_z]$$

25

donde $F_{\alpha/\beta}$ es la función de activación de la última capa de neuronas, f_i es la función de activación de la capa enésima de la red neuronal, w_{ik} y $w_{\alpha/\beta i}$ son coeficientes de la red neuronal caracterizados o calculados durante el paso de calibración del sensor virtual, b_{k0} y $b_{\alpha/\beta 0}$ son los desplazamientos de la red neuronal caracterizados o calculados durante el paso de calibración del sensor virtual, h es el número de neuronas de las capas ocultas y de salida, n es el número de elementos del vector de entrada $x_{\alpha/\beta}$.

30

12. Proceso de acuerdo con una cualquiera de las reivindicaciones 7 a 11, caracterizado porque comprende los pasos de:

- detectar los valores de posición y de velocidad, Velocidad de Tierra, GS, con respecto al suelo de dicha aeronave (1); y/o

35

- medir directamente los valores de temperatura estática o absoluta (T) de un entorno que rodea dicha aeronave (1); y/o

- medir directamente los valores del arco ψ con respecto al Norte magnético terrestre; y/o

40

- adquirir y procesar las señales analógicas y digitales procedentes de otros sensores o subsistemas de dicha aeronave (1).

13. Proceso según una cualquiera de las reivindicaciones 7 a 12, caracterizado porque comprende los pasos de:

45

- calcular al menos un valor de velocidad detectado sin correcciones, velocidad del aire indicada, IAS, y al menos un valor de velocidad detectado con corrección de los errores de posición, velocidad del aire calibrada, CAS; y/o

- calcular al menos un valor de velocidad CAS corregido a través de la medida de temperatura, Velocidad de aire verdadera, TAS; y/o

50

- calcular al menos un valor del número de Mach.

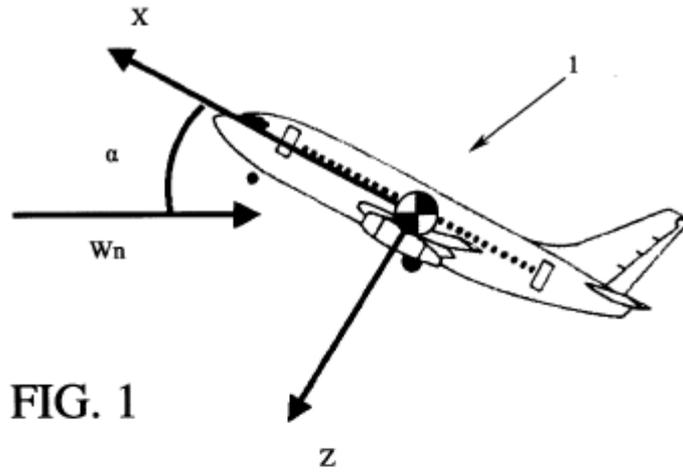


FIG. 1

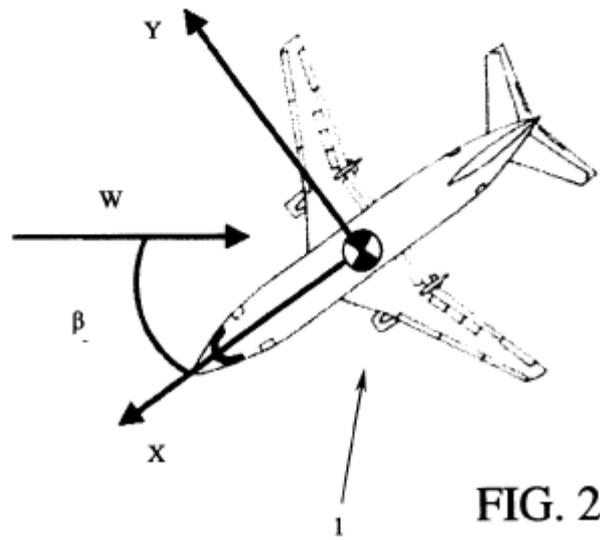


FIG. 2

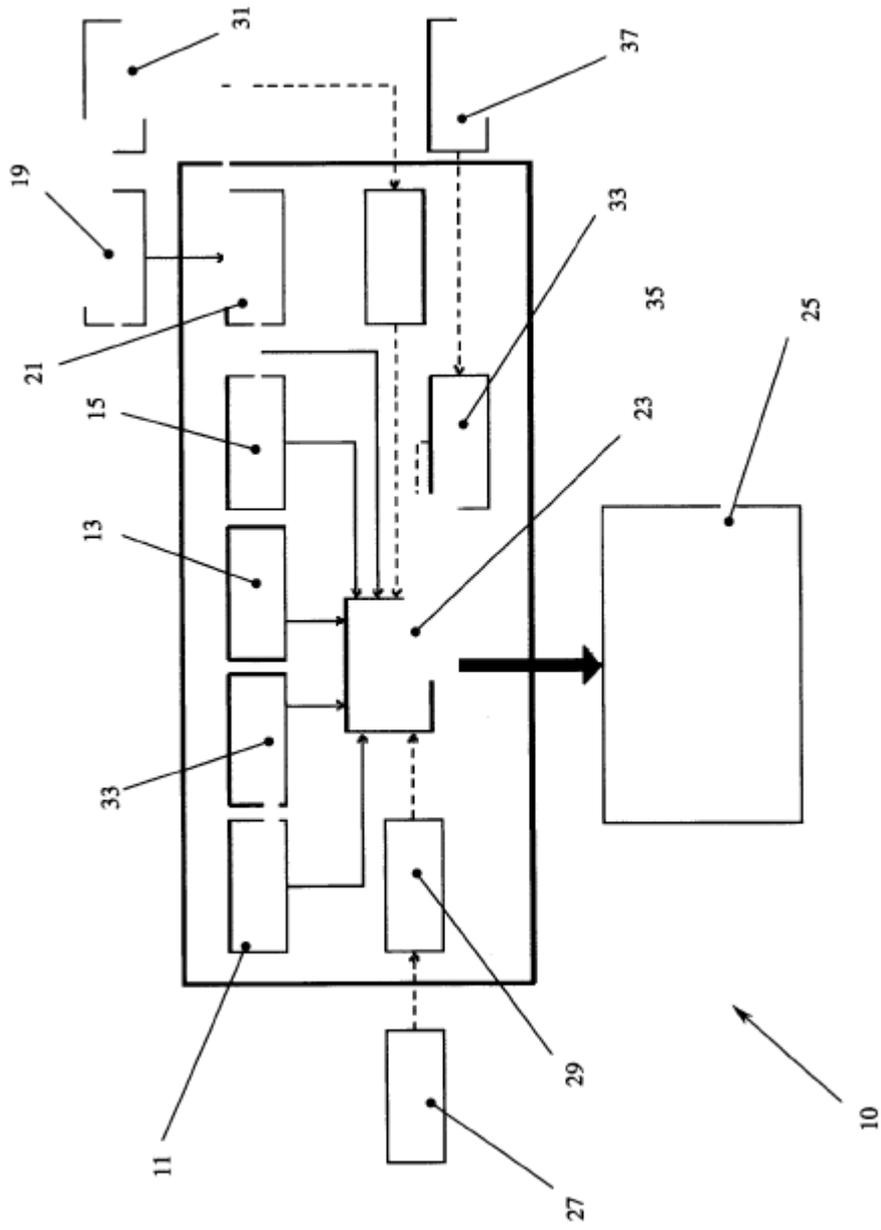


FIG. 3

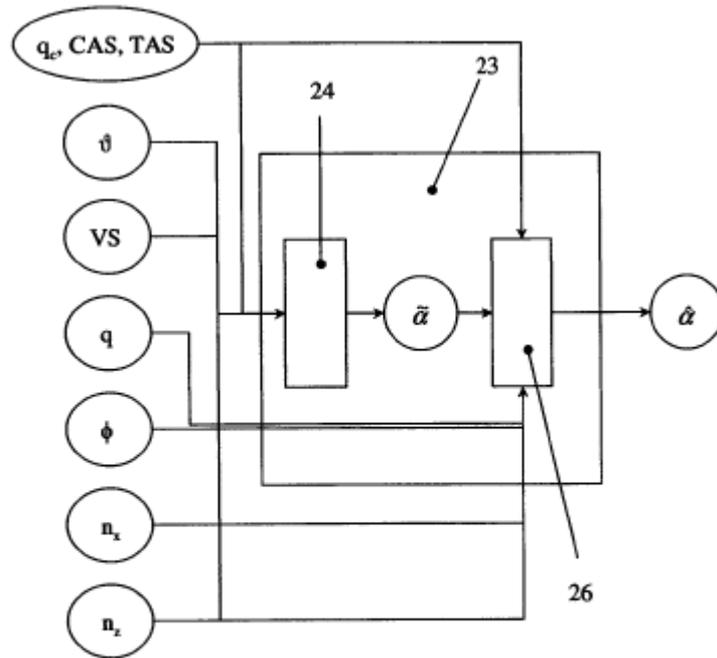


FIG. 4

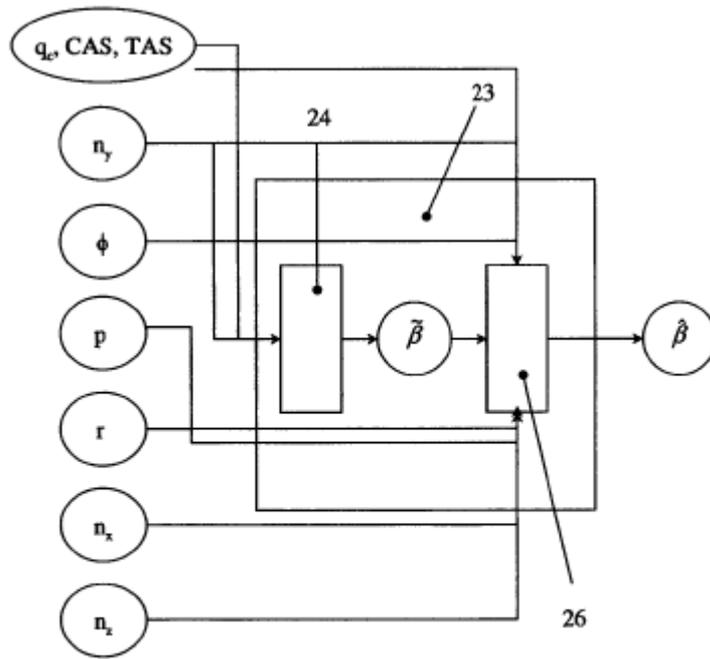


FIG. 5

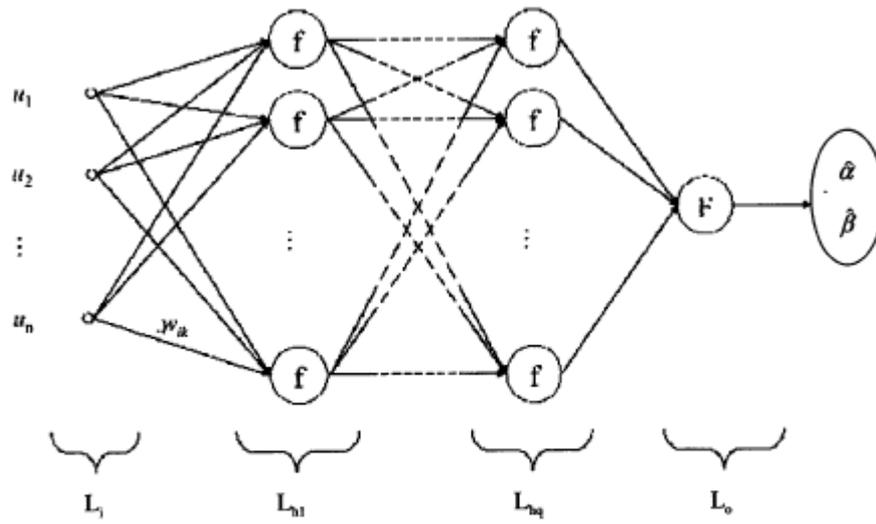


FIG. 6