

19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 549 477**

51 Int. Cl.:

G01P 13/02 (2006.01)

G05D 1/08 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **10.12.2009 E 09178636 (8)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **15.07.2015 EP 2196810**

54 Título: **Un método para estimar un ángulo de ataque y un ángulo de resbalamiento de una aeronave**

30 Prioridad:

11.12.2008 IT TO20080923

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

28.10.2015

73 Titular/es:

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

72 Inventor/es:

CHIESA, ALBERTO

74 Agente/Representante:

LINAGE GONZÁLEZ, Rafael

ES 2 549 477 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

Un método para estimar un ángulo de ataque y un ángulo de resbalamiento de una aeronave

- 5 La presente invención se refiere a un método para estimar el ángulo de ataque y el ángulo de resbalamiento de una aeronave.
- Más específicamente, la invención se refiere a un método para estimar el ángulo de incidencia o ataque y el ángulo de resbalamiento de una aeronave.
- 10 El ángulo de incidencia o ataque y el ángulo de resbalamiento son dos cantidades que definen parámetros del movimiento de una aeronave que deben ser monitorizados y controlados constantemente para garantizar la seguridad de la aeronave.
- 15 La figura 1 muestra una sección a través de una aeronave 2 que se está desplazando a lo largo de una dirección de movimiento representada por un primer vector 4. Un segundo vector 6 representa la dirección de un flujo de aire que golpea la aeronave 2 longitudinalmente y α es el ángulo de incidencia o ataque formado por la intersección del primer vector 4 y el segundo vector 6.
- 20 La figura 2 es una vista de la aeronave 2 desde arriba; la aeronave 2 se está desplazando lo largo de la dirección de movimiento representada por el primer vector 4. Un tercer vector 8 representa la dirección de un flujo de aire que golpea la aeronave 2 lateralmente y β es el ángulo de resbalamiento formado por intersección de dicho primer vector 4 y tercer vector 8.
- 25 El ángulo de ataque α y el ángulo de resbalamiento β deben tener siempre valores por debajo de valores máximos respectivos, por ejemplo, de 10° para el ángulo de ataque y 5° para el ángulo de resbalamiento para una aeronave de transporte civil ya que, si estos valores se superan, pueden conducir a la inestabilidad de la aeronave 2 que es un estado prácticamente irrecuperable.
- 30 Los valores del ángulo de ataque α y el ángulo de resbalamiento β se calculan convencionalmente mediante técnicas conocidas basándose en mediciones de presión del aire fuera de la aeronave 2. Estas mediciones de presión se toman mediante sensores dispuestos en la superficie externa de la aeronave 2. Los sensores de presión convencionales se conocen comúnmente como "tubos de Pitot".
- 35 Alternativamente, los valores del ángulo de ataque α y el ángulo de resbalamiento β se miden mediante "aletas" móviles que se dispone en la superficie externa de la aeronave 2 y se orientan en la dirección en la que sopla el viento.
- 40 En sensores basados en "tubos de Pitot" cualquier sobrecalentamiento u obstrucción del sensor es detectado por señales de control; en los sensores del tipo de "aletas", sin embargo, es mucho más difícil detectar un fallo ya que, por ejemplo, si una "aleta" se deforma o se inclina no hay sistemas de medición o realimentación que puedan detectar la deformación o el desplazamiento.
- 45 Para superar los problemas descritos anteriormente, se colocan más sensores de presión de los estrictamente necesarios para tomar las mediciones, esto es, típicamente alrededor de 4 a 5 unidades, ya que es necesario un cierto grado de redundancia con el fin de realizar una operación de promediado de las mediciones de presión detectadas por los sensores individuales y/o para compensar cualquier fallo de un sensor. Esto conduce a un aumento en los costes globales de la aeronave 2. Además, debido al gran número de sensores y al hecho de que se disponen proyectándose desde la superficie de la aeronave 2, son fácilmente visibles por radares de detección y por lo tanto no son adecuados para su uso en aeronaves militares.
- 50 Son conocidos diversos métodos para estimar el ángulo de ataque y el ángulo de resbalamiento de los documentos EP 1480043, US 6273370 y US 2003/130768.
- 55 El objeto de la presente invención es por lo tanto proponer un método para estimar el ángulo de ataque y el ángulo de resbalamiento que no requiera el uso de mediciones de presión y, por lo tanto, de sensores de presión dispuestos sobre la superficie externa de la aeronave.
- 60 Este y otros objetos se consiguen mediante un método de estimación cuyas características se definen en la reivindicación 1.
- Modos de realización particulares son el objeto de las reivindicaciones dependientes cuyo contenido se debe entender como parte integral e integrante de la presente descripción.
- 65 Características y ventajas adicionales de la invención serán más claras de la siguiente descripción detallada que se

ofrece meramente a modo de ejemplo no limitativo, con referencia a los dibujos adjuntos, en los cuales:

la figura 1, que ya se ha descrito, es una vista en sección de una aeronave y del ángulo de ataque α ,

5 la figura 2, que ya se ha descrito, es una vista en sección de una aeronave y del ángulo de resbalamiento β ,

la figura 3 es un diagrama de flujo de las etapas del método de acuerdo con la invención, y

10 la figura 4 es un diagrama de bloques de un sistema dispuesto para llevar a cabo el método de acuerdo con la invención.

Brevemente, el método consiste en calcular un modelo de la aeronave 2 alimentado con órdenes de vuelo medidas, utilizándose el modelo para realizar una estimación de bucle abierto del estado del sistema.

15 Sin embargo, el rendimiento de un estimador u observador de estado de bucle abierto no es adecuado para obtener datos fiables debido a perturbaciones, indeterminaciones paramétricas, y variables no modeladas tales como la velocidad del viento.

20 El estimador de bucle abierto se corrige por lo tanto insertando un bucle de control, en particular un filtro de control numérico que garantiza la convergencia de las variables del modelo con valores reales medidos por sensores de la aeronave 2, rechazando perturbaciones externas.

25 La convergencia de los valores de las variables del modelo con valores medidos a bordo de la aeronave 2 se garantiza ya que el filtro de control está diseñado de modo que haga que el sistema sea estable globalmente.

Las ecuaciones del observador de estado de bucle abierto se corrigen así por medio del bucle de control, en una cantidad que es inversamente proporcional al error dado por la diferencia entre los valores de las variables del modelo y los valores medidos a bordo de la aeronave 2.

30 Se ha encontrado que, si el conjunto de mediciones reales disponibles es lo suficientemente representativo, incluso cantidades para las que no hay medición directa convergen con los valores verdaderos. En particular, la medición de las velocidades angulares de una aeronave es suficiente para reconstruir los ángulos de ataque y resbalamiento que no han sido medidos por sensores convencionales.

35 La figura 3 es un diagrama de flujo de las etapas del método de acuerdo con la invención.

40 La aeronave 2 comprende una pluralidad de superficies de control tales como, por ejemplo, alerones 10 dispuestos en las alas de la aeronave 2 (véanse las figuras 1 y 2), elevadores 12 dispuestos en la cola, y el timón 14. En condiciones de reposo, estas superficies están alineadas con superficies de referencia respectivas, en particular, el alerón con el ala, los elevadores con el plano de cola horizontal, y el timón con el plano de cola vertical. Los ángulos formados por cada superficie de control con respecto a la superficie de referencia asociada se denominan en lo que sigue por el término genérico de "desviaciones".

45 En la etapa 50 se miden cantidades indicativas de la desviación de cada superficie de control, esto es, la desviación d_1 de los alerones, la desviación d_2 de los elevadores y la desviación d_3 del timón. La desviación de las aletas dispuestas en las alas se mide igualmente de modo ventajoso. Las desviaciones se miden, por ejemplo, mediante sensores situados en la proximidad de cada superficie de control y que envían señales representativas de los valores de esos ángulos.

50 En la etapa 52, se miden, de modo conocido, las velocidades inerciales, es decir, la velocidad de alabeo efectiva p_E , la velocidad de cabeceo efectiva q_E , y la velocidad de guiñada efectiva r_E . Estas velocidades representan el giro de la aeronave 2 alrededor de sus propios ejes principales x, y y z (véanse las figuras 1 y 2).

55 En la etapa 54, se crea, de modo conocido, un modelo dinámico de la aeronave 2 en movimiento en el espacio (un modelo con seis grados de libertad), basándose en datos de pruebas (túnel de viento) y mediante la derivación de otros valores conocidos por medio de estimaciones basadas en criterios conocidos.

En la etapa 56 se deriva un modelo linealizado de dicho modelo dinámico de un modo conocido y se utiliza como estimador de bucle abierto.

60 El modelo linealizado de bucle abierto del observador de estado comprende las siguientes ecuaciones:

$$\begin{cases} \dot{x} = Ax + Bu \\ y = Cx + Du \end{cases} \quad (1)$$

donde A, B, D y D son matrices representativas del comportamiento de la aeronave 2 en un movimiento sin perturbación y varían dependiendo de la altitud y velocidad de la aeronave 2. Dichas matrices A, B, C y D se obtienen experimentalmente (túnel de viento) o basándose en cálculos basados en el modelo dinámico.

5 Para un modelo linealizado de periodo corto, simplificado, u es un vector que contiene los valores de desviación de cada superficie de control, x es un vector que contiene las variables del estado estimado del sistema (1), en particular el ángulo de ataque estimado α_s , el ángulo de resbalamiento estimado β_s , la velocidad de alabeo estimada p_s , la velocidad de cabeceo estimada q_s y velocidad de guiñada estimada r_s , δy es un vector de error que contiene los errores entre las velocidades medidas y las respectivas velocidades estimadas calculados como se describe a continuación y y es un vector de medición que contiene los valores de velocidad medidos.

La matriz A vincula el vector x con su diferencial y representa el desarrollo libre de las dinámicas de la aeronave a lo largo del tiempo.

Un ejemplo de la matriz A para una aeronave turística que se encuentra a una altitud de 2000 m y que se desplaza a una velocidad de 350 km/h se ofrece en la siguiente ecuación:

$$\begin{pmatrix} \dot{\alpha}_s \\ \dot{\beta}_s \\ \dot{p}_s \\ \dot{q}_s \\ \dot{r}_s \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} -2.629 & 0 & 0 & 0.9514 & 0 \\ 0 & 0.4154 & 0.03543 & 0 & -0.999 \\ 0 & -1.578 & -6.497 & 0 & 2.258 \\ -8.106 & 0 & 0 & -2.23 & 0 \\ 0 & 6.548 & -0.4943 & -0.8744 & 0 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \alpha_s \\ \beta_s \\ p_s \\ q_s \\ r_s \end{pmatrix} \quad (2)$$

que ha considerado el siguiente vector:

$$x = \begin{pmatrix} \alpha_s \\ \beta_s \\ p_s \\ q_s \\ r_s \end{pmatrix} \quad (3)$$

La matriz B representa el efecto de las desviaciones de las superficies de control en el estado de la aeronave 2.

Un ejemplo de la matriz B para una aeronave turística que se encuentra a una altitud de 2000 m y se desplaza a una velocidad de 350 km/h se ofrece en la siguiente ecuación:

$$\begin{pmatrix} \dot{\alpha}_s \\ \dot{\beta}_s \\ \dot{p}_s \\ \dot{q}_s \\ \dot{r}_s \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 0 & -0.1176 & 0 \\ 0.05399 & 0 & 0.0986 \\ 36.47 & 0 & 0.196 \\ 0 & -10.18 & 0 \\ 0.7896 & 0 & 0.7896 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} d_1 \\ d_2 \\ d_3 \end{pmatrix} \quad (4)$$

La matriz C hace una distinción entre las variables para las que se encuentra disponible una medición física y aquellas que se estiman efectivamente por el observador. En particular, es una matriz que tiene ceros dispuestos de un modo tal que cancelan la contribución del ángulo de ataque estimado α_s y del ángulo de resbalamiento estimado β_s contenidos en el vector x por el cual se multiplica la matriz C.

Un ejemplo de la matriz C para una aeronave turística que se encuentra a una altitud de 2000 m y que se desplaza a una velocidad de 350 km/h se ofrece en la siguiente ecuación:

$$\begin{pmatrix} p_M \\ q_M \\ r_M \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 10000 \\ 01000 \\ 00100 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \alpha_S \\ \beta_S \\ p_S \\ q_S \\ r_S \end{pmatrix} \quad (5)$$

La matriz D es siempre cero.

- 5 En la etapa 58 se realizan las diferencias entre las velocidades estimadas y las velocidades medidas correspondientes con el fin de calcular el vector de error δy en el que, por ejemplo, el primer componente viene dado por la diferencia entre la velocidad de alabeo efectiva p_E y velocidad de alabeo estimada p_S , el segundo componente viene dado por la diferencia entre la velocidad de cabeceo efectiva q_E y velocidad de cabeceo estimada q_S , el tercer componente viene dado por la diferencia entre la velocidad de guiñada efectiva r_E y velocidad de guiñada estimada r_S .

En la etapa 60 se corrige el modelo linealizado de bucle abierto con el uso del vector de error δy basándose en las siguientes ecuaciones:

$$\begin{cases} \dot{x} = Ax + Bu + L\delta y \\ y = Cx + Du \end{cases} \quad (6)$$

donde la matriz L es una matriz de realimentación que contiene las ganancias del filtro de control descrito a continuación.

- 20 La figura 4 es un diagrama de bloques de un sistema adecuado para implementar el método de acuerdo con la invención.

25 El sistema comprende la aeronave 2 que está controlada por medio de las desviaciones d_1 , d_2 y d_3 de las superficies de control respectivas cuya velocidad de alabeo efectiva p_E , velocidad de cabeceo efectiva q_E y velocidad de guiñada efectiva r_E se miden.

30 Las señales representativas de los valores de las desviaciones d_1 , d_2 y d_3 se envían a un módulo de bucle abierto 100 de una unidad de control 102, estando dispuesto dicho módulo de bucle abierto 100 para calcular el modelo linealizado de bucle abierto del sistema y emitir, en una rama directa 101, los valores de la velocidad de alabeo estimada p_S , la velocidad de cabeceo estimada q_S , y velocidad de guiñada estimada r_S .

La unidad de control 102 comprende además un módulo de sustracción 104 dispuesto para calcular la diferencia entre las velocidades efectivas y las velocidades estimadas respectivas de modo que produzca el vector de error δy .

- 35 Finalmente, la unidad de control 102 comprende un módulo de realimentación 106 dispuesto en una rama de realimentación 108 del sistema adecuado para formar un bucle abierto, estando dispuesto el módulo de realimentación 106 para formar, de un modo conocido, un filtro de control numérico. En particular, se forma un filtro con el uso de técnicas de optimización de Kalman o una estructura de filtro de Luenberg.

40 Los valores de ganancia del filtro están contenidos en la matriz de realimentación L. En particular, cada fila de la matriz representa la corrección de una variable de estado del sistema (6) representativa del modelo linealizado corregido. Los coeficientes de corrección, en particular, tres coeficientes de corrección, uno para cada velocidad angular, están en las columnas.

45 Los valores de ganancia se envían al módulo de bucle abierto 100 que se dispone para modificar el modelo linealizado de bucle abierto del sistema insertando dicho filtro de control de modo que obtenga una convergencia entre las velocidades estimadas y las velocidades efectivas respectivas de la aeronave 2.

50 Cuando se consigue la convergencia de las velocidades, el ángulo de ataque estimado α_S y el ángulo de resbalamiento estimado β_S convergen igualmente con el ángulo de ataque efectivo α_E y el ángulo de resbalamiento efectivo β_E , respectivamente.

Los valores de ángulos efectivos se pueden obtener así sin necesidad de medirlos por medio de sensores

REIVINDICACIONES

1. Un método para estimar un ángulo de ataque (α) y un ángulo de resbalamiento (β) de una aeronave (2) que tiene una pluralidad de superficies de control (10, 12, 14) ajustables cada una con respecto a una superficie de referencia asociada, comprendiendo el método las etapas de:

- medir cantidades (d_1, d_2, d_3) representativas del ángulo formado por cada superficie de control (10, 12, 14) con respecto a la superficie de referencia asociada;

- medir la velocidad de alabeo efectiva (p_E), la velocidad de cabeceo efectiva (q_E) y la velocidad de guiñada efectiva (r_E) de la aeronave (2);

- definir un modelo linealizado de un observador de estado de acuerdo con el siguiente sistema de ecuaciones:

$$\begin{cases} \dot{x} = Ax + Bu + L\delta y \\ y = Cx + Du \end{cases}$$

donde u es un vector que contiene los valores de dichas cantidades (d_1, d_2, d_3) de cada superficie de control (10, 12, 14), x es un vector que comprende un ángulo de ataque estimado (α_S), un ángulo de resbalamiento estimado (β_S), una velocidad de alabeo estimada (p_S), una velocidad de cabeceo estimada (q_S) y una velocidad de guiñada estimada (r_S), δy es un vector de error que comprende los errores entre las velocidades medidas y las velocidades estimadas respectivas, y es un vector de medición que comprende los valores de las velocidades medidas, A, B, C, D son matrices representativas del comportamiento de la aeronave (2) en un movimiento sin perturbar y L es una matriz de realimentación que comprende las ganancias de un filtro de control numérico predeterminado;

- obtener a partir del modelo el ángulo de ataque estimado (α_S) y el ángulo de resbalamiento estimado (β_S) para utilizarlos respectivamente como ángulo de ataque (α) y ángulo de resbalamiento (β) de la aeronave (2).

2. El método de acuerdo con la reivindicación 1, en el que dicho filtro de control numérico se lleva a cabo por medio de técnicas de optimización de Kalman sobre una estructura de filtro de Luenberg.

3. El método de acuerdo con la reivindicación 1 o 2, en el que las superficies de control comprenden alerones (10) situados en las alas de la aeronave (2), elevadores (12) situados en la cola de la aeronave (2) y un timón (14).

4. El método de acuerdo con cualquiera de las reivindicaciones 1 a 2, en el que el vector de error (δy) comprende un primer componente igual a la diferencia entre la velocidad de alabeo efectiva (p_E) y velocidad de alabeo estimada (p_S), el segundo componente es igual a la diferencia entre la velocidad de cabeceo efectiva (q_E) y la velocidad de cabeceo estimada (q_S), el tercer componente es igual a la diferencia entre la velocidad de guiñada efectiva (r_E) y velocidad de guiñada estimada (r_S).

5. Sistema para estimar el ángulo de ataque (α) y el ángulo de resbalamiento (β) de una aeronave (2) que tiene una pluralidad de superficies de control (10, 12, 14) ajustables cada una con respecto a una superficie de referencia asociada, comprendiendo el sistema:

- medios dispuestos para medir cantidades (d_1, d_2, d_3) representativas de un ángulo formado por cada superficie de control (10, 12, 14) con respecto a la superficie de referencia asociada;

- medios dispuestos para medir la velocidad de alabeo efectiva (p_E), la velocidad de cabeceo efectiva (q_E) y velocidad de guiñada efectiva (r_E) de la aeronave (2);

- una unidad de control (102) dispuesta para definir un modelo linealizado de un observador de estado de acuerdo con el siguiente sistema de ecuaciones:

$$\begin{cases} \dot{x} = Ax + Bu + L\delta y \\ y = Cx + Du \end{cases}$$

donde u es un vector que contiene los valores de dichas cantidades (d_1, d_2, d_3) de cada superficie de control (10, 12, 14), x es un vector que comprende un ángulo de ataque estimado (α_S), un ángulo de resbalamiento estimado (β_S), una velocidad de alabeo estimada (p_S), una velocidad de cabeceo estimada (q_S) y una velocidad de guiñada estimada (r_S), δy es un vector de error que comprende los errores entre las velocidades medidas y las velocidades estimadas respectivas, y es un vector de medición que comprenden los valores de las velocidades medidas, A, B, C, D son matrices representativas del comportamiento de la aeronave (2) en un movimiento sin perturbar y L es una

matriz de realimentación que comprende las ganancias de un filtro de control numérico predeterminado; estando dispuesta además dicha unidad de control (102) para reunir, a partir del modelo linealizado, los valores del ángulo de ataque estimado (α_s) y del ángulo de resbalamiento estimado (β_s) para utilizarlos respectivamente como ángulo de ataque (α) y ángulo de resbalamiento (β) de la aeronave (2).

- 5
6. Sistema de acuerdo con la reivindicación 5, en el que dicha unidad de control (102) comprende:
- 10
- un módulo de bucle abierto (100) dispuesto para recibir dichas cantidades (d_1 , d_2 , d_3) y proporcionar en una salida en una rama directa (101) la velocidad de alabeo estimada (p_s), la velocidad de cabeceo estimada (q_s) y velocidad de guiñada estimada (r_s);
 - un módulo de sustracción (104) dispuesto para proporcionar el vector de error (δy);
 - un módulo de realimentación (102), situado en una rama de realimentación (102) y dispuesto para crear un bucle cerrado, estando dispuesto dicho módulo de realimentación (106) para llevar a cabo un filtro de control numérico.
- 15

FIG. 1

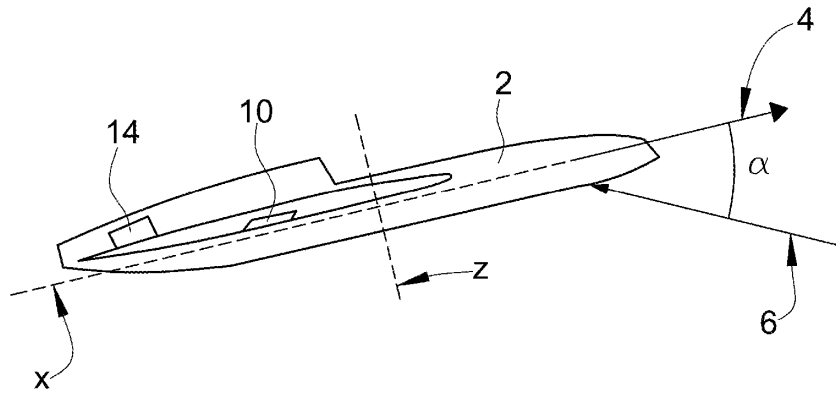


FIG. 2

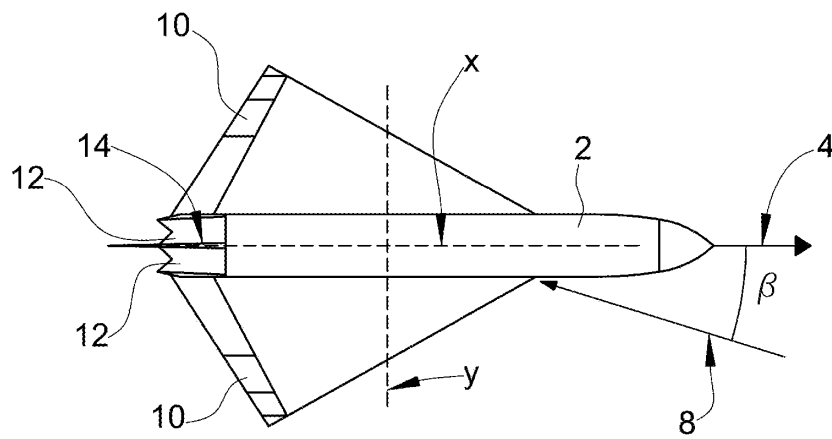


FIG. 3

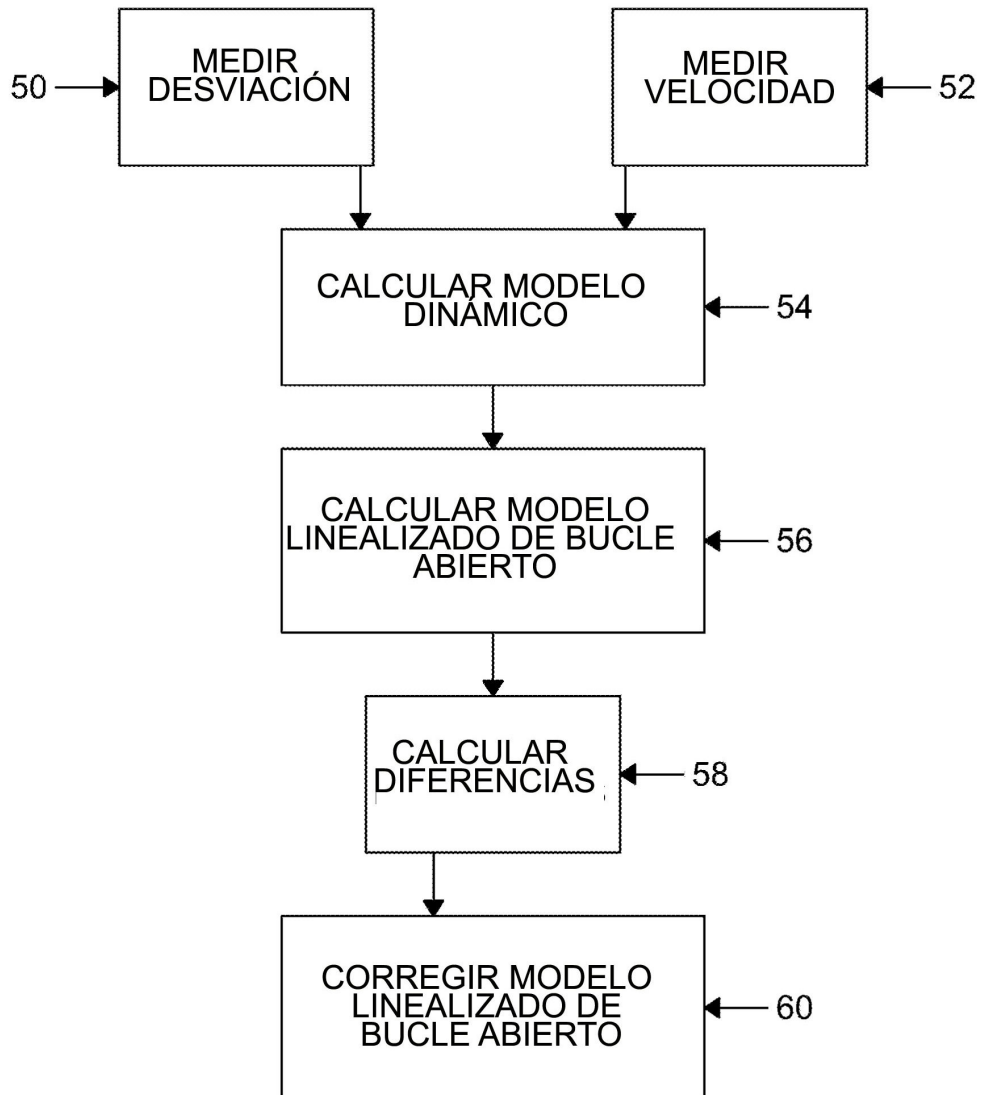


FIG. 4

