

19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 677 873**

51 Int. Cl.:

G05D 1/02 (2006.01)

G05D 1/06 (2006.01)

B64C 13/16 (2006.01)

G05D 1/04 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **14.11.2008 E 08169200 (6)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **18.04.2018 EP 2063338**

54 Título: **Compensación de avance de alimentación de ráfaga longitudinal y vertical usando superficies de control laterales**

30 Prioridad:

21.11.2007 US 944146

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

07.08.2018

73 Titular/es:

**THE BOEING COMPANY (100.0%)
100 North Riverside Plaza
Chicago, IL 60606-1596, US**

72 Inventor/es:

**RUPNIK, BRIAN K y
FLANNIGAN, SEAN J.**

74 Agente/Representante:

CARVAJAL Y URQUIJO, Isabel

ES 2 677 873 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

Compensación de avance de alimentación de ráfaga longitudinal y vertical usando superficies de control laterales

Antecedentes

5 La divulgación se refiere a sistemas de control de vuelo de aeronave y, específicamente, al control automático de la trayectoria de vuelo de una aeronave. Los sistemas de piloto automático se usan ampliamente en la industria de la aviación para proporcionar una guía de precisión a una aeronave. Los sistemas de control convencionales habitualmente utilizan el elevador como superficie de control para efectuar cambios en la trayectoria vertical de la aeronave. Un objetivo de la divulgación es proporcionar una atenuación de las perturbaciones por ráfaga de viento con el fin de mejorar la precisión del control de trayectoria vertical proporcionado por un sistema de control de cabeceo convencional acoplado con un sistema de piloto automático, tanto durante las situaciones de vuelo de aterrizaje como de no aterrizaje.

15 Como un ejemplo representativo, un aterrizaje automático es una tarea de seguimiento de trayectoria vertical que requiere un control de trayectoria vertical preciso con el fin de lograr un funcionamiento aceptable. Se requiere una capacidad de aterrizaje automático para operaciones en las condiciones meteorológicas más severas de baja visibilidad, conocidas como categoría IIIB de condiciones meteorológicas mínimas, y se usa en condiciones meteorológicas mínimas menos restrictivas para mejorar la seguridad y reducir la carga de trabajo de la tripulación de vuelo. Un sistema de aterrizaje automático (ALS) proporciona la guía de trayectoria vertical y lateral precisa necesaria para cumplir los estrictos requisitos de funcionamiento especificados para las operaciones en condiciones meteorológicas mínimas.

20 La guía de trayectoria vertical proporcionada por un ALS incluye tanto el control de trayectoria de planeo como la maniobra de enderezamiento para el aterrizaje. El control preciso de la posición vertical con respecto a la trayectoria vertical deseada es esencial con el fin de lograr el funcionamiento requerido para las operaciones de categoría III. La trayectoria de planeo proporciona el gradiente de descenso establecido y la referencia de posición longitudinal para la guía de trayectoria de vuelo de aproximación final. La maniobra de enderezamiento para el aterrizaje proporciona la transición de la trayectoria de planeo a la toma de contacto en la localización deseada en la pista. Idealmente, el ALS aterrizará la aeronave en el mismo punto de la pista, independientemente del entorno o la instalación. En otras palabras, el diseño debe ser muy robusto dada la amplia gama de condiciones ambientales, el terreno y las características de la pista a las que se someterá la aeronave durante los aterrizajes automáticos. Sin embargo, en la práctica, el seguimiento de la trayectoria vertical proporcionado por el ALS se ve significativamente afectado por los vientos cortantes, el terreno y las características de la pista. Cualquier mejora de un diseño de piloto automático existente que mejore el seguimiento de la trayectoria vertical reducirá el impacto de las perturbaciones mencionadas anteriormente durante las operaciones de aterrizaje automático.

35 Para los aterrizajes automáticos, el piloto automático usado en aviones tales como el 777, 757, 767, y 747-400 utiliza un diseño de ley de control de posición vertical para proporcionar el control de trayectoria de planeo y la maniobra de enderezamiento para el aterrizaje. La orden de elevador se genera con un sistema de control de retroalimentación de posición vertical de elevador. El diseño de ley de control de posición vertical produce una orden de inclinación de cabeceo que es proporcional al error de altitud y al error de tasa de altitud y la integral del error de altitud. El diseño se ajusta para proporcionar un seguimiento de trayectoria vertical preciso con características de estabilidad aceptables. Un problema para confiar únicamente en un sistema de control de retroalimentación de elevador para el control de posición vertical es que normalmente se requieren altas ganancias para lograr la precisión de seguimiento de trayectoria vertical deseada. Sin embargo, unas ganancias excesivamente altas en el sistema de control de retroalimentación de elevador pueden comprometer la estabilidad general del sistema, lo que potencialmente da como resultado una interacción con los modos estructurales de la aeronave. Unas ganancias altas también pueden dar como resultado una actividad de cabeceo que es objetable para la tripulación de vuelo.

45 Habitualmente, los pilotos automáticos utilizan una compensación de avance de alimentación de elevador o predictiva de algún tipo en combinación con el control de retroalimentación de elevador para lograr una atenuación de perturbaciones. Esta combinación de compensación de avance de alimentación y control de retroalimentación permite cumplir los objetivos de rendimiento sin recuperar ganancias de retroalimentación excesivamente altas y potencialmente desestabilizadoras. Los tipos de compensación de avance de alimentación de elevador utilizados habitualmente son o la compensación de momento a corto plazo o la compensación de fuerza a largo plazo.

55 Para la compensación de momento a corto plazo se genera una orden de superficie de control (elevador) de tal manera que se crea un momento que anula el momento que se generará previsiblemente por la perturbación. Para la compensación de fuerza a largo plazo, se genera una orden de inclinación de cabeceo para contrarrestar los cambios de equilibrio aerodinámico de estado estacionario debidos a una perturbación. La compensación de momento a corto plazo tiende a limitar el cambio de inclinación de cabeceo en respuesta a una perturbación, mientras que la compensación de fuerza a largo plazo tiende a generar un cambio de inclinación de cabeceo en respuesta a una perturbación. La compensación de momento a corto plazo se usa para equilibrar los momentos de

5 cabeceo debidos a los cambios en el estabilizador y los cambios en el empuje y los efectos de tierra, pero no es muy eficaz para tratar una perturbación de trayectoria vertical debida a vientos cambiantes. Por otro lado, la compensación a largo plazo es bastante eficaz para contrarrestar las perturbaciones debidas a vientos cambiantes. Sin embargo, durante la maniobra de enderezamiento para el aterrizaje, los cambios de inclinación de cabeceo resultantes de la compensación de fuerza a largo plazo tienden a dar como resultado una actividad de cabeceo no deseable desde el punto de vista de su aceptación por parte de la tripulación de vuelo.

10 Durante un aterrizaje también hay restricciones geométricas que deben tenerse en cuenta. La inclinación de cabeceo del avión debe limitarse para evitar el contacto con el suelo del tren de aterrizaje delantero antes del tren de aterrizaje principal y el contacto con el suelo del cuerpo de popa (golpe de cola). Mientras que la limitación de la inclinación de cabeceo dentro de las restricciones geométricas reduce la probabilidad de un primer contacto del tren delantero y un golpe de cola durante un aterrizaje automático, la capacidad del piloto automático para mantener la trayectoria vertical ordenada puede verse disminuida por estas restricciones geométricas. Por ejemplo, durante una maniobra de enderezamiento para el aterrizaje, las restricciones geométricas pueden evitar que el piloto automático maniobre de manera agresiva en respuesta al desajuste de la trayectoria vertical provocado por vientos cortantes.

15 Se necesita un método para reducir los errores de posición vertical de una aeronave para disminuir uno o más problemas asociados con uno o más de los métodos existentes.

Sumario

20 En un aspecto de la divulgación, se desvela un método para reducir los errores de posición vertical de una aeronave. En una etapa, puede determinarse una entrada de perturbación que actúa sobre la aeronave. En otra etapa, puede determinarse si la magnitud de la perturbación supera uno o más criterios. En otra etapa más, no pueden seguirse más etapas del método si la magnitud de la perturbación no está fuera de los criterios. La magnitud de la perturbación puede convertirse en una orden de sustentación delta si la magnitud de la perturbación está fuera de los criterios. En otra etapa más, puede posprocesarse la orden de sustentación delta. En una etapa adicional, la orden de sustentación delta puede convertirse en órdenes de posición de superficies laterales simétricas para superficies de control. En otra etapa, las órdenes de posición de superficies laterales simétricas pueden comunicarse a los accionadores de superficies de control laterales para mover las superficies de control de acuerdo con las órdenes de posición de superficies laterales simétricas.

30 En otro aspecto de la divulgación, se desvela un método para reducir los errores de posición vertical de una aeronave debidos a ráfagas de viento. En una etapa, la magnitud de una ráfaga de viento vertical que actúa sobre la aeronave puede determinarse usando una tasa de ángulo de ataque y la magnitud de una ráfaga de viento longitudinal que actúa sobre la aeronave puede determinarse usando una tasa de velocidad aerodinámica real. En una etapa adicional, una señal de ráfaga de viento vertical y una señal de ráfaga de viento longitudinal pueden pasar a través unos criterios, y no pueden seguirse más etapas del método si la señal de ráfaga de viento vertical y la señal de ráfaga de viento longitudinal no están fuera de los criterios. En otra etapa, la señal de ráfaga de viento vertical y la señal de ráfaga de viento longitudinal pueden multiplicarse por al menos una señal de ganancia para producir dos órdenes de sustentación delta. En una etapa adicional, las dos órdenes de sustentación delta pueden sumarse para producir una única orden de sustentación delta. En otra etapa más, la única orden de sustentación delta puede usarse al unísono con un bucle de control de elevador de retroalimentación de posición vertical convencional para compensar las ráfagas de viento con el fin de mantener una posición ordenada de la aeronave.

40 Estas y otras características, aspectos y ventajas de la divulgación se entenderán mejor con referencia a los dibujos, descripción y reivindicaciones siguientes.

45 El documento CA1307573 desvela un sistema de guía de aeronave para optimizar la trayectoria de vuelo de una aeronave en presencia de un viento cortante que maximiza el tiempo que la aeronave se mantiene en el aire y la distancia recorrida, independientemente de la magnitud del viento cortante, en presencia de componentes de vientos cortantes horizontales o verticales, mientras que se minimiza de manera eficaz la excitación del modo fugoide de la aeronave. Se ordena un ángulo de trayectoria de vuelo suficiente para despejar cualquier obstáculo que pueda encontrarse en las inmediaciones del aeropuerto. Para vientos cortantes longitudinales u horizontales, un ángulo de trayectoria de vuelo constante ligeramente positivo, que es una función de la magnitud del viento vertical, se añade a la orden de ángulo de trayectoria de vuelo ligeramente positivo para producir una orden modificada que compense la disminución del ángulo de trayectoria de vuelo con respecto al suelo provocada por el viento vertical. El sistema impide el exceso del ángulo de ataque del vibrador de la palanca de mando reduciendo la señal de orden hasta que el ángulo de ataque real sea igual o menor que el ángulo de ataque del vibrador de la palanca de mando.

55 El documento FR2891802 desvela un método y un aparato para mitigar las turbulencias en una aeronave. La operativa vertical (1) incluye unas formas (4) para determinar automáticamente, usando una componente de viento vertical, un nivel de gravedad en una turbulencia vertical y unas formas (5) para calcular automáticamente, usando la componente de viento vertical, una orden para un cuerpo móvil controlable (2) que permita minimizar la magnitud de la turbulencia vertical inducida en los factores de carga de aeronave.

5 El documento US6044311 desvela un sistema de protección de una aeronave en vuelo de crucero contra factores de carga excesiva cuando se produce una ráfaga vertical de viento. El sistema tiene un sistema de control de vuelo de inclinación de cabeceo (21) que está bajo el control del piloto de una aeronave, un piloto automático (26), un conmutador (25) que permite que las superficies de control de inclinación de cabeceo aerodinámicas (22) de la aeronave se controlen o por el sistema de control de vuelo (21) o por el piloto automático (26), y un sistema de protección (31) capaz de actuar sobre el conmutador (25) para desconectar el piloto automático (26) y encender el sistema de control de vuelo (21). La desconexión del piloto automático (26) y el encendido del sistema de control de vuelo (21) se retrasa un tiempo de retardo que es al menos aproximadamente igual a la duración habitual de una ráfaga de viento vertical, y el encendido del sistema de control de vuelo (21) no se realiza a menos que la ráfaga de viento persista cuando ha transcurrido el tiempo de retardo.

15 El documento US3814912 desvela un sistema para obtener señales proporcionales a cada nivel de ráfaga de viento horizontal y vertical como la diferencia entre una medición atmosférica y una referencia inercial y, por un traductor de señal sensible al umbral en respuesta solo a las señales negativas de las señales obtenidas, para restar las señales de desviación de ráfaga de la referencia de ángulo de ataque del sistema para compensar las componentes de ráfaga que tienden a reducir la sustentación.

La presente invención se expone en las reivindicaciones independientes, con algunas características opcionales establecidas en las reivindicaciones dependientes de las mismas.

Breve descripción de los dibujos

La figura 1 muestra un diagrama de bloques de sistema que puede usarse en una realización de la divulgación;

20 la figura 2 muestra una vista desde arriba de una realización de las superficies de control de una aeronave;

la figura 3 muestra un diagrama de flujo de una realización de un método para reducir los errores de posición vertical en una aeronave; y

la figura 4 muestra una realización de un diagrama de bloques que puede seguirse para implementar el método de la figura 3.

25 Descripción detallada

La siguiente descripción detallada es de los mejores modos actualmente contemplados de realizar la divulgación. La descripción no debe tomarse en un sentido limitante, sino que se realiza simplemente con el fin de ilustrar los principios generales de la divulgación, ya que el alcance de la divulgación se define mejor mediante las reivindicaciones adjuntas.

30 La figura 1 muestra un diagrama de bloques de sistema 10 que puede usarse en una realización de la divulgación. El sistema 10 puede incluir uno o más sensores de ángulo de ataque 12, uno o más sensores de velocidad aerodinámica real 14, un sistema de piloto automático 16, un control de vuelo 18, uno o más accionadores 20, una o más superficies de control 22 y uno o más ordenadores 24.

35 El sensor de ángulo de ataque 12 puede adaptarse para detectar un ángulo de ataque de una aeronave. El sensor de velocidad aerodinámica real 14 puede adaptarse para detectar la velocidad aerodinámica de una aeronave. El sistema de piloto automático 16 puede comprender un calculador de tasa de ángulo de ataque, un calculador de tasa de velocidad aerodinámica real y/u otros tipos de dispositivos de piloto automático. El sistema de control de vuelo 18 puede comprender uno o más de un elevador delta para convertidor de desviación de superficie, un procesador de órdenes de superficie y/u otros tipos de controles de vuelo. El uno o más accionadores 20 pueden comprender uno o más dispositivos que pueden usarse para mover las superficies de control 22. El uno o más ordenadores 24 pueden comprender un ordenador de desviación de superficies de control laterales simétricas de compensación de avance de alimentación (o sustentación directa). El uno o más ordenadores 24 pueden comprender además uno o más de un procesador, una memoria, un módulo de interfaz de piloto automático, un módulo de interfaz de control de vuelo y/u otros tipos de sistemas informáticos. En otras realizaciones, el sistema 10 puede incluir sensores, sistemas y/o dispositivos variables.

45 Como se muestra en la figura 2, que muestra una vista desde arriba de una realización de las superficies de control 22 de una aeronave 23, las superficies de control 22 pueden comprender interceptores aerodinámicos 25, alerones 27, flaperones 29, un elevador 31, y/u otros tipos de superficies de control. Los interceptores aerodinámicos 25 pueden desviarse asimétricamente para el control lateral, y/o pueden desviarse simétricamente para el control longitudinal y/o la reducción de sustentación. Los alerones 27 pueden desviarse asimétricamente para el control lateral, y/o pueden desviarse simétricamente para el control longitudinal. Los flaperones 29 pueden desviarse asimétricamente para el control lateral, y/o pueden desviarse simétricamente para el control longitudinal y/o la

generación de sustentación. El elevador 31 puede comprender una superficie de control longitudinal.

La figura 3 muestra un diagrama de flujo de una realización de un método 32 para reducir los errores de posición vertical en la aeronave 23 de la figura 2. La figura 4 muestra una realización de un diagrama de bloques 34 que puede seguirse para implementar el método 32 de la figura 3. Como se muestra en las figuras 1 y 3, en la etapa 36 puede determinarse una entrada de perturbación, tal como ráfagas de viento longitudinales y/o verticales que actúan sobre la aeronave 23. Esta determinación puede realizarse usando sensores de aeronave que pueden comprender el sensor de ángulo de ataque 12, el sensor de velocidad aerodinámica real 14 y/u otro tipo de sensores de aeronave. Los sensores de aeronave pueden usarse para estimar las ráfagas de viento longitudinales y verticales u otras perturbaciones que actúan sobre la aeronave 23 usando el ordenador 24, el sistema de piloto automático 16, el sistema de control de vuelo 18, y/o el procesamiento de señales.

La etapa 36 puede comprender, como se muestra en las figuras 1 y 4, determinar la ráfaga vertical 38 usando la tasa de ángulo de ataque que se determina por el sensor de ángulo de ataque 12, y/o determinar la ráfaga de viento longitudinal 40 usando la tasa de velocidad aerodinámica real que se determina por el sensor de velocidad aerodinámica real 14. El sistema de piloto automático 16, el sistema de control de vuelo 18 y/o el ordenador 24 pueden usarse para realizar esta determinación.

Como se muestra en las figuras 1 y 3, en la etapa 42 puede realizarse una determinación en cuanto a si la magnitud de la perturbación está fuera de unos criterios y, por lo tanto, es lo suficientemente grande como para justificar una desviación de las superficies de control laterales 22. Esta determinación puede realizarse usando el ordenador 24, el sistema de control de vuelo 18 y/o el sistema de piloto automático 16. Factores tales como el desgaste del accionador, la fatiga de la superficie, la estabilidad del sistema u otros factores pueden considerarse al establecer los criterios, que pueden comprender un zona muerta, un filtro de zona muerta, un filtro y/u otro tipo de criterios. La etapa 42 puede comprender, como se muestra en las figuras 1 y 4, enviar/pasar la señal de ráfaga vertical 38 a través de la zona muerta 44 y/o la señal de ráfaga longitudinal 40 a través de la zona muerta 46 usando el sistema de piloto automático 16, el sistema de control de vuelo 18 y/o el ordenador 24.

Como se muestra en la figura 3, si la magnitud de la perturbación no está fuera de los criterios, entonces en la etapa 48 el método puede concluir/finalizar 50 sin hacer/completar ninguna etapa más del método 32. Si la magnitud de la perturbación está fuera de los criterios, como se muestra en la etapa 51, entonces en la etapa 52 la magnitud de la perturbación puede convertirse en una orden de sustentación delta usando el sistema de piloto automático 16, el sistema de control de vuelo 18 y/o el ordenador 24 de la figura 1. La etapa 52 puede comprender, como se muestra en la figura 4, usar el sistema de piloto automático 16, el sistema de control de vuelo 18 y/o el ordenador 24 para multiplicar la señal de ráfaga vertical 38 por una primera señal de ganancia 54 para producir una primera orden de sustentación delta 56, multiplicar la señal de ráfaga longitudinal 40 por una segunda señal de ganancia 58 para producir una segunda orden de sustentación delta 60, y sumar la primera orden de sustentación delta 56 y la segunda orden de sustentación delta 60 para obtener la orden de sustentación delta 62. La orden de sustentación delta 62 puede ser proporcional a la magnitud de la perturbación. Las señales de ganancia primera y segunda 54 y 58 pueden ser idénticas. En otras realizaciones, pueden variar las señales de ganancia primera y segunda 54 y 58.

Como se muestra en la figura 3, en la etapa 64 la orden de sustentación delta 62 puede posprocesarse para evitar la saturación de órdenes. El posprocesamiento puede comprender limitar, filtrar y/o suavizar la orden de sustentación delta 62. El posprocesamiento puede realizarse utilizando al menos uno del sistema de piloto automático 16, el sistema de control de vuelo 18 y/o el ordenador 24 de la figura 1. La etapa 64 puede comprender, como se muestra en la figura 4, filtrar/suavizar/y/o limitar 66 la orden de sustentación delta 62 usando el sistema de control de vuelo 18, el sistema de piloto automático 16 y/o el ordenador 24. Esta limitación/filtración/y/o suavizado puede evitar que se ordene más sustentación delta que la disponible con las superficies de control laterales aplicables 22 mostradas en la figura 2. Si alguna de las señales de entrada es excepcionalmente ruidosa, entonces puede aplicarse la filtración adecuada de la orden de coeficiente de sustentación delta 62. También pueden aplicarse otros tipos de limitación, suavizado y/o filtración según corresponda.

Como se muestra en las figuras 1-4, en la etapa 68 la orden de sustentación delta 62, que puede haberse suavizado/filtrado/y/o limitado en la etapa 64, puede convertirse a continuación en órdenes de posición de superficies laterales simétricas para las superficies de control 22. Esto puede realizarse usando el ordenador 24, el sistema de piloto automático 16 y/o el sistema de control de vuelo 18. Los órdenes de posición de superficies laterales simétricas pueden comprender órdenes de superficies de control laterales simétricas para las superficies de control 22. La etapa 68 puede comprender, como se muestra en la figura 4, convertir la orden de sustentación delta 62 (que puede haberse limitado/filtrado/y/o suavizado) en órdenes de posición de superficies laterales simétricas 70 usando el sistema de control de vuelo 18, el sistema de piloto automático 16 y/o el ordenador 24.

Como se muestra en las figuras 1, 2 y 3, en la etapa 72, las órdenes de posición de superficies laterales simétricas pueden comunicarse a los accionadores de superficies de control laterales 20 que pueden controlar/mover las superficies de control 22 de acuerdo con las órdenes de posición de superficies laterales. Esto puede hacerse usando el sistema de control de vuelo 18, el sistema de piloto automático 16 y/o el ordenador 24. Las desviaciones

- simétricas de las superficies de control 22 pueden crear un cambio en la sustentación de la aeronave 23 que es proporcional a la perturbación, de tal manera que se reduce o se anula el efecto de la perturbación. El bucle de control de retroalimentación puede funcionar en paralelo/al unísono con el bucle de control de elevador de retroalimentación de posición vertical convencional (la orden de elevador) para mantener la trayectoria vertical ordenada de la aeronave 23 y para reducir en consecuencia el error de posición vertical. A continuación, el método 32 puede finalizar 50. La etapa 72, como se muestra en las figuras 1 y 4, puede comprender comunicar 74 las órdenes de posición de superficies laterales simétricas a los accionadores de superficies de control laterales 20 para controlar/mover las superficies de control 22 usando el sistema de control de vuelo 18, el sistema de piloto automático 16 y/o el ordenador 24.
- 10 Las realizaciones de la divulgación pueden usarse para mejorar la precisión de la tarea de seguimiento de órdenes de posición vertical de piloto automático proporcionada por uno o más de los sistemas de control longitudinales convencionales. La mejora puede lograrse usando un o unos compensadores de avance de alimentación para producir órdenes que pueden dar como resultado desviaciones simétricas de las superficies de control laterales en las alas de la aeronave que sean proporcionales a las ráfagas de viento longitudinales y/o verticales. Las desviaciones simétricas de las superficies de control laterales de las alas pueden dar como resultado pequeños cambios en la sustentación para contrarrestar la perturbación de la trayectoria vertical provocada por las ráfagas. De esta manera, puede mejorarse el seguimiento de la orden de posición vertical durante un aterrizaje automático. Sin embargo, las realizaciones de la divulgación podrían aplicarse a cualquier fase de vuelo donde se utilice una estrategia de control de posición vertical.
- 15 Para aterrizajes automáticos, la mejora del seguimiento de orden de posición vertical lograda por una o más realizaciones de la divulgación puede aumentar la robustez y mejorar el rendimiento de un sistema de aterrizaje automático existente. Las desviaciones simétricas de las superficies de control laterales pueden producir un movimiento de cabeceo significativamente menor que las desviaciones de elevador. Por lo tanto, una o más realizaciones de la divulgación pueden proporcionar una forma única de mejorar el seguimiento de la orden de posición vertical durante un aterrizaje automático sin crear actividad de cabeceo que pueda ser objetable para la tripulación de vuelo o requerir ganancias de retroalimentación de posición vertical excesivamente altas que puedan comprometer la estabilidad del sistema. El desarrollo y la certificación de un sistema de aterrizaje automático puede ser una tarea costosa, que requiere pruebas de vuelo exhaustivas, ajuste de ganancia y actualizaciones del modelo de simulación. Un sistema de aterrizaje automático más robusto puede ser menos sensible a las discrepancias entre los modelos de simulación de aerodinámica y sensores y las características de aerodinámica y sensores de la aeronave reales, y por lo tanto puede reducir el coste total y el refinamiento del diseño implicado en la certificación del sistema de aterrizaje automático. Además, las ganancias de retroalimentación de posición vertical más bajas pueden reducir la posibilidad de una interacción de modo estructural.
- 20 En una realización alternativa, se proporciona un método para reducir los errores de posición vertical de una aeronave debidos a las ráfagas de viento, que comprende las etapas de:
- 35 determinar la magnitud de una ráfaga de viento vertical que actúa sobre la aeronave usando una tasa de ángulo de ataque y la magnitud de una ráfaga de viento longitudinal que actúa sobre la aeronave usando una tasa de velocidad aerodinámica real;
- 40 pasar una señal de ráfaga de viento vertical y una señal de ráfaga de viento longitudinal a través de unos criterios y no seguir más etapas del método si la señal de ráfaga de viento vertical y la señal de ráfaga de viento longitudinal no están fuera de los criterios;
- 45 multiplicar la señal de ráfaga de viento vertical y la señal de ráfaga de viento longitudinal por al menos una señal de ganancia para producir dos órdenes de sustentación delta;
- sumar las dos órdenes de sustentación delta para producir una única orden de sustentación delta; y
- usar la única orden de sustentación delta al unísono con un bucle de control de elevador de retroalimentación de posición vertical convencional para compensar las ráfagas de viento con el fin de mantener una posición ordenada de la aeronave.
- Opcionalmente, el método comprende además la etapa de al menos una de entre limitar, filtrar, y suavizar la orden de sustentación delta usando al menos uno de un sistema de control de vuelo, un sistema de piloto automático, y un ordenador.
- Opcionalmente, el método comprende además la etapa de convertir la única orden de sustentación delta en órdenes de posición de superficies laterales simétricas para superficies de control usando al menos uno de un sistema de control de vuelo, un sistema de piloto automático, y un ordenador.
- Opcionalmente, el método comprende además la etapa de comunicar las órdenes de posición de superficies laterales simétricas a los accionadores de superficies de control laterales para mover las superficies de control de acuerdo con las órdenes de superficies laterales simétricas usando al menos uno de un sistema de control de vuelo, un sistema de piloto automático, y un ordenador.

Opcionalmente, los criterios comprenden al menos una de una zona muerta y un filtro.

Debe entenderse, por supuesto, que lo anterior se refiere a realizaciones ejemplares de la divulgación y que pueden realizarse modificaciones sin alejarse del alcance de la divulgación como se expone en las siguientes reivindicaciones.

REIVINDICACIONES

1. Un método (32) para reducir los errores de posición vertical de una aeronave (23) debidos a ráfagas de viento, **caracterizado por que** el método comprende las etapas de:

5 determinar una magnitud de una ráfaga de viento vertical (38) que actúa sobre la aeronave usando una tasa de ángulo de ataque y una magnitud de una ráfaga de viento longitudinal (40) que actúa sobre la aeronave usando una tasa de velocidad aerodinámica real;
 pasar una señal de ráfaga de viento vertical y una señal de ráfaga de viento longitudinal a través de unos criterios y no seguir más etapas del método si la señal de ráfaga de viento vertical y la señal de ráfaga de viento longitudinal no están fuera de los criterios;
 10 multiplicar la señal de ráfaga de viento vertical y la señal de ráfaga de viento longitudinal por al menos una señal de ganancia (54, 58) para producir dos órdenes de sustentación delta (56, 60), comprendiendo cada una de las órdenes de sustentación delta un cambio en una orden de sustentación;
 sumar las dos órdenes de sustentación delta (56, 60) para producir una única orden de sustentación delta;
 15 convertir (68) la única orden de sustentación delta en órdenes de posición de superficies laterales simétricas (70) para superficies de control (22);
 comunicar (72) las órdenes de posición de superficies laterales simétricas a los accionadores de superficies de control laterales para mover las superficies de control de acuerdo con las órdenes de posición de superficies laterales simétricas, y
 20 usar la única orden de sustentación delta al unísono con un bucle de control de elevador de retroalimentación de posición vertical convencional para compensar las ráfagas de viento con el fin de mantener una posición ordenada de la aeronave.

2. El método de la reivindicación 1, en el que la entrada de perturbación se determina usando al menos uno de los sensores de aeronave (12, 14), un ordenador (24) y el procesamiento de señales.

3. El método de la reivindicación 1, en el que se determina al menos una de entre la tasa de velocidad aerodinámica real usando un sensor de velocidad aerodinámica real (14) y la tasa de ángulo de ataque usando un sensor de ángulo de ataque (12).

4. El método de la reivindicación 1, en el que la etapa de determinar si la magnitud de la perturbación está fuera de los criterios comprende enviar al menos una señal a través de al menos una zona muerta (44) usando al menos uno de entre un sistema de piloto automático (16), un sistema de control de vuelo (18) y un ordenador (24).

5. El método de la reivindicación 4, en el que la etapa de determinar si la magnitud de la perturbación está fuera de al menos una zona muerta comprende enviar una señal de ráfaga vertical (38) a través de al menos una zona muerta (44) y enviar una señal de ráfaga longitudinal a través de la al menos una zona muerta.

6. El método de la reivindicación 1, en el que la etapa de determinar si la magnitud de la perturbación está fuera de los criterios utiliza al menos uno de entre un ordenador (24), un sistema de piloto automático (16) y un sistema de control de vuelo (18).

7. El método de la reivindicación 1, que comprende además la etapa de establecer los criterios utilizando al menos uno de entre el desgaste del accionador, la fatiga superficial y la estabilidad del sistema.

8. El método de la reivindicación 1, en el que la etapa de convertir la magnitud de la perturbación en la orden de sustentación delta utiliza al menos uno de entre un ordenador (24), un sistema de piloto automático (16) y un sistema de control de vuelo (18).

9. El método de la reivindicación 1, en el que la etapa de convertir la magnitud de la perturbación en la orden de sustentación delta utiliza al menos uno de entre un sistema de piloto automático (16), un sistema de control de vuelo (18) y un ordenador (24) para multiplicar una señal de ráfaga vertical por una primera señal de ganancia (54) para producir una primera orden de sustentación delta (56), para multiplicar una señal de ráfaga longitudinal por una segunda señal de ganancia (58) para producir una segunda orden de sustentación delta (60), y para sumar la primera orden de sustentación delta y la segunda orden de sustentación delta para obtener la orden de sustentación delta.

10. El método de la reivindicación 1, en el que la orden de sustentación delta es proporcional a la magnitud de la perturbación.

11. El método de la reivindicación 9, en el que las señales de ganancia primera y segunda son idénticas.

12. El método de la reivindicación 1, en el que la etapa de posprocesamiento comprende al menos una de entre

limitar, filtrar y suavizar (66) la orden de sustentación delta usando al menos uno de entre un sistema de piloto automático (16), un sistema de control de vuelo (18), y un ordenador (24).

13. El método de la reivindicación 1 que comprende además la etapa de filtrar la orden de sustentación delta si cualquiera de las señales de entrada es ruidosa.

5 14. El método de la reivindicación 1, en el que la etapa de convertir la orden de sustentación delta en las órdenes de posición de superficies laterales simétricas para superficies de control usa al menos uno de entre un sistema de control de vuelo (18), un sistema de piloto automático (16) y un ordenador (24).

15. El método de la reivindicación 1, en el que las superficies de control comprenden al menos uno de entre un interceptor aerodinámico (25), un flaperón (29), un alerón (27) y un elevador (31).

10 16. El método de la reivindicación 1, en el que la etapa de comunicar las órdenes de posición de superficies laterales simétricas a los accionadores de superficies de control laterales para mover las superficies de control de acuerdo con las órdenes de superficies laterales simétricas usa al menos uno de entre un sistema de control de vuelo (18), un sistema de piloto automático (16) y un ordenador (24).

15 17. El método de la reivindicación 1, en el que un bucle de control de retroalimentación funciona al unísono con un bucle de control de elevador de retroalimentación de posición vertical convencional para mantener una trayectoria vertical ordenada de la aeronave y para reducir el error de posición vertical.

18. El método de la reivindicación 1, en el que el movimiento simétrico de las superficies de control crea un cambio en la sustentación de la aeronave que es proporcional a la perturbación para al menos una de entre reducir y anular la perturbación.

20

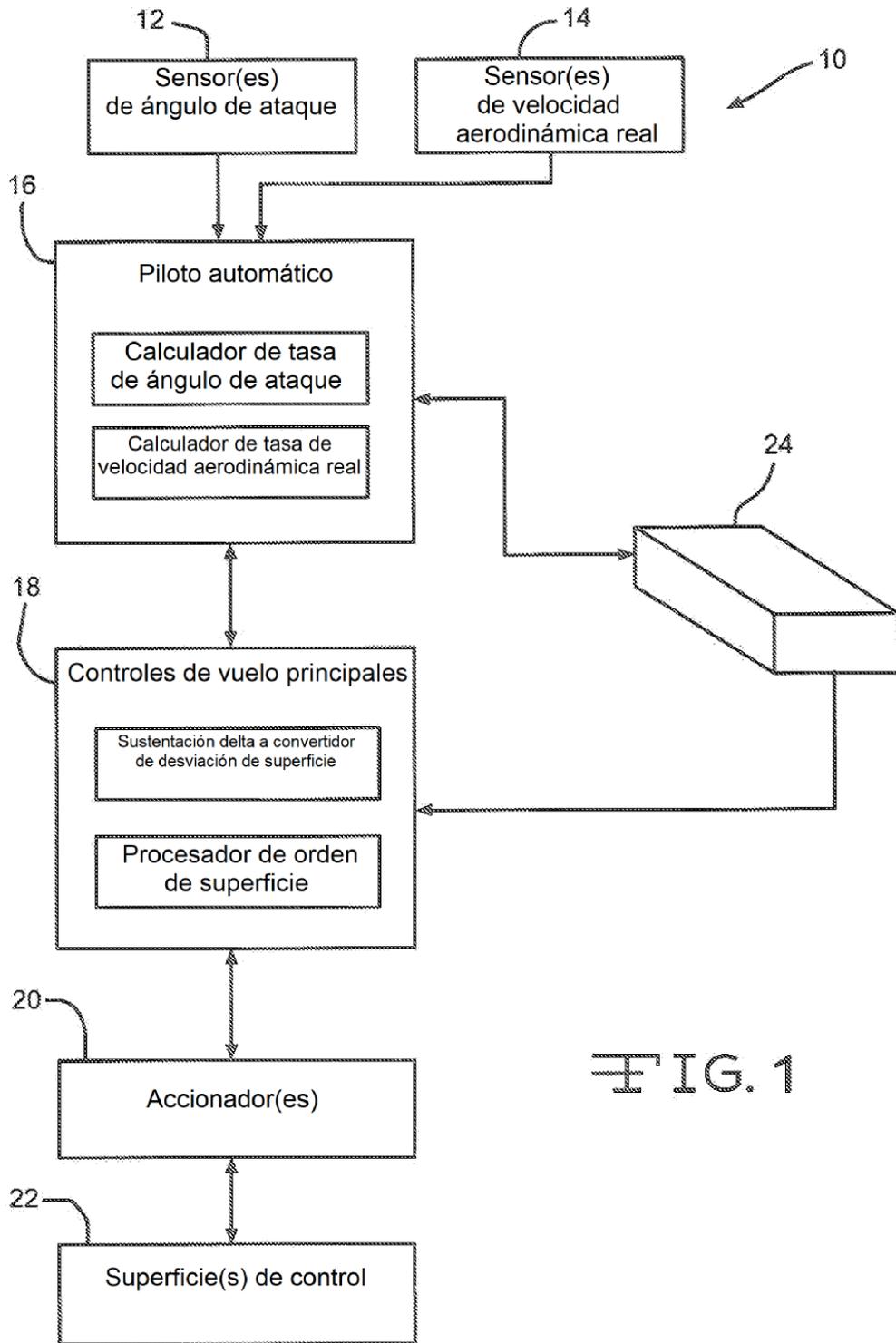


FIG. 1

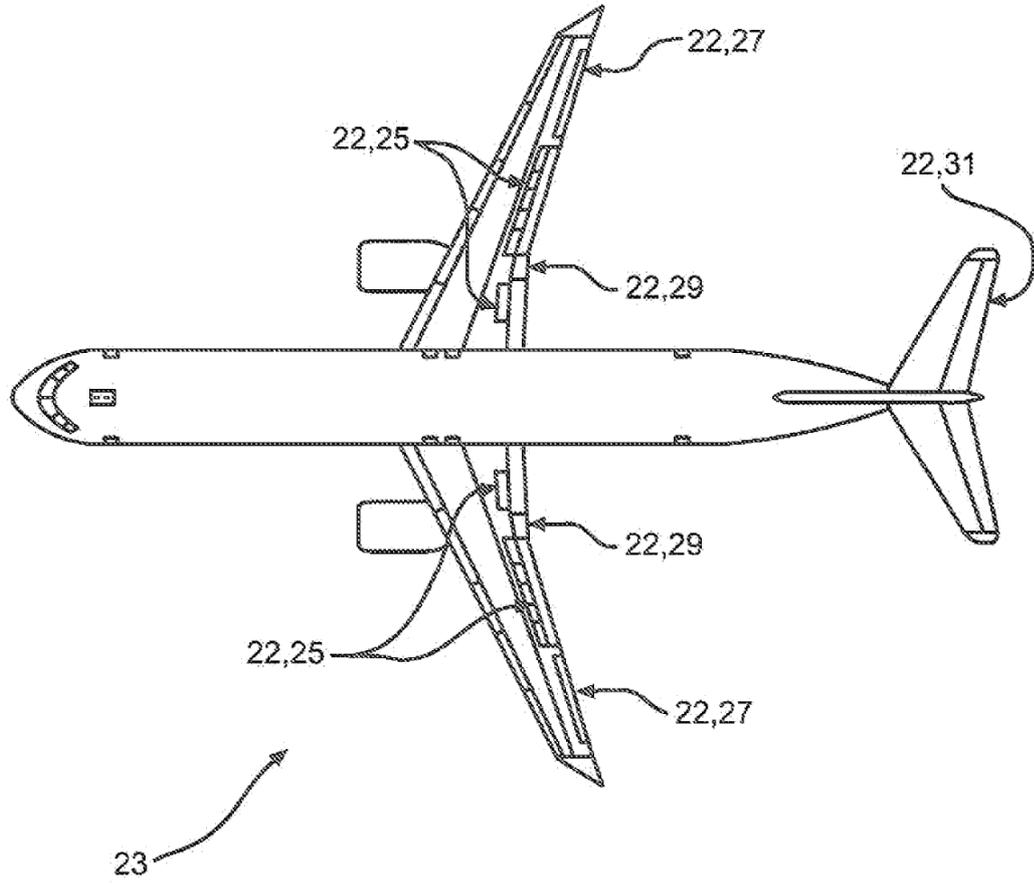
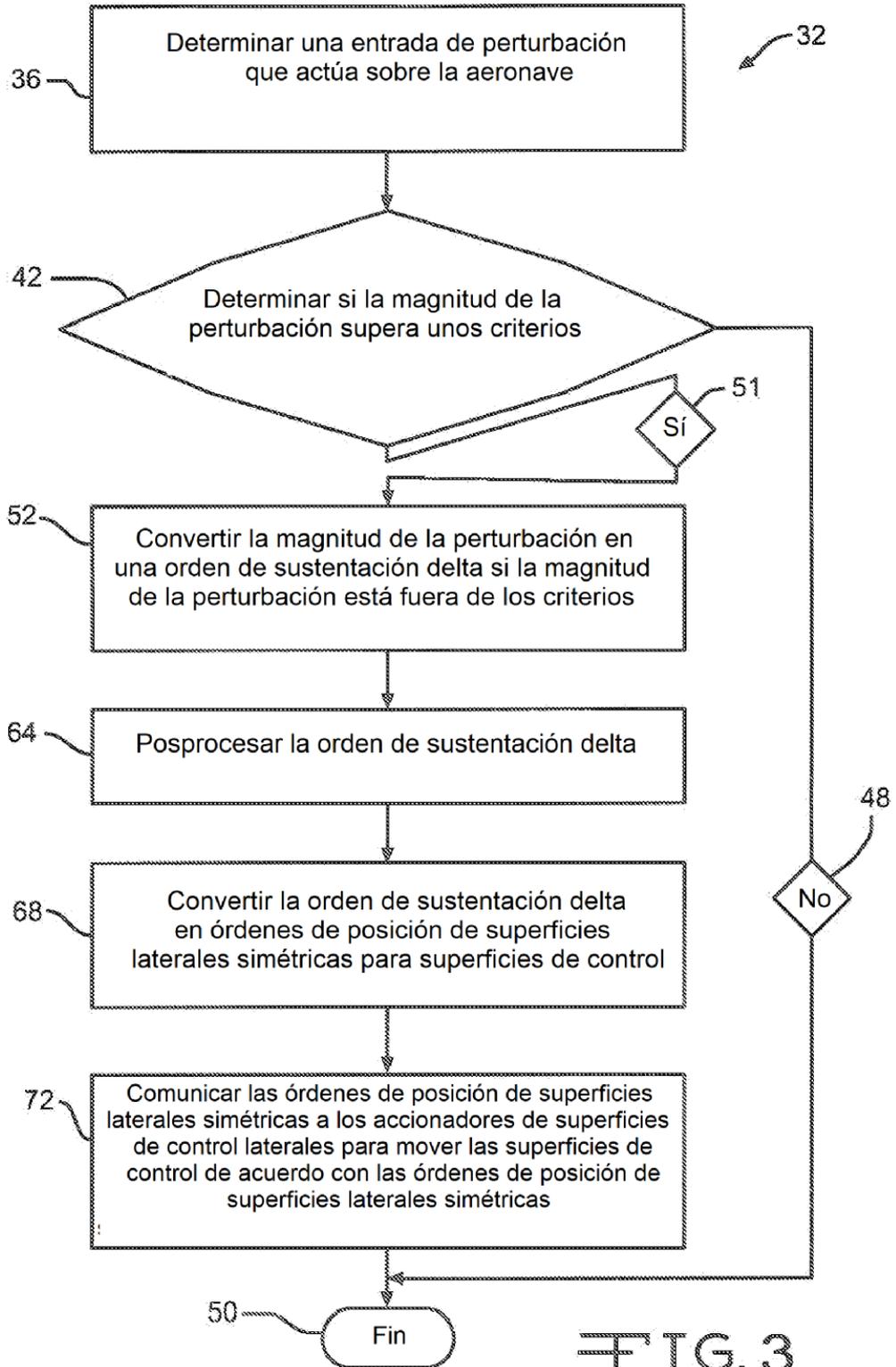


FIG. 2



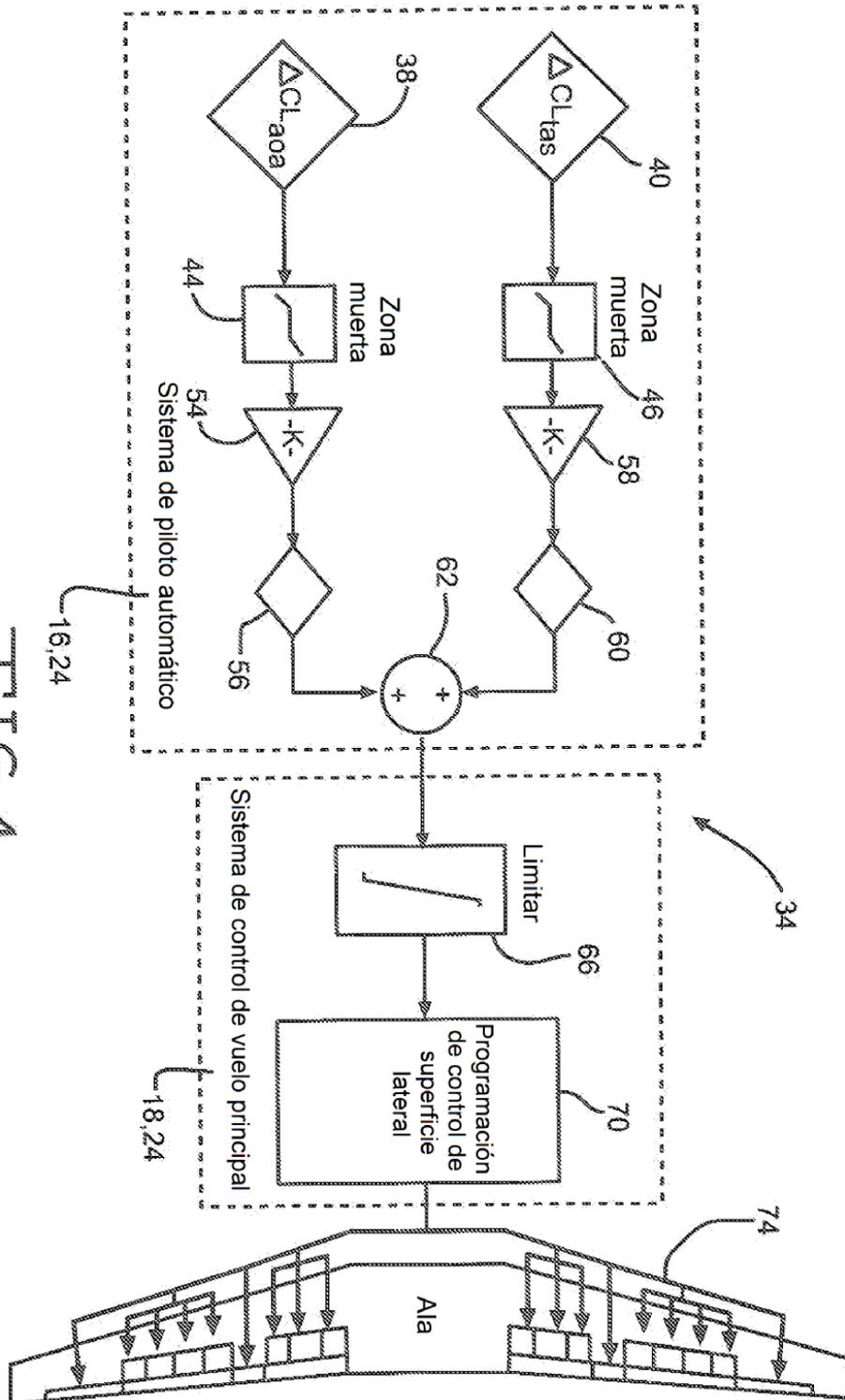


FIG.4