

19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 632 175**

51 Int. Cl.:

G05D 1/00 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

86 Fecha de presentación y número de la solicitud internacional: **21.12.2009 PCT/US2009/069080**

87 Fecha y número de publicación internacional: **30.06.2011 WO11078847**

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **21.12.2009 E 09805978 (5)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **05.04.2017 EP 2517080**

54 Título: **Cálculo y visualización de la velocidad de aviso para control con asimetría de empuje**

45 Fecha de publicación y mención en BOPI de la traducción de la patente:
11.09.2017

73 Titular/es:
**THE BOEING COMPANY (100.0%)
100 North Riverside Plaza
Chicago, IL 60606-1596, US**

72 Inventor/es:
**MALLOUK, BECHARA J.;
CHEN, SHERWIN S.;
WIEDEMANN, JOHN;
BRESLEY, WILLIAM M.;
GARDNER, KYLE;
EGGOLD, DAVID P.;
HARRIGAN, JEFFERY S. y
FLANNIGAN, SEAN J.**

74 Agente/Representante:
CARVAJAL Y URQUIJO, Isabel

ES 2 632 175 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

Cálculo y visualización de la velocidad de aviso para control con asimetría de empuje

Antecedentes

5 La presente invención se refiere en general a sistemas y métodos para indicar una velocidad de vuelo mínima segura a un piloto de una aeronave multimotor a continuación de un fallo de motor. La presente invención también se refiere en general a sistemas y métodos para proporcionar guías de trayectoria de vuelo y señales de mando del piloto automático para mantener una velocidad aerodinámica segura de una aeronave multimotor a continuación de un fallo de motor.

10 Métodos para el cálculo y uso de una velocidad mínima se divulgan por ejemplo en los documentos US 4967363 A, FR 2 542 276 A o US 2001/032039 A1.

15 Es conocida en la técnica la detección de una asimetría de empuje debida a fallo de motor en un avión multimotor y a continuación encender una luz de aviso en la cabina de mando. Una luz de aviso que indica un fallo de motor no proporciona ninguna información acerca de la velocidad aerodinámica para volar manteniendo un control direccional. Dada la adecuada puntualidad en la reacción del piloto a un fallo de motor, el piloto necesita a continuación saber con qué velocidad aerodinámica volar y qué velocidades aerodinámicas evitar.

20 El problema a resolver es la carencia de información o aviso al piloto, para ciertos tipos y diseños de avión, de la velocidad mínima que proporciona un control del avión aceptable con una asimetría de empuje. Para aviones que no tienen avisos en cabina de mando de la velocidad mínima de controlabilidad, un piloto no atento o distraído puede dejar que caiga la velocidad aerodinámica y el avión puede desviarse del vuelo controlado previamente a que el piloto reciba un aviso del peligro.

25 Algunos aviones ligeros, multimotor, certificados para FAR y CS Part 23 son requeridos por la Sec. 23.1545 de la Normativa FAA para mostrar la velocidad de control mínima certificada V_{mc} con un motor inoperativo como una línea radial roja sobre el indicador de velocidad aerodinámica. La V_{mc} se define en la Sec. 25.149 como "la velocidad aerodinámica calibrada a la que, cuando el motor crítico queda bruscamente inoperativo, es posible mantener el control del avión con ese motor aún inoperativo y mantener un vuelo recto con un ángulo de giro de no más de 5 grados".

30 Aunque las regulaciones de aviones de transporte (FAR y CS Part 25 para un peso > 5.670 kg (12.500 libras)) requieren velocidades de operación que tengan un margen específico hasta las velocidades de control mínimas con motor inoperativo, pocos, si alguno, aviones multimotor grandes tienen indicaciones en cabina de mando o avisos al piloto de una velocidad aerodinámica mínima que mantenga un nivel mínimo de control lateral y direccional.

Algunos aviones tienen un control direccional suficiente de modo que las velocidades de control mínima sin un motor están por debajo de la velocidad de vuelo mínima limitada por la sustentación del ala. Para estos aviones, las indicaciones en cabina de mando comunes de velocidad de pérdida y los sistemas comunes de aviso de pérdida proporcionan un conocimiento de la velocidad mínima suficiente para condiciones de pérdida de motor.

35 Sin embargo, algunos aviones tienen velocidades de operación mínimas que se determinan por el control lateral o direccional cuando falla un motor. Son estos aviones los que pueden beneficiarse de una visualización y aviso de velocidad mínima única que se basa en las capacidades de control lateral o direccional.

40 Soluciones existentes son el marcado fijo sobre los indicadores de velocidad aerodinámica o superficies de control dimensionadas suficientemente grandes para poner la velocidad de control mínima por debajo de la velocidad de aviso de pérdida mínima. Algunos aviones no tienen ninguna de estas soluciones y se basan en la habilidad de los pilotos para no volar demasiado lento o para reconocer la correlación del uso del control direccional con la velocidad aerodinámica, o fiarse de la memoria del piloto de una velocidad aerodinámica de control mínima calculada para una condición específica.

45 Un número fijo para la velocidad aerodinámica mínima se calcula, por definición, solo para un conjunto de condiciones (flaps, altitud, disminución de empuje seleccionado). Se calcula normalmente para una combinación del peor caso de flap y altitud. Dado que el empuje máximo disminuye a altitudes más altas, el cálculo a nivel del mar es excesivamente restrictivo para altitudes mayores. También, para aviones con una capacidad de disminución de potencia del motor, la velocidad aerodinámica mínima depende de la disminución de potencia seleccionada para un despegue dado. Una velocidad aerodinámica mínima fija será excesivamente restrictiva cuando funcionen con disminuciones de potencia del motor.

50

Los aviones que tienen superficies de control dimensionadas para poner la velocidad de control mínima por debajo

5 de la velocidad de aviso de pérdida mínima para todas las combinaciones de peso y empuje, pagan una elevada penalidad en peso y resistencia de diseño por la capacidad para controlar el empuje máximo a la velocidad de pérdida de un avión vacío. Para aviones de largo alcance que transportan cargas de combustible muy pesadas, el empuje máximo es necesario para combustible y la carga útil totales y se usa raramente durante el vuelo con bajo combustible y carga útil ligera.

Existe una necesidad de un método para el cálculo de una velocidad aerodinámica mínima segura de una aeronave multimotor a continuación de un fallo de motor basándose en la magnitud actual de la asimetría de empuje.

Breve resumen

10 Un aspecto de la invención es un sistema y método para el cálculo y a continuación visualización de una velocidad de vuelo mínima segura para que una aeronave mantenga el control bajo condiciones de asimetría de empuje. Otro aspecto de la invención es un sistema y método para el cálculo de una velocidad de vuelo mínima segura para que una aeronave mantenga el control con una asimetría de empuje y que proporcione guías de trayectoria de vuelo y comandos de piloto automático para mantener la velocidad aerodinámica por encima de esta velocidad mínima calculada tal como se define en las reivindicaciones 1 y 5.

15 Cada una de las realizaciones divulgadas en el presente documento ayuda a un piloto de una aeronave multimotor, a continuación del fallo de un motor, para que evite volar con una velocidad aerodinámica no segura en casos en los que el control lateral o direccional es insuficiente para la asimetría de empuje dada. El cálculo de una velocidad mínima que se base en la asimetría de empuje actual o capacidad de empuje actual tiene la ventaja sobre una velocidad fija de no imponer un aviso a una velocidad que sea demasiado conservadora para las condiciones y que
20 interferiría con velocidades de operación aceptables.

Las realizaciones preferidas se implementan en el software de los ordenadores de control de vuelo de la aeronave y de visualización. El software del ordenador de control de vuelo calcula la velocidad mínima segura (de aquí en adelante "V_{AVISO}") en presencia de asimetría de empuje usando datos de los sensores de la aeronave existentes que
25 están disponibles para otras razones. El ordenador de control de vuelo produce la salida de los resultados de cálculo hacia el ordenador de visualización, que controla la pantalla de visualización de cabina de mando de modo que indique visualmente la velocidad de aviso V_{AVISO} al piloto. El cálculo de una velocidad de vuelo mínima segura para que una aeronave mantenga el control con asimetría de empuje permite conocimiento, aviso y guía. Pone la atención del piloto sobre la velocidad aerodinámica, que es el segundo parámetro más importante para el control con parada de motor después de la posición angular del timón.

30 Se divulgan y reivindican a continuación otros aspectos de la invención.

Breve descripción de los dibujos

La FIG. 1 es un diagrama de bloques de alto nivel que muestra componentes de un sistema de control de la aeronave que pueden programarse para proporcionar la funcionalidad novedosa divulgada en el presente documento.

35 La FIG. 2 es un dibujo que muestra una visualización de la velocidad aerodinámica de acuerdo con una realización de la invención.

La FIG. 3 es un dibujo que muestra el ángulo de ataque de un cuerpo del avión.

La FIG. 4 es un diagrama de bloques que muestra el uso en vuelo automático de una velocidad de aviso para control de la asimetría de empuje como un factor en la fijación de una velocidad mínima de guía y control.

40 La FIG. 5 es un diagrama de bloques que muestra un método para el cálculo y visualización de una velocidad de aviso para el control de asimetría de empuje.

La FIG. 6 es un diagrama de bloques que muestra otro método para el cálculo y visualización de una velocidad de aviso para el control de asimetría de empuje.

45 Se hará referencia en el presente documento a continuación a los dibujos en los que elementos similares en los diferentes dibujos mantienen los mismos números de referencia.

Descripción detallada

La FIG. 1 es un diagrama de bloques que muestra componentes de hardware de un sistema de control de un tipo

que ya existe sobre aviones modernos. El sistema de datos aerodinámicos y el sistema de referencia inercial (ADIRS) 14 comprende una parte de datos aerodinámicos que proporcionan datos de velocidad aerodinámica, ángulo de ataque, temperatura y altitud barométrica, mientras que la parte de referencia inercial da los datos de actitud, vector de trayectoria de vuelo, velocidad respecto a tierra y posicionales a una plataforma de gestión 8 de señales de entrada de un sistema de control de vuelo 2. El sistema de control de vuelo 2 comprende un ordenador/función de control de vuelo principal 4 y un ordenador/función de piloto automático 6. El ordenador de control de vuelo principal 4 y el ordenador de piloto automático 6 podrían tener plataformas de gestión de señales de entrada independientes. El sistema de control de vuelo 2 comprende adicionalmente un ordenador/función de velocidad de aviso 5 que calcula la velocidad de aviso V_{AVISO} basándose en la información adquirida por el ADIRS 14 y otra información que se describirá en detalle posteriormente en el presente documento con referencia a las FIGS. 5 y 6. [El ordenador de velocidad de aviso podría incorporarse alternativamente tanto en el ordenador de piloto automático como en el ordenador de vuelo principal.] El ordenador de velocidad de aviso 5 envía el resultado del cálculo a un ordenador de visualización 10 que controla una pantalla de visualización de cabina de mando 12 para presentar visualmente la velocidad de aviso, tal como se describirá a continuación con más detalle con referencia a la FIG. 2. El ordenador de velocidad de aviso 5 también envía el resultado del cálculo al ordenador del piloto automático 6, que usa la velocidad de aviso V_{AVISO} y otra información para generar varios comandos de vuelo automático (tal como se describirá a continuación con más detalle con referencia a la FIG. 4) que se envían al ordenador de control de vuelo principal 4. Cuando el piloto automático está conectado, el ordenador de control de vuelo principal 4 produce la salida de un comando de timón de profundidad a los actuadores del timón de profundidad 16 basándose al menos parcialmente en los comandos del ordenador de piloto automático 6. Alternativamente, el ordenador de piloto automático 6 podría generar el comando de timones de profundidad requerido independientemente del ordenador de control de vuelo principal 4. El comando al timón de profundidad se determina basándose en el ajuste angular deseado sobre los timones de profundidad (no mostrado). Los timones de profundidad se usan para realizar maniobras de cabeceo y también sirven para ajustar la actitud de la aeronave con respecto a tierra para despegue y aterrizaje. Cuando está conectado el director de vuelo, el ordenador de piloto automático 6 proporciona indicaciones de guía de actitud de cabeceo al director de vuelo.

De acuerdo con una realización, la pantalla de visualización de cabina de mando incluye una indicación visual de la velocidad de aviso V_{AVISO} calculada enviada por el ordenador de control de vuelo principal 4 al ordenador de visualización 10. La velocidad de aviso V_{AVISO} se presenta visualmente sobre una cinta de velocidad de forma que proporciona una indicación clara, no ambigua de una velocidad mínima segura que es claramente distinguible de otros símbolos visualizados sobre las visualizaciones de cabina de mando modernas. La FIG. 2 muestra una visualización de cinta de velocidad 20 que comprende un sistema de marcas ordenadas a intervalos fijos a lo largo del eje vertical, representando cada intervalo 10 nudos. La velocidad actual se indica por el número (en este ejemplo, 131 nudos) visualizados en el interior de un símbolo gráfico 22. El símbolo gráfico 22 es fijo y la escala vertical de la cinta de velocidad se mueve verticalmente por detrás del símbolo 22 cuando cambia la velocidad actual. Además, el número visualizado en el interior del símbolo 22 cambiará cuando cambia la velocidad actual. El puntero 22a en el lado derecho del símbolo gráfico 22 apuntará a la posición a lo largo de la escala vertical que corresponde a la velocidad actual indicada por el número visualizado en el interior del símbolo gráfico 22. El puntero 24 indica una velocidad aerodinámica objetivo seleccionada por la tripulación de vuelo sobre el panel de control de modo (el panel de vuelo interfaz entre la tripulación de vuelo y el sistema de vuelo automático), mientras que el símbolo gráfico 26 localizado por encima de la visualización de cinta de velocidad 20 contiene un indicador numérico de la misma velocidad objetivo seleccionada por el piloto (en este ejemplo, la velocidad objetivo se ha fijado en 130 nudos).

De acuerdo con una realización de la invención, se presenta visualmente un indicador visual de la velocidad de aviso V_{AVISO} como una línea horizontal, indicada por el número de referencia 28 en la FIG. 2. Las líneas verticales 30 que se extienden hacia abajo desde la línea horizontal 28 indican el intervalo de velocidades de la aeronave más bajas que la velocidad de aviso V_{AVISO} . En una implementación real, la línea horizontal 28 y cinco líneas verticales mutuamente paralelas 30 se presentan visualmente todas preferentemente en un color rojo intenso.

Además, la visualización de cinta de velocidad 20 representada en la FIG. 2 incluye una indicación visual de la velocidad de sacudida de palanca es decir la velocidad en la que está cerca la entrada en pérdida del ala. En la visualización vista en la FIG. 2, la parte superior de la barra vertical 32 relativamente más gruesa indica la velocidad de sacudida de palanca a la que se está cerca en entrar en pérdida de sustentación del ala. La barra vertical se implementa preferentemente como una serie de segmentos de igual longitud que alternan en color de negro al rojo.

La visualización de cinta de velocidad 20 mostrada en la FIG. 2 puede incorporarse en una pantalla de visualización de cabina de mando por lo demás típica. Los otros elementos gráficos de dicha pantalla de visualización de cabina de mando típica son conocidos en la técnica y no se muestran en la FIG. 2.

Además del indicador visual 28, preferentemente se hace sonar un aviso auditivo de cabina de mando cuando la velocidad aerodinámica de la aeronave cae por debajo de la velocidad segura mínima calculada V_{AVISO} para la asimetría de empuje actual. La implementación preferida es una voz de aviso "VELOCIDAD AERODINÁMICA, VELOCIDAD AERODINÁMICA" que dirige la atención del piloto a recuperar la velocidad aerodinámica a una mayor

que la velocidad de aviso visualizada.

De acuerdo con una realización adicional, la velocidad de aviso calculada V_{AVISO} se usa para guía y control del vuelo automático de modo que el sistema de piloto automático no guiará al piloto o controlará el avión a una velocidad aerodinámica baja que esté por debajo de la velocidad mínima segura calculada para la asimetría de empuje actual cuando sería en otro caso seguro hacerlo si no hubiera tal asimetría de empuje.

La FIG. 3 es un dibujo que muestra el ángulo de ataque de un cuerpo de avión 120. La línea discontinua indica el vector de trayectoria de vuelo, lo que también indica la dirección del aire incidente suponiendo condiciones de aire estacionario (es decir sin viento). La dirección del vector de trayectoria de vuelo se indica por el ángulo de la trayectoria de vuelo con relación al horizonte. La línea de referencia 122 indica el eje longitudinal o línea central del fuselaje. El ángulo indicado por la indicación α_{cuerpo} es el ángulo de ataque del cuerpo del avión, que es el ángulo entre el aire incidente y la línea central del fuselaje 122. El ángulo de cabeceo (también llamado "actitud de cabeceo" en el presente documento a continuación) es el desplazamiento angular de la línea central del fuselaje 122 alrededor de un eje paralelo al eje lateral del avión. El ángulo de ataque del cuerpo α_{cuerpo} se mide por paletas (o sensores) AOA montados en el morro del avión y se convierte en un AOA de cuerpo equivalente como se explicará en el presente documento a continuación. El ángulo de ataque del cuerpo α_{cuerpo} , junto con la velocidad de aviso calculada V_{AVISO} , la actitud de cabeceo y otros parámetros, se usan para determinar el comando al timón de profundidad tal como se describe a continuación con referencia a la FIG. 4.

De acuerdo con una realización de la invención, las partes de un piloto automático que proporcionan guías de trayectoria de vuelo y comandos de piloto automático durante una asimetría de empuje se muestran en la FIG. 4. La FIG. 4 incluye los elementos básicos de un esquema de control proporcional e integral (PIC) tal como se usa comúnmente en la técnica para diseño de un piloto automático. Un PIC es un esquema de control con realimentación en donde se usan una suma ponderada de la señal de error (por ejemplo, la diferencia entre la velocidad aerodinámica y la velocidad aerodinámica objetivo deseada) y la integral de la señal del error para accionar la "planta". Para facilitar la comprensión, los diversos elementos representados en la FIG. 4 se han agrupado en bloques funcionales indicados por rectángulos discontinuos. El bloque funcional 40 es nuevo, como lo es el uso de su salida y la velocidad de aviso calculada V_{AVISO} por los bloques funcionales 42, 44 y 46.

La información proporcionada en la FIG. 4 es de muy alto nivel, y no se ha realizado ningún intento para incluir todas las entradas y salidas. Por el contrario, la FIG. 4 muestra cómo se ha modificado el esquema de protección envolvente basado en pérdida existente para impedir el control automático o guía a una velocidad aerodinámica por debajo de la velocidad de aviso calculada V_{AVISO} .

Como se ve en la FIG. 4, el bloque funcional 40 recibe las siguientes entradas: α_{cuerpo} –el ángulo de ataque del cuerpo (en grados)–; la velocidad de aviso calculada V_{AVISO} (en nudos); Posición_flap –posición del flap actual (en grados) basándose en la posición del ángulo del flap del borde de salida y la posición de la aleta del borde de ataque–; y CAS (velocidad aerodinámica calibrada) –velocidad aerodinámica (en nudos) corregida respecto a error del instrumento y error de posición–. Las sondas de Pitot y orificios de presión estática montados sobre el cuerpo de la aeronave se usan para determinar el CAS. Las entradas Posición_flap y α_{cuerpo} en una tabla de búsqueda 52 bidimensional determinan la salida C_{L1} , que es el coeficiente de sustentación para la velocidad aerodinámica actual [adimensional]. Las entradas CAS y V_{AVISO} se multiplican en el bloque 48 y el producto resultante se eleva al cuadrado en el bloque 50. Las salidas del bloque 50 y de la tabla de búsqueda 52 se multiplican en el bloque 54, siendo el producto resultante C_{L2} , que es el coeficiente de sustentación [adimensional] proyectado para la velocidad de aviso V_{AVISO} . Los parámetros C_{L2} y Posición_flap se introducen entonces en otra tabla de búsqueda bidimensional 56, cuyas entradas determinan la salida $\alpha_{limitador_Lat/Dir}$ (limitador alfa lateral/direccional), que es el ángulo de ataque equivalente (en grados) para la velocidad de aviso V_{AVISO} . Como se ve en la FIG. 4, el ángulo de ataque equivalente $\alpha_{limitador_Lat/Dir}$ se produce por el bloque funcional 40 para un bloque funcional de protección alfa 42 y a un bloque funcional de submodo de limitador alfa 46. Siendo este último parte del bloque funcional 44 de las leyes de control de velocidad con timón de profundidad.

Como se ve en la FIG. 4, el bloque funcional de protección alfa 42 recibe las siguientes entradas: α_{cuerpo} ; $\alpha_{limitador_Lat/Dir}$; y α_{SS} (ángulo de ataque de sacudida de palanca en grados), que es el ángulo de ataque del cuerpo al que tiene lugar la sacudida de palanca. [La sacudida de palanca es una indicación (indicaciones táctiles, auditivas y visuales) para la tripulación de vuelo de que el avión está cerca de pérdida.] El ángulo de ataque de sacudida de palanca α_{SS} y una desviación se suman en un nudo de suma 58. Entonces el ángulo de ataque equivalente $\alpha_{limitador_Lat/Dir}$ y la salida del nudo de suma 58 se introducen en un bloque de selección MÍN 60, que produce la salida de un parámetro $\alpha_{Máx}$, que es el objetivo (deseado) del ángulo de ataque (en grados) usado por la función de protección alfa. La función del bloque de selección MÍN 60 es para pasar la menor de las dos entradas. Los parámetros $\alpha_{Máx}$ y α_{cuerpo} se introducen en el procesador de comandos de protección alfa 62. El procesador de comandos de protección alfa 62 produce la salida de dos señales de mando: una señal de mando proporcional de protección alfa y una señal de mando integral de protección alfa. La señal de mando proporcional de protección alfa es proporcional a la señal de error de protección alfa, que es la diferencia entre $\alpha_{Máx}$ y α_{cuerpo} (en grados). La señal de mando integral de protección alfa es la integral de la señal de error de protección alfa (en grados/segundo).

Para modos de vuelo automático que no son modos de velocidad con timón de profundidad (mantenimiento de altitud, captura de altitud, velocidad vertical, navegación vertical y trayectoria de descenso), el control de velocidad se proporciona por el control del empuje motor (control de aceleración automática o aceleración manual). Obsérvese que la FIG. 3 no incluye ninguna referencia a estos modos. Como parte del esquema de protección envolvente, la función de protección alfa se instala para prevenir que el avión vuele demasiado lento cuando hay insuficiente empuje. Cuando el ángulo de ataque se incrementa más allá de $\alpha_{M\acute{a}x}$, el piloto automático conmutará desde su modo de acoplamiento actual a un modo de control alfa en donde el piloto automático realiza un control activo hasta un ángulo de ataque seguro.

Con referencia aún a la FIG. 4, las leyes de control de velocidad con timón de profundidad de vuelo automático (representadas por el bloque funcional 44), usadas para maniobras de elevación y descenso, proporcionan un control de velocidad preciso a una velocidad aerodinámica objetivo mediante el cabeceo del avión. El cambio en la actitud de cabeceo se proporciona moviendo la superficie de control del timón de profundidad (de ahí el nombre de velocidad con timón de profundidad o velocidad a través del timón de profundidad). Cuando el piloto automático está conectado, el control del timón de profundidad es automático. Si el piloto está volando manualmente el avión, la guía de cabeceo se proporciona a los pilotos a través de la guía de cabeceo del director de vuelo. Los modos de velocidad con timón de profundidad incluyen: cambio del nivel de vuelo, despegue y aterrizaje frustrado. Para los modos de despegue y aterrizaje frustrado, las leyes de control de velocidad con timón de profundidad tienen previsiones para mejorar el rendimiento con viento cortante. Por debajo de una tasa de elevación especificada, el piloto automático controla a un comando de referencia theta, en lugar de cabecear hacia abajo para mantener la velocidad aerodinámica con un viento de frente cortante descendente. El comando de referencia theta es una actitud de cabeceo objetivo para condiciones de despegue y aterrizaje frustrado. Se hace referencia a esta actitud de cabeceo como una actitud de cabeceo de "referencia" dado que es el objetivo de cabeceo inicial para el avión durante una maniobra de despegue o aterrizaje frustrado. Mediante la rotación del morro de la aeronave a la actitud de cabeceo "referencia theta" durante una maniobra de despegue o aterrizaje frustrado, la aeronave generará la sustentación requerida para elevarse (ganar altitud) con la velocidad aerodinámica objetivo deseada. En el caso de viento cortante de frente descendente, hay una pérdida de sustentación y velocidad aerodinámica. En lugar de cabecear la aeronave morro abajo para recuperar la velocidad, es más deseable "aparcar" la actitud de cabeceo del avión en el objetivo de referencia theta hasta que la condición adversa (el viento cortante) haya disminuido hasta un punto de haya suficiente energía para elevar y controlar con precisión la velocidad aerodinámica.

Como se ve en la FIG. 4, el bloque funcional 44 recibe las siguientes entradas: la velocidad de aviso calculada V_{AVISO} ; V_{CMIN} –una velocidad mínima (en nudos) basada en la pérdida para operaciones de vuelo (típicamente, V_{CMIN} es típicamente el 130 % de la velocidad de pérdida); velocidad aerodinámica objetivo; la velocidad aerodinámica objetivo deseada, o bien la velocidad aerodinámica seleccionada por el piloto (descrita previamente con referencia a la FIG. 3) o un objetivo interno basado en la velocidad aerodinámica en condiciones de elevación o aterrizaje frustrado; velocidad aerodinámica verdadera –la velocidad aerodinámica calibrada corregida por temperatura y densidad–; máxima velocidad de operación –la velocidad operacional máxima–; actitud de cabeceo – el ángulo de cabeceo de la aeronave–; aceleración de la trayectoria de vuelo –la aceleración a lo largo de la trayectoria de vuelo–; y tasa de altitud –la tasa de elevación (o descenso)–. La velocidad de aviso calculada V_{AVISO} y una desviación se suman en un nudo de suma 70. A continuación la velocidad mínima basada en pérdida V_{CMIN} y la salida del nudo de suma 70 se introducen en el bloque de selección MÁX 72, que produce la salida de un parámetro $VCAS_{min}$, que es el limitador de velocidad mínima usado en las leyes de control velocidad con timón de profundidad. La función del bloque de selección MÁX 72 es pasar la mayor de las dos entradas. La velocidad objetivo se introduce en un bloque de límite 74, que también recibe $VCAS_{min}$ del bloque 72 y lo aplica como un límite inferior sobre la Velocidad Objetivo. Si la Velocidad Objetivo es menor que el límite $VCAS_{min}$, entonces la salida CMD_{CASlim} (comando limitado de velocidad con timón de profundidad), estaría limitada a $VCAS_{min}$. En caso contrario CMD_{CASlim} es la Velocidad Objetivo. Los parámetros CMD_{CASlim} , CAS, velocidad aerodinámica verdadera, velocidad operativa máxima, actitud de cabeceo, aceleración de trayectoria de vuelo, tasa de altitud, etc. se introducen a un procesador de comandos de velocidad con timón de profundidad 76. El procesador de comandos de velocidad con timón de profundidad 76 produce la salida de dos señales de mando: una señal de mando proporcional de velocidad con timón de profundidad y una señal de mando integral de velocidad con timón de profundidad. La señal de mando proporcional de velocidad con timón de profundidad es proporcional a la señal de error de velocidad con timón de profundidad, que es la diferencia entre la velocidad aerodinámica verdadera y la velocidad aerodinámica objetivo (es decir, CMD_{CASlim}) (en grados). La señal de mando integral de velocidad con timón de profundidad es la integral de la señal de error de velocidad con timón de profundidad (en grados/segundo).

El bloque funcional 44 comprende también un bloque funcional en el submodo limitador alfa 46, que impide al sistema de vuelo automático controlar hasta (piloto automático acoplado) o proporcionar guía para (director de vuelo) un ángulo de ataque no seguro durante operaciones de despegue y aterrizaje frustrado. El sistema de vuelo automático conmuta al submodo de limitador alfa siempre que el comando de limitador alfa esté más morro abajo que el comando de referencia theta. El comando de referencia theta se refiere al comando de piloto automático para la referencia de actitud de cabeceo mencionada anteriormente.

Como se ve la FIG. 4, el bloque funcional del submodo de limitador alfa 46 recibe las siguientes entradas: α_{cuerpo} ;

5 $\alpha_{\text{limitador_Lat/Dir}}$; y α_{SS} . El ángulo de ataque de sacudida de palanca α_{SS} y una desviación se suman en un nudo de suma 64. Entonces el ángulo de ataque equivalente $\alpha_{\text{limitador_Lat/Dir}}$ y la salida del nudo de suma 64 se introducen en un bloque MÍN 66, que produce la salida de un parámetro $\alpha_{\text{Limitador}}$, que es el ángulo de ataque objetivo (deseado) (en grados) usado por la función del submodo limitador alfa. Los parámetros $\alpha_{\text{Limitador}}$ y α_{Cuerpo} se introducen en un procesador de comandos de limitador alfa 68. El procesador de comandos de limitador alfa 68 produce la salida de dos señales de mando: una señal de mando proporcional de limitador alfa y una señal de mando integral de limitador alfa. La señal de mando proporcional de limitador alfa es proporcional a la señal de error de limitador alfa, que es la diferencia entre $\alpha_{\text{Limitador}}$ y α_{Cuerpo} (en grados). La señal de mando integral de limitador alfa es la integral de la señal de error de limitador alfa (en grados/segundo).

10 La FIG. 4 incluye tres procesadores de señales de mando 62, 68 y 76. Cada procesador de señal de mando produce controles proporcionales e integrales. Estas señales de mando son señales de mando de "bucle exterior". Como se ha mencionado anteriormente, la FIG. 4 no incluye todas las señales de mando de bucle exterior, sino más bien solo aquellas modificadas para hacer uso de la información de velocidad de aviso calculada (V_{AVISO}). Las señales de mando proporcionales de bucle exterior se procesan también adicionalmente para generar una indicación de cabeceo de guía del director de vuelo. Cuando el piloto automático está conectado, las señales de mando de bucle exterior se procesan más adelante por el bucle interior de cabeceo (que puede residir en el ordenador de piloto automático o en el ordenador de vuelo principal) para producir el comando de timón de profundidad requerido para conseguir el resultado deseado (por ejemplo, el control a una velocidad aerodinámica objetivo o ángulo de ataque objetivo). En otras palabras, el piloto automático comanda el timón de profundidad para moverlo de manera que consiga la velocidad aerodinámica objetivo o si la velocidad aerodinámica objetivo es demasiado lenta, el timón de profundidad comandado por el piloto automático controla el avión hasta una velocidad mínima o un ángulo de ataque seguro.

25 Se describirá ahora con referencia a la FIG. 5 un método para el cálculo de una velocidad aerodinámica mínima segura (V_{AVISO}) con una asimetría de empuje que corresponde a la magnitud actual de la asimetría de empuje basándose en las capacidades de control lateral y direccional. Este método proporciona un cálculo en tiempo real que permite a la visualización mostrar la velocidad mínima de seguridad actual cuando cambia la asimetría de empuje y evita restricciones o advertencias de velocidad cuando no hay necesidad y proporciona conocimiento del margen actual de la potencia de control restante. Por ejemplo, cuando el (los) motor(es) en operación con empuje elevado se desaceleran a un empuje inferior, el piloto verá que la velocidad mínima disminuye sobre la visualización, mostrando que el avión está sobrepasando sus límites de control lateral y direccional. Los cálculos divulgados se realizan por el ordenador de control de vuelo principal, que envía la velocidad de aviso calculada al ordenador de visualización y al piloto automático.

35 Con referencia a la FIG. 5, el bloque 82 calcula el coeficiente del momento de guiñada creando una aceleración de guiñada. Este bloque convierte la aceleración de guiñada medida en el coeficiente del momento de guiñada del avión total. Para hacer esto, se usan dos ecuaciones en general conocidas. La primera se refiere a la aceleración de guiñada \dot{r} respecto al momento de guiñada total del avión N y el momento de inercia de guiñada del avión I_{zz} :

$$\dot{r} = N \cdot I_{zz}$$

40 La aceleración de guiñada se aproxima pasando la tasa de guiñada del avión medida a través de un filtro 78 de limpieza y filtrado adicional para reducir el ruido de la señal. El momento de inercia de guiñada del avión puede aproximarse como una función del peso del avión en el bloque 80. El peso del avión es una cantidad que puede obtenerse como la señal a partir de los sistemas existentes del avión. A partir de esta información, puede calcularse el momento de guiñada N total del avión.

La segunda ecuación convierte el momento de guiñada dimensional en un coeficiente del momento de guiñada:

$$C_n = \frac{N}{\bar{q} \cdot S \cdot b}$$

45 en donde la presión dinámica \bar{q} es conocida a partir de los sistemas de datos aerodinámicos del avión y los valores del área del ala S y la envergadura del ala b son constantes conocidas para la aviación. Esto calcula el coeficiente del momento de guiñada total del avión. Es la suma de todos los momentos de guiñada que actúan sobre el avión incluyendo los de los sistemas de aerodinámica y propulsión.

50 Con referencia aún a la FIG. 5, el coeficiente del momento de guiñada aerodinámico se modeliza en el bloque 84. Este bloque estima el componente del coeficiente del momento de guiñada total del avión que se genera por las fuerzas aerodinámicas. Esto puede incluir contribuciones tales como el momento de guiñada debido a la deflexión del timón, ángulo de deslizamiento del avión, tasas angulares del avión (tasa de balanceo, tasa de guiñada), y deflexión del control lateral. Es una práctica común en la industria generar y usar modelos de fuerzas y momentos

aerodinámicos del avión a través de la envolvente de vuelo e intervalo de configuraciones del avión. El bloque 84 implementa dicho modelo para el coeficiente del momento de guiñada aerodinámico. Este modelo puede simplificarse y ajustarse a las condiciones de vuelo y configuraciones del avión para las que el avión podría volar cerca de sus límites de control con una asimetría de empuje.

5 La salida del modelo aéreo C_n por el bloque 84 se procesa a través de un filtro de ajuste de retardo simple 86 de modo que la señal de salida tenga el mismo tiempo de retardo total que el coeficiente del momento de guiñada total del avión calculado a partir de la aceleración de guiñada. Este filtro se usa en esta señal cuando el retardo de tiempo total de las señales de entrada y del cálculo es menor que en los retardos de tiempo de las señales de entrada, filtrado y cálculo de la señal del coeficiente del momento de guiñada total del avión.

10 El coeficiente del momento de guiñada con asimetría de empuje puede calcularse entonces mediante la resta de los efectos aerodinámicos del momento de guiñada total del avión en el nudo 88. Este cálculo usa la suposición de que los motores del avión y la aerodinámica modelizada son las únicas fuentes de momento de guiñada total del avión. Otro contribuidor significativo es el efecto de las fuerzas sobre el tren de aterrizaje mientras el avión está sobre tierra. Dado que este sistema no se pretende que funcione sobre tierra, y se incluye lógica para prevenir la visualización de una velocidad de aviso sobre tierra, la contribución de la fuerza del tren puede ignorarse. La ecuación simplificada para el momento de guiñada total del avión y la ecuación para el coeficiente del momento de guiñada con asimetría de empuje son los siguientes:

$$N_{total} = N_{Aero} + N_{Empuje}$$

$$C_{n_{Empuje}} = C_{n_{Total}} - C_{n_{Aero}}$$

20 Como se muestra en la FIG. 5, el coeficiente del momento de guiñada con asimetría de empuje se somete entonces a una función de valor absoluto 92 para eliminar la información direccional pero retener la magnitud. Esto sirve para permitir a todos los cálculos posteriores producir la misma salida independientemente de si la asimetría de empuje conduce a una guiñada del avión a la izquierda o a la derecha.

25 La siguiente etapa es usar la velocidad aerodinámica actual y un valor de C_n para que el aviso calcule una velocidad aerodinámica de aviso V_{AVISO} . Como es típico en el diseño y análisis de aviones multimotor, la capacidad para controlar una asimetría de empuje puede expresarse en términos de un coeficiente del momento de guiñada con asimetría de empuje. Puede elegirse un único valor del coeficiente del momento de guiñada para representar un cierto grado de control del avión para una configuración de avión dada. El uso de este parámetro no dimensional permite un cálculo rápido de la velocidad aerodinámica que proporcionará el mismo grado de control del avión para un intervalo de asimetrías de empuje que puede variar con la altitud, temperatura y límite de empuje seleccionado. De una forma similar, se elige un valor de C_n para corresponder al grado de control del avión para el que se desea el aviso de asimetría de empuje. La FIG. 5 muestra este valor de C_n (bloque 90) como una función de la posición del flap del avión pero podría implementarse como una constante o una función de más o de diferentes parámetros.

35 El valor calculado actual del coeficiente del momento de guiñada con asimetría de empuje se usa para calcular la velocidad de aviso de asimetría de empuje usando la siguiente ecuación:

$$V_{Aviso} = V_{actual} \cdot \sqrt{\frac{C_{n_{Empuje}}}{C_{n_{Aviso}}}}$$

Esta ecuación se implementa por medio de un divisor 94, un bloque de función raíz cuadrada 94 y un multiplicador 98. La salida del multiplicador puede enviarse a un filtro de alisado 100 para reducir el ruido en la señal.

40 La visualización de la velocidad de aviso de asimetría de empuje 106 puede necesitar eliminarse o inhabilitarse por una variedad de razones tales como cuando el avión está sobre tierra y cuando cualquiera de los parámetros usados en el cálculo se sabe que no es válido. Para estos casos, puede usarse cualquiera de un cierto número de métodos estándar para una transición suave de una señal de salida desde el valor de entrada a un valor por omisión a través de una cantidad de tiempo deseada. Un método es usar una lógica de transición que produce una rampa de la señal de salida entre cero y el valor de entrada a lo largo de 1 segundo cuando el estado de la señal de acoplamiento cambia entre VERDADERO y FALSO. Este método se realiza mediante el bloque de "suavizado conexión-desconexión" 104 visto en la FIG. 5. El resultado de todos estos cálculos es la velocidad de aviso de asimetría de empuje V_{AVISO} que se proporciona a la función de visualización del avión 106.

50 La FIG. 6 es un diagrama de flujo que muestra una variación del método representado en la FIG. 5. Esta variación es una simplificación en donde se calcula la velocidad aerodinámica mínima de seguridad basándose en la asimetría de empuje posible máxima dada la capacidad de empuje del motor en la condición de vuelo actual independientemente de la asimetría de empuje real. Esta velocidad mínima podría presentarse visualmente todo el

tiempo o solamente cuando se detecta un nivel de umbral de asimetría de empuje.

Más específicamente, la FIG. 6 muestra un método diferente para el cálculo del coeficiente del momento de guiñada con asimetría de empuje. Primero, el bloque 108 calcula la capacidad de empuje del motor. Este proceso contiene un modelo de la capacidad de empuje máxima del motor. Esto puede implementarse usando tantas señales de entrada como sea necesario y estén disponibles para modelizar la capacidad de empuje con la precisión deseada. Este tipo de cálculo es familiar para los expertos en la materia de sistemas de propulsión de aviones.

A continuación, el bloque 110 calcula el coeficiente del momento de guiñada con asimetría de empuje máxima. La conversión del empuje máximo al coeficiente del momento de guiñada con asimetría de empuje máxima puede realizarse con la siguiente ecuación para aviones de dos motores con motores simétricamente situados sobre el lado izquierdo y derecho del avión:

$$C_{n_{Empuje_{m\acute{a}x}}} = (Empuje_{m\acute{a}x} - Empuje_{motor_en_fallo}) \cdot \left(\frac{y_{motor}}{\bar{q} \cdot S \cdot b} \right)$$

donde el empuje de un motor en fallo $Empuje_{motor_en_fallo}$ se aproxima como una constante o se estima con métodos típicos; la distancia lateral del motor desde el centro del avión y_{motor} es una constante conocida; la presión dinámica \bar{q} es conocida a partir de los sistemas de datos aerodinámicos del avión y los valores del área del ala S y la envergadura del ala b son constantes conocidas para el avión. Para un avión con un número diferente de motores o diferentes localizaciones del motor, esta ecuación puede adaptarse fácilmente por los expertos en la materia de diseño de aviones.

Las siguientes varias etapas de cálculo son idénticas a las del método representado en la FIG. 5. Una diferencia está en la lógica de conmutación todo/nada 112. En esta función, puede usarse una señal que indique un fallo del motor o una situación de asimetría de empuje como criterio adicional para determinar si la V_{aviso} calculada se presentará visualmente sobre la instrumentación de cabina de mando. Esto permite que la velocidad de aviso se visualice solamente en casos de una gran asimetría de empuje. Hay un cierto número de métodos que son generalmente conocidos para detectar un fallo de motor o una gran asimetría de empuje.

Estas realizaciones divulgadas se implementan en el software de los ordenadores de control de vuelo y visualización usando sensores del avión existentes cuyos datos están disponibles en el ordenador de control de vuelo por otras razones. La invención proporciona conocimiento, aviso y guía. Dirige la atención del piloto sobre la velocidad aerodinámica que es el segundo parámetro más importante para el control con motor fuera de servicio después del timón. La invención proporciona la solución para tener un aviso al piloto previamente a alcanzar la velocidad mínima para un control del avión con empuje asimétrico. Con este sistema implantado, es posible reducir el tamaño de la cola vertical y conseguir reducciones de peso y resistencia significativos en lugar de usar la solución existente de una cola vertical mayor que permita que la velocidad de control mínima esté por debajo de la velocidad de aviso de pérdida.

Una visualización de la velocidad mínima fija no sería manejable para una aeronave que tenga motores de alto empuje que puedan operar con empuje reducido significativamente para despegue (tal como el 30 % a 40 % de reducción) para permitir el despegue desde pistas más cortas debido a la capacidad de controlar vuelo con motor fuera de servicio a velocidades más bajas. Una velocidad fija basada en la capacidad más alta haría que una operación de empuje reducido tenga muy poco valor y sería una pérdida significativa de capacidad operativa en comparación con otros aviones de transporte comerciales.

Aunque la invención se ha descrito con referencia a diversas realizaciones, se entenderá por los expertos en la materia que pueden realizarse varios cambios y pueden sustituirse equivalentes por elementos de los mismos sin apartarse del alcance de la invención tal como se define en las reivindicaciones.

REIVINDICACIONES

1. Un método para el control de la actitud de cabeceo de una aeronave multimotor que experimente asimetría de empuje, que comprende las siguientes etapas:
 - 5 calcular en tiempo real una velocidad mínima segura (V_{aviso}) de dicha aeronave multimotor (120) que experimenta asimetría de empuje que comprende el cálculo de un coeficiente del momento de guiñada con asimetría de empuje en función de al menos los siguientes parámetros: presión dinámica, tasa de guiñada y peso del avión; y
 - 10 emitir una orden de control a un actuador del timón de profundidad (16) para ajustar la posición angular de un timón de profundidad de dicha aeronave (120), siendo seleccionado dicho ajuste de la posición angular de modo que la velocidad aerodinámica actual de dicha aeronave permanezca por encima de dicha velocidad mínima segura calculada (V_{aviso}).
2. El método de acuerdo con la reivindicación 1, en el que dicha etapa de cálculo de la velocidad mínima segura (V_{aviso}) comprende la etapa de calcular una capacidad de empuje del motor de dicha aeronave y calcular un coeficiente del momento de guiñada con asimetría de empuje máxima.
3. El método de acuerdo con la reivindicación 1, que comprende además la etapa de presentar visualmente dicha velocidad mínima segura sobre una pantalla de visualización de cabina de mando (12) de dicha aeronave.
4. El método de acuerdo con la reivindicación 3, que comprende adicionalmente la etapa de inhabilitar la visualización de dicha velocidad mínima segura sobre dicha pantalla de visualización de cabina de mando (12) de dicha aeronave cuando dicha aeronave está en tierra.
5. Un sistema para una aeronave multimotor, que comprende un sistema informático de control de vuelo (2) y un actuador del timón de profundidad (12), estando programado dicho sistema informático (2) para calcular en tiempo real una velocidad mínima segura (V_{aviso}) de dicha aeronave multimotor durante asimetría de empuje y emitir una orden de control (16) a dicho actuador del timón de profundidad que es una función de al menos dicha velocidad mínima segura calculada, en el que dicho sistema informático (2) se programa para calcular dicha velocidad mínima segura (V_{aviso}) mediante el cálculo de un coeficiente del momento de guiñada con asimetría de empuje en función de al menos los siguientes parámetros: presión dinámica, tasa de guiñada y peso del avión.
6. El sistema de acuerdo con la reivindicación 5, en el que dicho sistema informático (2) se programa para calcular dicha velocidad mínima segura (V_{aviso}) mediante el cálculo de una capacidad de empuje del motor de dicha aeronave y el cálculo de un coeficiente del momento de guiñada con asimetría de empuje máxima en función de al menos los siguientes parámetros: presión dinámica y dicha capacidad de empuje calculada.
7. El sistema de acuerdo con la reivindicación 5, que comprende adicionalmente una pantalla de visualización de cabina de mando (12) y un ordenador de visualización (10) programado para controlar dicha pantalla de visualización de cabina de mando para presentar visualmente un indicador que representa dicha velocidad mínima segura (V_{aviso}).

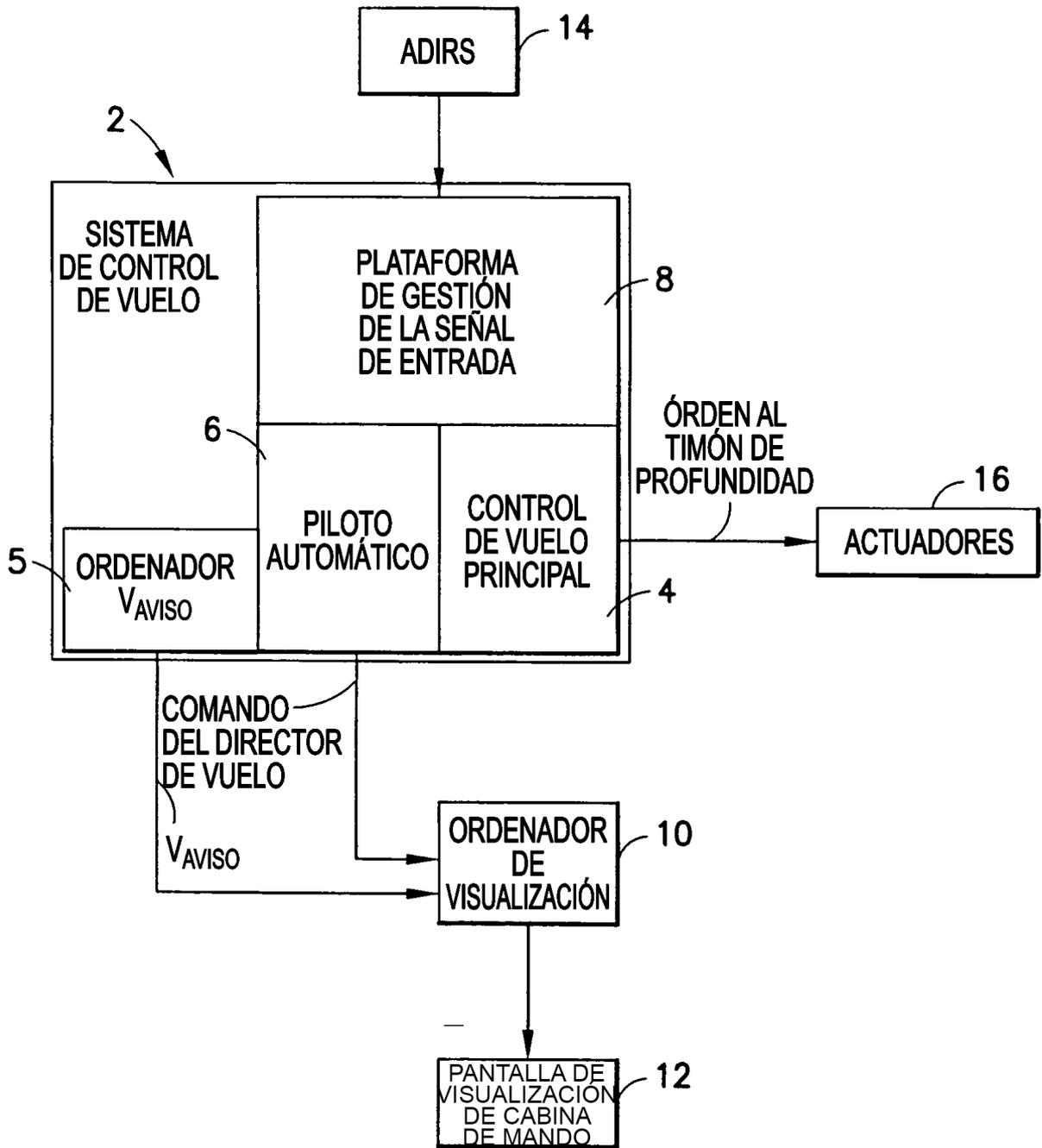


FIG. 1

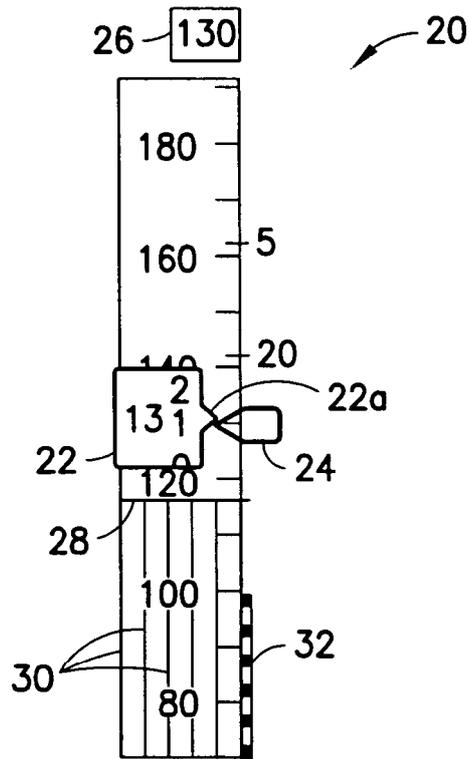


FIG. 2

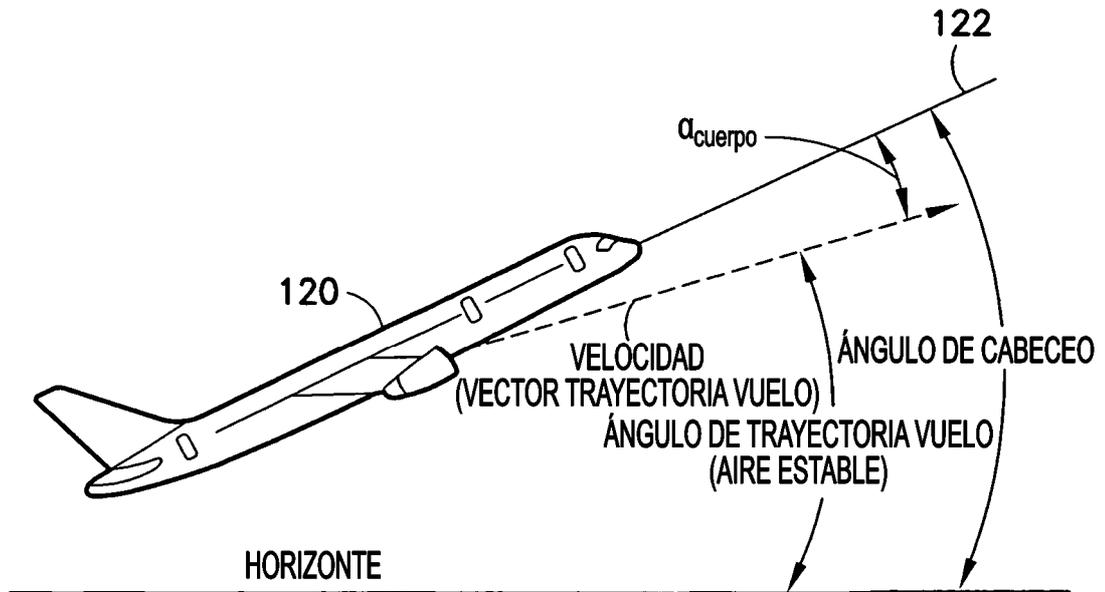


FIG. 3

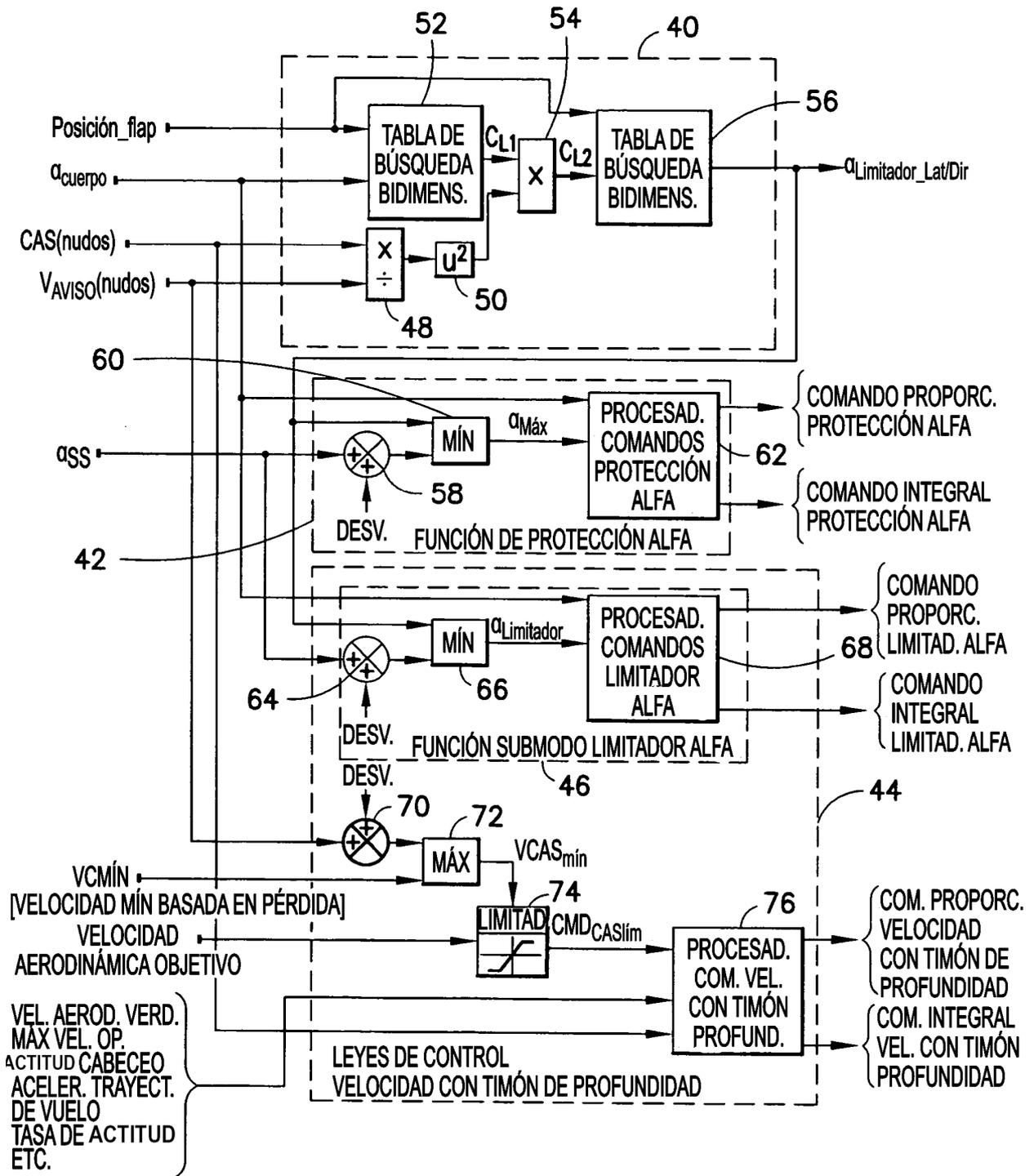


FIG.4

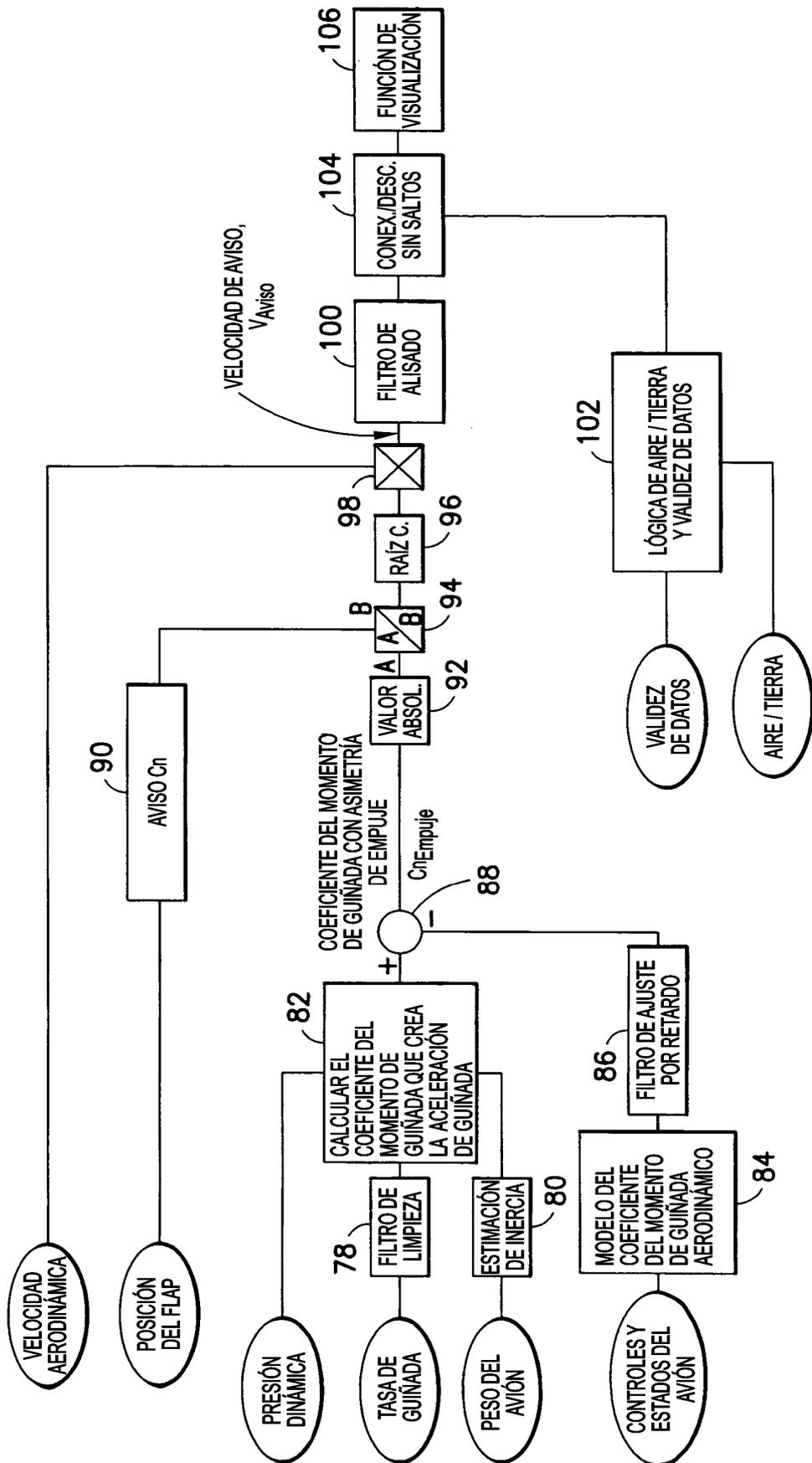


FIG.5

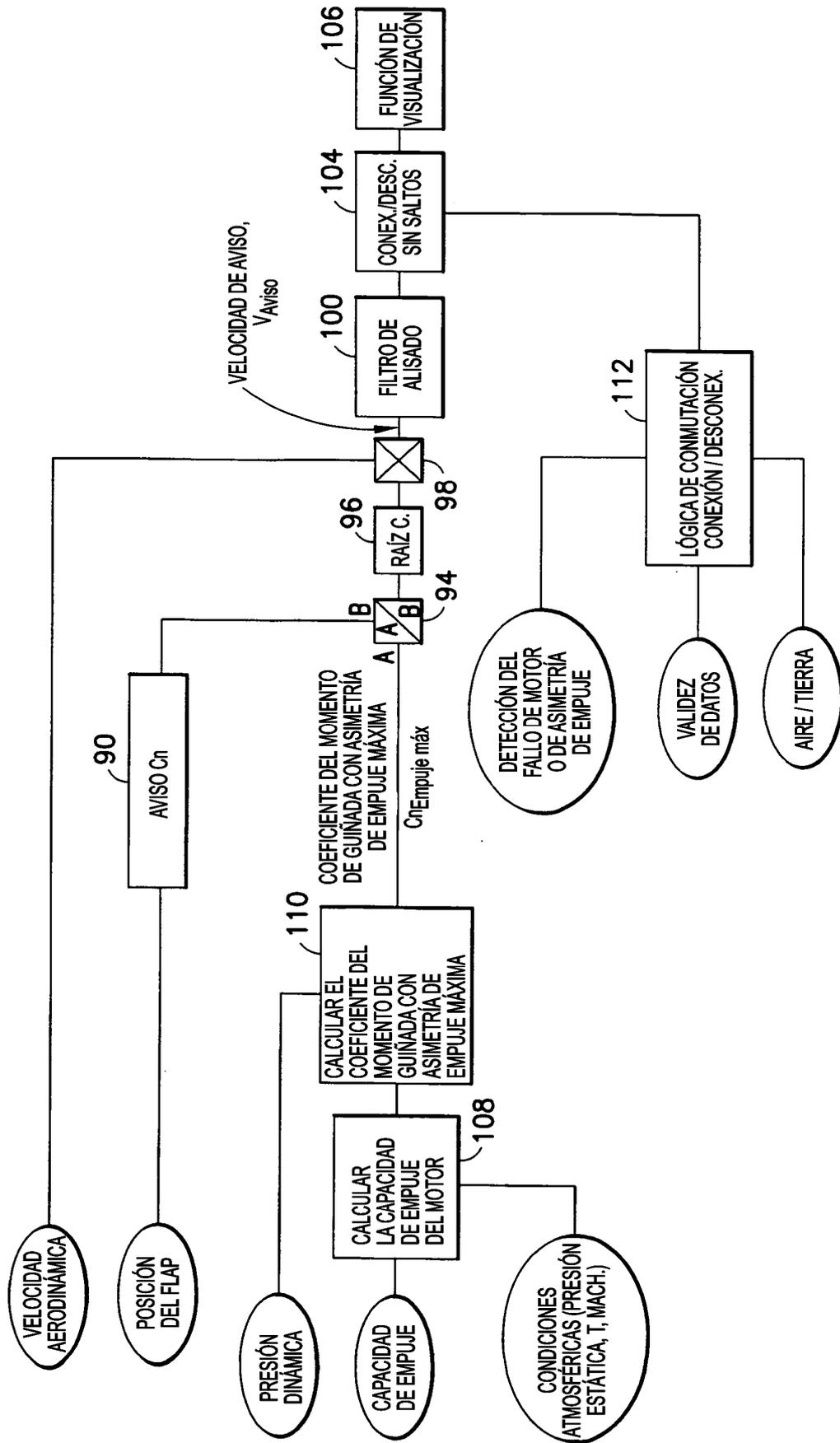


FIG.6