

19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 545 994**

51 Int. Cl.:

B64D 31/10 (2006.01)

G05D 1/00 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **28.04.2011** **E 11782264 (3)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **17.06.2015** **EP 2701976**

54 Título: **Programa de límite de empuje modificado para el control de la asimetría de empuje**

45 Fecha de publicación y mención en BOPI de la traducción de la patente:
17.09.2015

73 Titular/es:

THE BOEING COMPANY (100.0%)
100 North Riverside Plaza
Chicago, IL 60606-2016, US

72 Inventor/es:

EGGOLD, DAVID P.;
JOHNSON, ERIC W.;
COUEY, LYLE M. y
CORONA, ERICK G.

74 Agente/Representante:

DE ELZABURU MÁRQUEZ, Alberto

ES 2 545 994 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

Programa de límite de empuje modificado para el control de la asimetría de empuje

5 **ANTECEDENTES**

La presente invención se refiere generalmente a mejorar el control automático de un avión de múltiples motores que experimenta asimetría de empuje de motor.

10 Los aviones grandes tienen una amplia gama de pesos de funcionamiento. Los motores están dimensionados para conseguir el rendimiento deseado con pesos pesados. Esto hace que el avión tenga mucha más potencia con pesos de funcionamiento bajos de la que es necesaria para conseguir el rendimiento deseado con aquellos pesos.

15 Las velocidades de aterrizaje están establecidas para ser mayores que una velocidad de elevación limitada de ala o una velocidad de control mínima con fallo de motor. Se requiere que la velocidad de elevación limitada sea al menos un 23 % mayor que la velocidad de pérdida de sustentación y, por tanto, sea directamente una función del peso del avión. Un avión grande con muy poca carga y combustible puede aterrizar a una velocidad mucho menor que el mismo avión con una carga grande. La velocidad de control mínima con fallo de motor está determinada como la velocidad del aire en la que un fallo de motor puede ser controlado con el empuje total sobre los motores que funcionan, deflexión de timón total y no más de 5 grados de ángulo de alabeo.

20 Esta velocidad no es en gran medida dependiente del peso sino que depende del empuje de motor máximo.

25 En algunos aviones, la combinación de motores de elevado empuje, la potencia de control direccional aerodinámica disponible sobre el avión y los pesos ligeros durante el aterrizaje pueden hacer que las velocidades de aterrizaje estén limitadas por las velocidades de control mínimas de empuje total en lugar de por las limitaciones de elevación de las alas.

30 La reducción de esta restricción de velocidad de control mínima permite que dicho avión aterrice a velocidades inferiores cuando trabaja con peso ligero. Los beneficios es esto son una distancia de aterrizaje más corta, menor tendencia a flotar antes o después del aterrizaje, menor desgaste de frenos, ruido de aproximación reducido y posición de cabeceo de aterrizaje mejorada.

35 Las soluciones existentes consisten en velocidad de aterrizaje incrementada, cola vertical y timón más grandes y empuje de motor reducido para todas las condiciones de aterrizaje y de aterrizaje frustrado.

La cola vertical y el timón más grandes tienen las desventajas de mayor peso y arrastre.

40 Los motores con sistemas de control sofisticados pueden implementar programas de límite de empuje de motor separados para diferentes fases de vuelo. Por lo tanto, el empuje en aterrizaje frustrado se puede establecer para niveles de empuje inferiores que los utilizados en el despegue, ascenso o empuje continuo máximo. La reducción del programa de límite de empuje de motor para aterrizar y realizar aterrizaje frustrado se puede utilizar para reducir o eliminar la limitación de velocidad de aterrizaje impuesta por los requisitos de control con fallo de motor sin que afecte al rendimiento del avión en otras fases de vuelo. Sin embargo estos programas disminuyen el empuje en todo el rango de velocidades de funcionamiento. La reducción del empuje para conseguir las velocidades de control con fallo de motor deseadas para las velocidades de aterrizaje de peso ligero deseadas también podría significar empuje menor para condiciones de peso elevado en las que los requisitos de rendimiento de ascenso pueden dictar que esto no sería aceptable. El documento US 2008/243315 A1 que es considerado el más próximo a la técnica anterior, describe un método y un dispositivo para ayudar a la gestión del fallo de motor en un avión de múltiples motores. El empuje producido por un motor de avión de múltiples motores que funciona con una asimetría de empuje es limitado. Un primer programa de límite de empuje para el motor está calculado basado en al menos en la información de la fase de vuelo. El motor es controlado de manera que el empuje producido por el motor no excede el límite de empuje del motor.

55 Existe una necesidad de una solución que esté libre de las desventajas de las soluciones existentes.

SUMARIO

60 Se expone en la presente un control de vuelo y una función de control de motor para un avión de múltiples motores que controla automáticamente el empuje máximo del motor en funcionamiento en un valor inferior al programa límite de empuje nominal en el caso de pérdida de empuje sobre otro motor.

65 La magnitud de una asimetría de empuje en un avión de múltiples motores está controlada en el caso de un fallo de motor de manera que la asimetría no será mayor que la que se puede controlar mediante los controles aerodinámicos en el rango de velocidades de aire, de manera que la mínima velocidad de aire para el control de una simetría de empuje se puede reducir. En particular, el máximo empuje de motor del motor en funcionamiento se controla (limita) de manera que la asimetría de empuje resultante se puede controlar a velocidades de aire inferiores a las que de otro modo sería el caso. La disminución en la velocidad de control mínima con fallo de motor puede

eliminar la restricción en velocidades de aterrizaje que de otro modo serían producidas por la velocidad de control mínima con fallo de motor.

- 5 De acuerdo con las realizaciones expuestas aquí, el empuje de motor se controla en el caso de una asimetría de empuje para reducir la velocidad de aire necesaria para controlar una asimetría de empuje. Esto se hace definiendo un programa de límite de empuje reducido que es menor que la capacidad de funcionamiento normal del motor (es decir, el programa de límite de empuje reducido controla el empuje máximo sobre el motor en funcionamiento en un valor inferior al del programa de límite de empuje nominal).
- 10 Un programa de límite de empuje reducido de acuerdo con una realización preferida es una función de la velocidad de aire, asimetría de empuje detectada, fase de vuelo, condiciones del avión (tales como ángulo de flaps y peso del avión) que son significativas en la determinación de la velocidad de funcionamiento de avión mínima y velocidad de pérdida de sustentación del avión.
- 15 Mas concretamente, el programa de límite de empuje reducido puede ser una función de la asimetría de empuje medida o calculada, de manera que el programa reducido se utiliza sólo en condiciones de asimetría de empuje grande en donde el control con fallo de motor es una preocupación. Esto hace que todo el empuje de motor esté disponible para condiciones de empuje simétrico. Debido a que el programa de límite de empuje es una función de las condiciones del avión, el programa se puede hacer a medida de manera que cumpla con los requisitos de control con fallo de motor a la velocidad de funcionamiento para la condiciones dadas, pero no reduce el empuje más de lo necesario. El programa de límite de empuje es una función de la fase de vuelo de manera que el empuje se reduce de manera diferente para las fases de despegue y aterrizaje.
- 20 El programa de límite de empuje se puede ajustar en base al conocimiento de ensayo de vuelo de las características aerodinámicas del avión. Opcionalmente, puede haber otros cambios de programa menores para la mejor optimización en todas las condiciones de vuelo y maniobras que son evaluadas.
- 25 De acuerdo con un aspecto más, los límites de magnitud, límites de régimen y filtros son aplicados al programa de empuje reducido para proteger las entradas erróneas a los cálculos y filtrar las variaciones de alta frecuencia en los parámetros de entrada. Esto crea un comando de empuje de más baja frecuencia al que el motor es capaz de responder.
- 30 El programa de límite de empuje reducido, calculado en unidades de empuje, es convertido al parámetro de control de empuje utilizado por el controlador del motor, tal como N1, relación de presión de motor, par o presión de admisión. El controlador de motor compara el programa de límite de empuje reducido con el empuje o potencia ordenados actualmente y controla el motor en un valor más bajo del valor de programa de límite de empuje o la potencia o empuje ordenados actualmente.
- 35 La funcionalidad como se describe anteriormente reduce la velocidad de aire para la que el fallo de motor puede ser controlado sin que se requiera ningún peso o arrastre si la misma velocidad de aire de capacidad de control fuera conseguida con controles aerodinámicos. Esta funcionalidad hace posible velocidades de aproximación más bajas para el mismo peso de avión y un peso vacío de funcionamiento reducido para mantener la misma velocidad de aproximación.
- 40 Esta sistema reduce el empuje máximo sólo siguiendo un fallo de motor y sólo para condiciones de vuelo específicas a diferencia de una solución existentes de capacidad de empuje reducida para todas las velocidades, que quita el rendimiento de ascenso con todos los motores funcionando y para condiciones en las que hay un exceso de capacidad de control aerodinámicos durante un fallo de motor. Reducir el empuje máximo para sólo ciertas velocidades de aire pero independientemente de si un motor ha fallado o no también da lugar a menos rendimiento de ascenso con todos los motores funcionando. Es mejor tener más rendimiento de ascenso, con tal de que sea controlable, que más eventos raros de fácil manejo tal como la cizalladora del viento.
- 45 La solución expuesta aquí evita las desventajas de las soluciones existentes a la vez que todavía proporciona las características deseadas de suficiente capacidad de control con fallo de motor y suficiente capacidad de ascenso con un fallo de motor. Estas ventajas son posibles para aviones que no necesitan la capacidad de empuje de motor total después de un fallo de motor para conseguir la capacidad de ascenso deseada con peso ligero.
- 50 La invención puede implicar un método para limitar el empuje producido por un motor de un avión de múltiples motores que funciona con asimetría de empuje que puede incluir las etapas de calcular primer, segundo y tercer programas de límite de empuje para el motor en base al menos a la información acerca de la fase de vuelo, posiciones de los flaps y peso de avión; determinar sucesivos primeros límites de empuje de motor en el tiempo como una función de dicho primer programa de límite de empuje y una presión dinámica variable; calcular sucesivos coeficientes de momento de guiñada debido a una asimetría de empuje variable; determinar segundos sucesivos límites de empuje de motos en el tiempo como una función de al menos dicho segundo programa de límite de empuje y valores absolutos de dichos coeficientes de momento de guiñada calculados sucesivos; determinar sucesivos terceros límites de empuje de motor en el tiempo como una función de al menos dicho tercer programa de
- 55
- 60
- 65

límite de empuje y dichos valores absolutos de dichos coeficientes de momento de guiñada sucesivos calculados, para cada conjunto sucesivo de primer, segundo y tercer límites de empuje de motor correspondientes a un respectivo momento, seleccionar uno de dicho primer, segundo y tercer límites de empuje de motor que tenga un valor medio, produciendo con ello sucesivos límites de empuje de motor seleccionados; y controlar el motor de manera que el empuje producido por el motor no exceda los sucesivos límites de empuje de motor aplicados derivados de dichos sucesivos límites de empuje de motor seleccionados. Los primeros límites de empuje de motor se pueden seleccionar para condiciones de fallo de motor que reduzcan una simetría de empuje dentro de un rango, dichos segundos límites de empuje de motor son seleccionados para una transición desde una condición en la que ningún motor tiene empuje limitado a la condición en la que un motor ha fallado y el otro empuje de motor está limitado, y dichos terceros límites de empuje de motor son seleccionados para condiciones de fallo de motor que producen una asimetría de empuje mayor que un límite superior de dicho rango. El método también puede incluir pasar dichos sucesivos límites de empuje de motor seleccionados sometidos a límites superior e inferior, siendo dicho límite superior un valor que excede ligeramente una capacidad de empuje del motor, y siendo dicho límite inferior un valor mínimo que es necesario para proporcionar la capacidad de control deseada, siendo el resultado de dicha etapa de pasar una señal de salida que representa sucesivos límites de empuje de motor no filtrados. El método también puede incluir filtrar dicha señal de salida para extraer el contenido de alta frecuencia al que el motor no es capaz de responder, siendo el resultado de dicha operación de filtrado una señal de salida filtrada. El método también puede incluir la limitación de régimen para limitar el régimen de cambio para asegurar que dicha señal de salida filtrada no aumente más rápidos que un límite de régimen positivo especificado, en donde dicho límite de régimen positivo es establecido igual a la capacidad de aceleración de empuje del motor. La limitación de régimen puede limitar más el régimen o cambio para asegurar que dicha señal de salida filtrada no disminuye más rápidos que un límite de régimen, negativo especificado, en donde cuando el límite de empuje está en un valor por encima del empuje máximo que el motor es capaz de producir, dicho límite de régimen negativo es mayor que la capacidad de deceleración de empuje de motor, y en donde cuando el resultado de dicha limitación de régimen son dichos límites de empuje de motor aplicados sucesivos. El cálculo de dicho primer programa de límite de empuje puede incluir (a) calcular los valores de elevación y coeficientes de momento de guiñada como una función de al menos la posición de los flaps del avión y la información de fase de vuelo; y (b) calcular una presión dinámica como una función de al menos un valor de coeficiente de elevación calculado en la etapa (a) y un peso del avión. El cálculo de dicho segundo y tercer programa de límite de empuje comprende calcular un coeficiente de momento de guiñada debido al empuje asimétrico. El control del motor puede incluir calcular los valores de un parámetro de control de empuje que harán que el motor produzca empujes iguales a dichos límites de empuje de motor seleccionados utilizando información de datos de aire. El método como se expone en la reivindicación 1, comprende calcular señales lógicas que controlan el motor para producir un empuje no mayor que dichos límites de empuje de motor seleccionados cuando dichos límites de empuje seleccionados son menores que la capacidad de empuje del motor, dicho avión está en el aire y los sensores utilizados para proporcionar los datos para los cálculos son declarados válidos.

La invención puede implicar un sistema para limitar el empuje producido por un motor de un avión de múltiples motores que funciona con asimetría de empuje, comprendiendo: un sistema de ordenador y un controlador de motor, en el que dicho sistema de ordenador está programado para ejecutar las siguientes operaciones: calcular primer, segundo y tercer programas de límite de empuje para el motor en base a al menos información acerca de la fase de vuelo, la posición de los flaps y el peso del avión; determinar sucesivos primeros límites de empuje de motor en el tiempo como una función de dicho primer programa de límite de empuje y una presión dinámica variable; calcular sucesivos coeficientes de momento de guiñada debido a una asimetría de empuje variable; determinar sucesivos segundos límites de empuje de motor en el tiempo como una función de al menos dicho segundo programa de límite de empuje y valores absolutos de dichos sucesivos coeficientes de momento de guiñada calculados; determinar sucesivos terceros límites de empuje de motor en el tiempo como una función de al menos dicho tercer programa de límite de empuje y dichos valores absolutos de dichos sucesivos coeficientes de momento de guiñada calculados; y para cada conjunto sucesivo de primer, segundo y tercer límites de empuje de motor correspondiente a un respectivo momento, seleccionar uno de dicho primer, segundo y tercer límites de empuje de motor que tenga un valor intermedio, con lo que se producen sucesivos límites de empuje de motor seleccionados, y en donde dicho controlador de motor está programado para controlar el motor de manera que el empuje producido por el motor no excede los sucesivos límites de empuje de motor aplicados derivados de dichos sucesivos límites de empuje de motor seleccionados. Los primeros límites de empuje de motor pueden estar seleccionados para condiciones de fallo de motor que produzcan una asimetría de empuje en un rango, dichos segundos límites de empuje de motor están seleccionados para una transición desde una condición en la que ningún motor tiene empuje limitado a una condición en la que un motor ha fallado y el otro empuje de motor está limitado, y dichos terceros límites de empuje de motor están seleccionados para condiciones de fallo de motor que producen una asimetría de empuje mayor que un límite superior de dicho rango. El sistema de ordenador puede estar además programado para pasar dichos sucesivos límites de empuje de motor seleccionados a límites superiores e inferiores, siendo dicho límite superior un valor que excede ligeramente una capacidad de empuje del motor, y siendo dicho límite inferior un valor mínimo que es necesario para proporcionar la capacidad de control deseada, siendo el resultados de dicha etapa de pasar una señal de salida que representa sucesivos límites de empuje de motor no filtrados. El sistema de ordenador puede estar además programado para filtrar dicha señal de salida para eliminar dicho contenido de alta frecuencia al que el motor no es capaz de responder, siendo el resultado de dicha operación de filtrado una señal de salida filtrada. El sistema de ordenador también puede estar programado para limitar un régimen de cambio que asegure

que dicha señal de salida filtrada no aumenta más deprisa que el límite de régimen positivo especificado, en donde dicho límite de régimen positivo está establecido igual a la capacidad de aceleración del empuje del motor. El sistema de ordenador puede estar además programado para limitar un régimen de cambio para asegurar que dicha señal de salida filtrada no disminuye más rápido que un límite de régimen negativo especificado, en donde cuando el límite de empuje está en un valor por encima del empuje máximo que el motor puede producir, dicho límite de régimen negativo es mayor que la capacidad de deceleración de empuje del motor, y en donde el resultado de dicha limitación de régimen son dichos sucesivos límites de empuje de motor aplicador. El cálculo del primer programa de límite de empuje puede incluir (a) calcular valores de coeficientes de elevación y momento de guiñada como una función de al menos la posición de los flaps del avión y la información de fase de vuelo; y (b) calcular una presión dinámica como una función de al menos un valor de coeficiente de elevación calculado en el etapa (a) y un peso del avión. El cálculo el segundo y tercer programa de límite de empuje puede incluir calcular un coeficiente de momento de guiñada debido al empuje asimétrico. El control del motor puede incluir valores de cálculo de un parámetro de control de empuje que harán que el motor produzca empujes iguales a dichos límites de empuje de motor seleccionados utilizando la información de datos de aire. El sistema de ordenador puede estar programado además para calcular señales lógicas que controlen el motor para producir un empuje no mayor que dichos límites de empuje de motor seleccionados cuando dichos límites de empuje seleccionados son menores que la capacidad de empuje de motor, dicho avión está en el aire y los sensores utilizados para proporcionar datos para los cálculos están declarados válidos.

La materia objeto descrita anteriormente también se puede implementar en varias otras realizaciones sin que se salgan del campo de las reivindicaciones adjuntas. Estas u otras características se harán evidentes de la lectura de la siguiente Descripción detallada y revisión de los dibujos adjuntos.

BREVE DESCRIPCIÓN DE LOS DIBUJOS

La Figura 1 es un diagrama de bloques de alto nivel que muestra los componentes de un sistema de control de vuelo y control de motor para un avión de múltiples motores que controla automáticamente el empuje máximo en el motor en funcionamiento en un valor más bajo que el programa de límite de empuje nominal en el caso de pérdida de empuje en otro motor.

Las Figuras 2A a 2E son gráficos que muestran ejemplos de la forma de un programa de límite de empuje modificado de acuerdo con diversas realizaciones.

La Figura 3 es una diagrama de bloques que muestra los componentes de un sistema de control de vuelo y control de motor para un avión de múltiples motores que controla automáticamente el empuje máximo del motor en funcionamiento en un valor más bajo que el programa de límite de empuje nominal en el caso de pérdida de empuje sobre otro motor de acuerdo con una realización.

La Figura 4 es un diagrama de bloques que muestra una realización de la función de límite de empuje basada en q m mostrada en la Figura 3.

La Figura 5 es un bloque diagrama que muestra una realización de la función de límite de empuje basada en C_n inferior mostrada en la Figura 3.

La Figura 6 es un diagrama de bloques que muestra una realización de la función de límite de empuje basada en C_n superior mostrada en la Figura 3.

La Figura 7 es un diagrama de bloques que muestra respectivas realizaciones de la selección de límite de empuje y funciones de filtro y límite mostradas en la Figura 3.

La Figura 8 es un diagrama de bloques que muestra respectivas realizaciones de la lógica de habilitación de motor izquierdo y derecho y las funciones de límites de empuje mostradas en la Figura 3.

La Figura 9 es un diagrama de bloques que muestra una realización de los controladores de motor mostrada en la Figura 3.

A continuación se hará referencia a los dibujos en los que los elementos similares en diferentes dibujos tienen los mismos números de referencia.

DESCRIPCIÓN DETALLADA

Los sistemas expuestos aquí proporcionan un programa variable para empuje de motor máximo en sólo un motor, que es aplicado durante condiciones de gran asimetría de empuje con peso ligero con el fin de mejorar la operación de aterrizaje de peso ligero (es decir velocidad de aproximación reducida) y para limitar la máxima asimetría de empuje. Esto se implementa funcionalmente con señales de elevada integridad y cálculos por ordenador, sin utilizar los sensores del motor para detectar una simetría de empuje, de manera que la función cumple con todas las regulaciones CFR/CS Parte 25.

De acuerdo con las realizaciones expuestas aquí, el empuje del motor se controla en el caso de una asimetría de empuje para reducir la velocidad de aire necesaria para controlar una asimetría de empuje. Esto se hace definiendo un programa de límite de empuje reducido que es menor que la capacidad de funcionamiento normal del motor (es decir, el programa de límite de empuje reducido controla el empuje máximo en el motor en funcionamiento en un valor inferior al programa de límite de empuje nominal).

Un programa de límite de empuje reducido de acuerdo con una realización preferida es una función de la velocidad del aire, asimetría de empuje detectada, fase de vuelo, y condiciones del avión (tales como el ángulo de flaps y el

peso del avión) que son significativas en la determinación de la velocidad del aire de funcionamiento del avión mínima y la velocidad de pérdida de sustentación del avión.

5 De acuerdo con una realización, el programa basado en la velocidad del aire está combinado con un programa basado en la asimetría de empuje utilizando el más elevado de los dos programas. De acuerdo con otra realización, el programa de límite de empuje total puede ser una combinación de un programa basado en la velocidad del aire y dos programas basados en la asimetría de empuje utilizando el valor intermedio de los tres programas.

10 La Figura 1 muestra componentes de un sistema de control de vuelo y de control de motor para un avión de múltiples motores que controla automáticamente el máximo empuje en el motor en funcionamiento en un valor inferior al programa de límite de empuje nominal en el caso de pérdida de empuje en otro motor. El sistema crea un programa de límite de empuje modificado para controlar la asimetría de empuje. Este sistema comprende un conjunto de sensores (no mostrados) en un avión; un ordenador de control de vuelo 10, y controladores de motor 16, 18. Los sensores pasan los datos 2 al ordenador de control de vuelo 10, que utiliza esos datos de sensor para calcular los programas de límite de empuje y después los límites de empuje de salida (es decir, Fn_Limit_Left y Fn_Limit_Right) enviados desde aquellos programas a los controladores de motor izquierdo y derecho 16, 18. El ordenador de control de vuelo calcula señales lógicas (es decir, Enable_Left y Enable_Right) que indican si los límites de empuje deberían ser aplicados en los controladores del motor. El controlador de motor que controla el motor de empuje más levado recibe el correspondiente límite de empuje y señal lógica y modifica el empuje de motor ordenado de acuerdo con el límite de empuje recibido si se dan ciertas condiciones. Cada controlador de motor recibe también un respectivo comando de palanca de empuje desde las palancas de empuje izquierda y derecha 4a y 4b. Estos comandos pueden ser debidos a la interacción del piloto con las palancas de empuje o los comandos de un sistema de acelerador automático. Cada controlador de motor utiliza un programa de palanca de empuje para convertir el respectivo comando de palanca de empuje a un comando en las unidades del parámetro de control de empuje. En una realización, el ordenador de control de vuelo 10 utiliza los datos de sensor 2 para calcular los programas de límite de empuje y la señales lógicas para cada uno de los motores de avión 12, 14. Sin embargo, estas funciones se pueden implementar en otras partes de los sistemas de control de vuelo del avión y control del motor.

30 Estos sensores y sistemas que proporcionan datos de sensor 2 al ordenador de control de vuelo 10 utilizan la tecnología y los métodos existentes. Los datos de sensor utilizados en los sistemas descritos aquí están normalmente disponibles en los aviones con sistemas de control de vuelo electrónicos.

35 Haciendo todavía referencia a la Figura 1, el ordenador de control de vuelo 10 contiene las funciones de cálculo de los programas de límite de empuje (bloque 20), detección de asimetría de empuje (bloque 22), lógica de habilitación de motor izquierda y derecha (bloque 24), y límites de empuje de motor izquierdo y derecho (bloque 26). Todas estas funciones están preferiblemente implementadas en un software que se ejecuta en el ordenador de control de vuelo. El método más simple para detectar una simetría de empuje sería utilizar los sensores del motor para detectar si el motor ha fallado o los motores están produciendo una asimetría de empuje elevada, y después establecer un valor lógico para señalar cuando se haya detectado una asimetría de empuje grande. Si este método se utilizase, podría ser necesario empelar lógica que controle varios parámetros del motor de manera que el estado real del empuje del motor se pueda determinar de forma fiable, dado que existen modos de fallo de motor que pueden invalidar la relación proporcional entre los parámetros del motor y el empuje del motor.

45 La función de cálculo de programa de límite de empuje 20 utiliza la configuración del avión y la información de condición de vuelo para calcular un programa de límite de empuje modificado que se vaya a aplicar al motor de empuje más elevado en el caso de una asimetría de empuje grande. La información de configuración de avión puede incluir el peso del avión, el ángulo de los flaps, la fase de vuelo del avión u otros términos que diferencian la máxima magnitud de la asimetría de empuje que va a ser programada para una condición de vuelo dada. La información de configuración de avión puede incluir el peso del avión, el ángulo de los flaps, la fase de vuelo del avión u otros términos que diferencian la magnitud máxima de la asimetría de empuje que va a ser programada para una condición dada. La información de condición de vuelo puede incluir velocidad del aire, presión dinámica, ángulo de ataque u otros términos que sean indicativos de la velocidad del aire del avión para la configuración de avión dada. El programa de límite de empuje modificado se puede calcular en términos de empuje Fn o coeficiente de empuje Cn o algún otro término que sea proporcional a la asimetría de empuje experimentada por el avión cuando un motor ha fallado y el motor restante está controlado por el empuje definido por este programa de límite de empuje modificado. Las Figuras 2A a 2E muestran ejemplos de la forma del programa de límite de empuje modificado.

60 La realización preferida descrita a continuación se aplica a aviones de dos motores con motores situados simétricamente en el lado izquierdo y derecho del avión. Sin embargo, los principios y métodos expuestos aquí se pueden aplicar a los a los aviones con tres, cuatro o más motores.

65 La Figura 3 muestra la realización preferida con más detalle. Los datos de sensor 2 son utilizados para realizar una determinación 32 de fase de vuelo de despegue o aterrizaje. Esta información, junto con la información de configuración del avión y condición de vuelo, es utilizada por el ordenador de control de vuelo para calcular tres límites de empuje en unidades de libras de empuje. Un límite de empuje en base a la presión dinámica (referido

como límite de empuje basado en q) 34, un límite de empuje 38 basado en Cn y un límite de empuje inferior 40 basado en Cn. Los dos límites de empuje basados en Cn 38, 40 utilizan el valor absoluto 36 de la salida de la función de cálculo de asimetría de empuje 30, que será descrita más adelante. Estos tres límites son enviados a la función de selección de límite de empuje 42 para seleccionar el límite apropiado a aplicar. El dato de salida es un único límite de empuje en unidades de libras de empuje. Este es entonces suministrado al filtro y a la función de límite 44, en donde el límite de empuje seleccionado es, suavizado y limitado a los límites específicos superior e inferior. El dato de salida (llamada Fn_limit) es entonces enviado a la función lógica de habilitación de motor derecho e izquierdo 24 y la función de límites de empuje de motor izquierdo y derecho 26. La función lógica de habilitación de motor izquierdo y derecho 24 determina que, si lo hay, el motor debería recibir el límite de empuje modificado. La lógica permite que sólo uno de los dos motores reciba y actúe sobre el límite de empuje modificado y después sólo en el caso de una asimetría de empuje de motor suficientemente grande. Otros aspectos de la lógica de habilitación 24 pueden incluir inhibiciones en el uso del límite de empuje modificado mientras el avión está en tierra y cuando las señales necesarias son declaradas inválidas. Los datos de salida son banderas lógicas para cada motor que son pasadas a la función de límite de empuje de motor izquierdo y derecho 26 así como a cada controlador de motor 16, 18. Estas banderas determinan qué motor está habitado para utilizar límite de empuje para controlar el empuje comandable máximo del motor. La función de límites de empuje de motor izquierdo y derecho 26 crea datos de salida de límites de empuje separados para cada motor. El motor para el que el límite de empuje ha sido habitado recibe un límite de empuje que iguala el límite de empuje calculado procedente de la función de filtro y límite. El otro motor recibe un valor de omisión que es mayor que la capacidad de empuje del motor.

La Figura 4 muestra la función de límite de empuje basada en q 34 con más detalle. La posición de los flaps del avión y la información de fase de vuelo 32 son utilizadas para determinar los valores de coeficiente de elevación (CL) y coeficiente de momento de guiñada (Cn) para el límite de empuje basado en q. Los valores de coeficiente de elevación CL1 y CL2 son recuperados de una tabla 50 de valores CL, mientras que los valores de coeficiente de momento de guiñada Cn1 y Cn2 con recuperados de una tabla 52 de valores Cn. Los valores CL1, CL2, Cn1 y Cn2 son utilizados para definir los Puntos 1 y 2 en el programa de límite de empuje 58. Más concretamente, los valores CL1, CL2 son utilizados junto con el peso del avión para calcular la presión dinámica (es decir, qbar1 y qbar2) para los Puntos 1 y 2 del programa de límite de empuje 58. Los valores CL1, CL2 Cn1 y Cn2 son utilizados junto con el peso del avión para calcular los valores de empuje Fn1 y Fn2 para los Puntos 1 y 2 del programa de límite de empuje 58. Aunque esta realización utiliza dos puntos separados, se podrían realizar implementaciones con uno, tres o más puntos. El programa de límite resultante se muestra en el bloque 58.

El programa de límite de empuje 58 de Fn en función de qbar en la Figura 4 muestra los datos de salida de la ecuación para Tn_qbased_limit como una línea continua. La línea discontinua muestra la relación de Fn en función de qbar para un valor constante de Cn igual a Cna. "Qbar1" marca un valor de qbar en el que Cn1 crea un empuje igual a Fn1.

la relación de Cn, Fn y qbar es:

$$Fn = Cn * qbar * Wing_area * Wing_span / engine_lateral_location$$

en donde qbar se calcula a partir de CL y del peso del avión:

$$qbar = Weight / (CL * Wing_area)$$

El programa de límite de empuje 58 define los datos de salida del límite de empuje basado en q (Fn_qbased_limit) como una función de la presión dinámica del avión (qbar). Para qbar mayor que qbar1, Fn_qbased_limit se calcula mediante:

$$Fn_qbased_limit = qbar * (Fn1 / qbar1)$$

Para qbar entre qbar1 y qbar2, Fn_qbased_limit es interpolado entre los Puntos 1 y 2 en el programa. Para qbar menor que qbar2, Fn_qbased_limit se mantiene constante a un valor de Fn2.

Los puntos 1 y 2 reflejan ciertas elecciones de diseño para este sistema. Estos puntos define la magnitud de la simetría de empuje que en diseñador elige para programar con reacción a las velocidades de aire de despegue y aterrizaje. Implementando este programa de límite de empuje en el que la presión dinámica para estos puntos está especificada por el coeficiente de elevación y en donde el valor de empuje para estos puntos está especificado por el coeficiente de momento de guiñada de asimetría de empuje, el programa da lugar a una asimetría de empuje que es controlada para que tenga un efecto consistente en el avión para la condición de funcionamiento similar, independientemente del peso de avión. Por lo tanto, en el rango de velocidades de aire en las que el programa controla la magnitud de la asimetría de empuje el avión utiliza la misma cantidad de deflexiones de control aerodinámicas para controlar la asimetría de empuje independientemente del peso del avión cuando funciona en el mismo margen en presión dinámica con relación a las velocidades de despegue y aterrizaje programadas del avión.

La Figura 5 muestra la función de límite de empuje basada en Cn inferior 40. Este límite es el inferior de los dos límites basados en Cn. Los datos de entrada a esta función incluyen cantidades calculadas en la fracción de límite de empuje basado en q: Cn1, Fn1 y Fn2. En la función de límite de empuje basado en Cn inferior 40, Cn1 se modifica por una ganancia (bloque 60) de 0,6 para calcular en valor Cn3. Esta función también recibe una entrada procedente de la función de cálculo de simetría de empuje 30, que proporciona un cálculo del coeficiente de momento de guiñada debido al empuje asimétrico (CnT). [Un método conocido para calcular el coeficiente de momento de guiñada debido al empuje asimétrico se describe en el Apéndice adjunto]. Alternativamente, la magnitud de la asimetría de empuje podría llegar de la instrumentación del motor. El coeficiente de momento de guiñada debido al empuje asimétrico es enviado a través de una función de valor absoluto 36 para pasar un valor que tiene sólo una magnitud positiva. Después el coeficiente de momento de guiñada sea enviado a una función de selección máxima 64 que da un valor CnT que es mayor que el coeficiente de momento de guiñada introducido o un valor constante (bloque 62 de la Figura 5) próximo a cero tal como 0,01. Esta etapa es necesaria debido a que el siguiente uso de esta señal está en el denominador de una ecuación y pasar un valor de cero podría producir una división por entre cero.

El programa de límite de empuje 66 de Fn en función de qbar en la Figura 5 muestra los datos de salida de la ecuación para Fn_Cn_Limit como una línea continua. La línea discontinua muestra la relación de Fn en función de qbar para un valor constante de Cn igual a Cn3. Fn1 y Fn2 marcan dos valores de Fn que son los mismos que en la Figura 4 "qbar3" marca un valor de qbar en el que Cn3 crea el empuje igual a Fn1.

El ordenador de control de vuelo utiliza las cantidades obtenidas para calcular un límite de empuje utilizando la siguiente ecuación:

$$Fn_LowerCn_limit = Fn1 * (Cn3 / |CnT|)$$

Este cálculo se realiza utilizando el programa de límite de empuje 66 mostrado en la Figura 5. El resultado del cálculo es después enviado a una función de selección máxima 68 que obtiene el mayor límite de empuje o la calidad Fn2. Esto se utiliza de manera que los datos obtenidos de la función de límite de empuje basada en Cn inferior 40 tienen un valor mínimo igual al de la función de límite de empuje basada en q (bloque 34 de la Figura 4). Este valor mínimo de Fn2 se utiliza de manera que no importa que información de condición de vuelo introducida se utilice por las funciones de límite de empuje, los datos de salida de esta función no serán mayores que los determinados sólo por el peso y la información de configuración de avión como se muestra en el cálculo de Fn2 en la Figura 4.

El límite de empuje basado en Cn inferior sirve a la finalidad de proporcionar una transición suave para el límite de empuje final desde una condición en la que el motor tiene empuje limitado a la condición en la que un motor ha fallado y el otro empuje de motor está limitado. El límite de empuje basado en Cn inferior tendrá un valor muy grande cuando la asimetría de empuje de avión esté cerca de cero y tendrá un valor más bajo que el límite de empuje basado en q cuando el motor en funcionamiento esté limitado por el límite de empuje basado en q.

La función de límite de empuje basado en Cn superior 38 (véanse la Figura 6) es muy similar a la función de límite de empuje basado en Cn inferior. Los datos de entrada de la función 38 incluyen cantidades calculadas en la función de límite de empuje basado en q: Cn2, Fn1 y Fn2. El programa de límite de empuje 70 de Fn en función de qbar en la Figura 6 muestra los datos de salida de la ecuación para Fn_Cn_Limit como una línea continua. La línea discontinua muestra la relación de Fn en función de qbar para un valor constante de Cn igual a Cn2. Fn1 y Fn2 marcan dos valores de Fn que son los mismos que en las Figuras 4 y 5. "Qbar" marca un valor de qbar en el que Cn2 crea el empuje igual a Fn1.

El procesamiento de la señal procedente de la función de cálculo de asimetría de empuje 30 es el mismo que en la función de límite de empuje basado en Cn inferior. El valor de Cn2 se utiliza para computar el Límite superior de empuje basado en Cn utilizando la siguiente ecuación:

$$Fn_UpperCn_limit = Fn1 * [(Cn2 / |CnT| - 1) * K_ul + 1]$$

en donde K_ul tiene un valor de 4. Este cálculo es después enviado a una función de selección máxima 69 que da el motor de los límites de empuje o la cantidad Fn2.

El límite de empuje basado en Cn superior sirve para la finalidad de proporcionar un método alternativo de establecer el límite de empuje si el efecto del fallo de motor produce una simetría de empuje mayor que lo supuesto en el ajuste del programa para el límite de empuje basado en q. La selección del límite basado en q supone que la cantidad de arrastre causada por el motor que ha fallado se conoce de manera que ajustando el motor en funcionamiento a un valor de empuje conocido, se conoce la asimetría de empuje total y se establece en un valor deseado. Existen varios casos en los que esta suposición estaría invalidada. Uno es si el motor falla de una forma diferente, tal que las hélices no se mueven a la posición de bandera o se despliega erróneamente el inversor de empuje. El otro es si la velocidad del aire es errónea, pero no se detecta que sea no válida, haciendo que el límite

basado en q sea demasiado grande. En estos casos, el límite de C_n superior se puede calcular como un límite menor que el límite basado en q y proporcionar en valor limitante para el motor. Pero dado que el límite basado en q no está diseñado para estas condiciones, es apropiado y útil establecer un límite de empuje menor que el límite basado en q .

Con tres límites de empuje separados calculados, la función de selección de límite de empuje 42 (véase la Figura 7) selecciona un único valor entre ellos seleccionado el límite que tiene el valor medio de los tres. Un ejemplo de cómo funciona esta selección de valor medio 72 es como sigue. Cuando un avión está volando con empuje asimétrico, el cálculo de asimetría de empuje C_nT será aproximadamente cero. Las ecuaciones para los límites de empuje basados en C_n muestran que el valor de estos límites puede ser 2 o más veces mayor que F_n1 debido a que el valor mínimo de $|C_nT|$ es mucho más pequeño que C_n2 o C_n3 . Ambos límites de empuje basados en C_n serán mayores que el límite de empuje basado en q . En este caso, el valor medio de los tres límites será el límite de empuje basado en C_n inferior. Con el empuje simétrico, este límite será mayor que la capacidad de empuje del motor. Para una asimetría de empuje grande en un rango de velocidad de aire en el que el límite de empuje basado en q es menor que la capacidad de empuje del motor, ambos límites de empuje basados en C_n serán menores que el caso de empuje asimétrico. Para las condiciones de fallo de motor para las que el programa basado en 1 está diseñado que proporciona este beneficio, el límite de empuje basado en q será el valor medio de los tres límites de empuje.

Haciendo todavía referencia a la Figura 7, el límite de empuje seleccionado (F_n_limit) es entonces enviado a través de la función de límite y filtro 44. La función limitadora de señal 74a pasa la señal de entrada a la salida, sometida a un límite inferior $F_n_minimum$ y un límite superior $F_n_maximum$. Estos límites inferior y superior establecen los límites para el límite de empuje que pueden ser pasados del ordenador de control de vuelo a los controladores de motor. El límite superior $F_n_maximum$ se establece en un valor que excede ligeramente la capacidad de empuje de un motor. El límite inferior $F_n_minimum$ se establece en el valor mínimo que es necesario para proporcionar la capacidad de control deseada utilizando el método expuesto aquí. Los datos de salida del limitador de señal 74 son entonces pasados a través del filtro 76 para eliminar el contenido de alta frecuencia al que el motor no es capaz de responder. A continuación, los datos de salida de la función de filtro 76 son pasados a través de la función limitadora de régimen 78 que asegura que los datos de salida no cambian más rápido que los límites de régimen positivo y negativo especificados. El límite de régimen positivo es establecido igual a la capacidad de aceleración de empuje de motor. Es importante que un motor responda rápidamente para reducir el empuje en el caso de un fallo de motor. Por lo tanto la función de selección de límite de régimen negativo 89 establece un límite de régimen negativo grande, uno mucho más grande que la capacidad de deceleración del motor cuando la entrada de datos al limitador de régimen 78 está entre $F_n_maximum$ y un valor en el intervalo del límite de empuje basado en q . Por lo tanto, cuando el límite de empuje está en un valor por encima del empuje máximo que el motor puede producir, se permite disminuir rápidamente a los niveles de empuje a los que el motor responderá. Una vez que el límite de empuje está en un valor en el que el motor responderá, el límite de empuje negativo se establece en la capacidad de deceleración de empuje del motor.

Los datos de salida F_n_limit procedentes de la función de filtro y límite 44 (mostrada en la Figura 7) son introducidos en la función lógica de habilitación de motor izquierdo y derecho 24 y la función de límites de empuje de motor izquierdo y derecho 26, mostradas en la Figura 8. La función lógica de habilitación de motor izquierdo y derecho 24 computa las señales lógicas, $Enable_Left$ y $Enable_Right$, que son utilizados para controlar cuando cada motor va a ser controlado a su límite de empuje. Los valores de F_n_limit y $F_n_maximum$ son comparados por una función lógica de histéresis 92. Los datos de salida son una señal lógica que es Verdadero si F_n_limit es menor que $F_n_maximum$ por un pequeño margen. Los datos de salida permanecen Verdadero hasta que F_n_limit es mayor que $F_n_maximum$ por un pequeño margen. Cuando los datos de salida de la función lógica de histéresis 92 son Verdadero, significa que el valor de F_n_limit está en un intervalo en el que puede ser necesario que el empuje de motor de un motor sea limitado a menos que la capacidad de empuje del motor. Cuando los datos de salida de la función lógica de histéresis 92 son Falso, esto significa que el valor de F_n_limit es demasiado alto para limitar el empuje de cualquier motor. Los datos de salida de la función lógica de histéresis 92 son introducidos en una Función AND 88, junto con una primera señal discreta que es Verdadera cuando el avión está en el aire y una segunda señal discreta que es Verdadera cuando los sensores utilizados en los cálculos son declarados válidos. La salida de la función AND 88 es Verdadero sólo si todas las entradas son Verdadero. Esto asegura que la salida es Verdadero sólo cuando el avión está en el aire y los sensores utilizados en los cálculos son declarados válidos.

Los datos de salida de la función AND 88 son entonces aplicados a las funciones AND 86 y 90 (junto con otras señales que dependen de los datos de salida de la función de detección de asimetría de empuje 22) para crear señales lógicas para cada motor: la función AND 90 da el estado de $Enable_left$, mientras que la función AND 86 da el estado de $Enable_Right$. Para el motor izquierdo, $Enable_Left$ es Verdadero sólo si va a ser aplicado un límite de empuje válido (de decir, los datos de salida de la función AND 88 es Verdadero) y la asimetría de empuje extra causando un momento de guiñada en la dirección para mover el morro del avión a la derecha (es decir, los datos de salida de la función de control 82 son Verdadero, lo que significa que $C_nT > 0$). Para el motor derecho, $Enable_Right$ es Verdadero sólo si un límite de empuje válido va a ser aplicado (es decir, los datos de salida de la función AND 88 son Verdadero) y la simetría de empuje está causando un momento de guiñada en la dirección para mover el morro del avión a la izquierda (es decir, los datos de salida de la función de control 82 son Falso, de manera que los datos de salida de la función NOT 84 son Verdadero). Los datos de salida $Enable_Left$ y $Enable_Right$ son recibidos por la

función de límites de empuje de motor izquierdo y derecho 26. [La Figura 8 no muestra que los datos de salida Enable_Left y Enable_Right son también recibidas por el respectivo controlador de motor, como se ve en la Figura 9].

5 Haciendo todavía referencia a la Figura 8, la función de límites de empuje izquierdo y derecho 26 hace que el límite de empuje a ser aplicado, como apropiado, separe las señales de límite de empuje (Fn_Limit_Left y Fn_Limit_Right) para cada motor. La función hace que el límite de empuje sea aplicado a una señal de límite de empuje de motor sólo cuando la señal de habilitación para ese motor es Verdadero. Cuando la señal de habilitación para un motor es Falso, el valor Fn_maximum es aplicado a la señal de límite de empuje de motor. La función de conmutador 94
10 conduce los datos de entrada marcados "Verdadero" a sus datos de salida cuando la bandera Enable_Left es Verdadero y conduce los datos de entrada marcado "Falso" a sus datos de salida cuando la bandera Enable_Left es Falso. De manera similar, la función de conmutación 96 conduce los datos de entrada marcados "Verdadero" a sus datos de salida cuando la bandera Enable_Right es Verdadero y conduce los datos de entrada marcados "Falso" a sus datos de salida cuando la bandera Enable_Right es Falso.

15 Haciendo referencia ahora a la Figura 9 un respectivo controlador (16 o 18) recibe el límite de empuje y la correspondiente señal de habilitación a la localización del motor, derecha o izquierda (12 o 14, respectivamente). En una realización ventajosa, el controlador de motor compara el límite de empuje con un límite esperado mínimo predeterminado (Fn_Floor), y selecciona el más elevado de los límites de empuje (Fn_limit) y el suelo predeterminado en un bloque de selección máximo 108. La función de modelo de motor inversa 98 utiliza el límite de empuje Fn_limit y una información de datos de aire disponible (por ejemplo, Mach temperatura y altitud) para
20 calcular el valor del parámetro de control de empuje que hará que el motor produzca un empuje igual al límite de empuje. El parámetro de control de empuje es la cantidad medible que el controlador de motor utiliza como comando para establecer el empuje del motor. Se puede utilizar como retroalimentación para el controlador del motor en un sistema de control de bucle cerrado para establecer el empuje de motor. Ejemplos de parámetros de control de empuje para motores de turbo-hélice son la relación de la velocidad del rotor de la hélice y presión del motor. Es una práctica conocida crear un modelo de empuje de motor que relacione los datos de aire y el parámetro de control de empuje con el empuje de motor. Normalmente estos modelos tienen el parámetro de control de empuje como un parámetro independiente y el empuje como el parámetro dependiente. Este modelo de motor inverso revierte que,
25 con el empuje de motor como parámetro independiente y el parámetro de control de empuje como el parámetro dependiente.

30 Cada controlador de motor recibe también un comando de palanca de empuje respectivo 4. Este comando puede ser debido a la interacción del piloto con la respectiva palanca de empuje o el comando procedente de un sistema de acelerador automático. Cada controlador de motor utiliza un programa de palanca de empuje 100 para convertir el respectivo comando de palanca de empuje en un comando en las unidades del parámetro de control de empuje.

35 Los valores de parámetro de control de empuje procedentes del programa de empuje y el modelo de motor inverso son comparados por una función mínima 102 y el más bajo de los dos valores pasa a los datos de salida. Esto significa que los datos de salida tiene el valor que fue derivado del comando de palanca de empuje con tal de que no excedan el valor derivado del límite de empuje. Finalmente, la función de conmutador 104 selecciona entre los datos de salida del programa de empuje 100 y los datos de salida de la función mínima 102. Cuando la señal de habilitación para un motor dado es Verdadero, los datos de salida de programa de empuje, limitados por la señal derivada del límite de empuje, son enviados como datos de salida de la función de conmutación 104. Cuando la
40 señal de habilitación es Falso, los datos de salida ilimitados del programa de empuje son enviados como datos de salida.

45 La función de controlador de combustible existente 106 responde al parámetro de control de empuje que recibe para controla el motor para producir el empuje de motor que es ordenado.

50 en resumen, el método de limitar el empuje producir por un motor de un avión de múltiples motores que funciona con asimetría de empuje de acuerdo con la realización anteriormente mencionada comprende: (a) calcular primer, segundo y tercer programas de límite de empuje para el motor en base a al menos información acerca de la fase de vuelo, posición de los flaps y peso del avión; determinar sucesivos primeros límites de empuje de motor en el tiempo como una función del primer programa de límite de empuje y una presión dinámica variable; calcular sucesivos
55 coeficientes de momento de guiñada debido a una asimetría de empuje variable; (c) determinar sucesivos segundos límites de empuje de motor en el tiempo como una función de al menos el segundo programa de límite de empuje y valores absolutos de los sucesivos coeficientes de momento de guiñada estimados, (d) determinar sucesivos terceros límites de empuje de motor en el tiempo como una función de al menos el tercer programa de límite de empuje y los valores absolutos de los sucesivos coeficientes de momento de guiñada calculados; (e) para cada uno de los sucesivos conjuntos de primer, segundo, y tercer límites de empuje de motor correspondientes a un respectivo instante, seleccionar uno del primer, segundo o tercer límites de empuje de motor que tenga un valor intermedio, produciendo de este modo sucesivos límites de empuje de motor seleccionados; y (f) controlar el motor de manera que el empuje producido por el motor no exceda los sucesivos límites de empuje de motor aplicados
60 derivados de los sucesivos límites de empuje de motor seleccionados.

65

Además, el sistema para limitar el empuje producido por un motor de un avión de múltiples motores que funciona con asimetría de empuje de acuerdo con la realización anteriormente mencionada comprende un sistema de ordenador y un controlador de motor, en el que el sistema de ordenador está programado para ejecutar las siguientes operaciones: calcular primer, segundo y tercer programas de límite de empuje para el motor basados en al menos información acerca de la fase de vuelo, posición de los flaps y peso del avión; determinar sucesivos primeros límites de empuje de motor como una función del tiempo del primer programa de límite de empuje y una presión dinámica variable, estimar sucesivos coeficientes de momento de guiñada debidos a una asimetría de empuje variable; determinar sucesivos segundos límites de empuje de motor en el tiempo como una función de al menos el segundo programa de límite de empuje y valores absolutos de los sucesivos coeficientes de momento de guiñada calculados; determinar sucesivos terceros límites de empuje de motor en el tiempo como una función de al menos el tercer programa de límite de empuje y los valores absolutos de los sucesivos coeficientes de momento de guiñada calculados, y para cada conjunto sucesivo de primer, segundo y tercer límites de empuje de motor correspondiente a un respectivo instante seleccionar uno del primer, segundo y tercer límites de empuje de motor que tenga un valor intermedio, produciendo con ello sucesivos límites de empuje de motor seleccionados, y en donde el controlador de motor está programado para controlar el motor de manera que el empuje producido por el motor no exceda los sucesivos límites de empuje de motor aplicados derivados de los sucesivos límites de empuje de motor seleccionados.

En varias realizaciones, los motores pueden estar montados y ser operados de manera que pueden producir un empuje neto desigual, aumentando por tanto la posibilidad de guiñada del avión. Como resultado del empuje asimétrico, el avión puede guiñar hacia el motor que ha fallado. Se ha de entender que el empuje asimétrico se puede conseguir o bien por que los dos motores funcionan a diferentes niveles de empuje operacional, o bien en un evento en el que uno de los motores puede haber fallado o puede estar funcionando mal. Se ha de apreciar que el avión de múltiples motores pueden incluir más de dos motores, y los motores pueden estar situados a lo largo de varios lugares en el avión. Como se ha expuesto anteriormente, se debe aclarar que la presente invención puede estar destinada a cubrir aviones de múltiples motores que experimenten asimetría de empuje, que puede incluir aviones que tengan un empuje neto mayor en un lado del avión con relación al otro.

Se ha de apreciar que las operaciones lógicas descritas aquí son implementadas (1) como una secuencia de actos implementados por ordenador o módulos de programa que se ejecutan en un sistema de ordenador y/o (2) como circuitos lógicos de máquina interconectados o módulos de circuitos dentro del sistema de ordenador. La implementación es una cuestión de elección dependiente del rendimiento y otros parámetros de funcionamiento del sistema de ordenador. Por consiguiente, las operaciones lógicas descritas aquí se refieren a varias operaciones, dispositivos estructurales, funciones o bloques. Estas operaciones, dispositivos estructurales, funciones o bloques se pueden implementar en un software, hardware, firmware en lógica digital de finalidad especial, o cualquier combinación de los mismos. Se ha de entender que se pueden realizar más o menos operaciones que las mostradas en los dibujos descritos aquí. Estas operaciones también se pueden realizar en paralelo o en un orden diferente al descrito aquí.

Aunque la invención ha sido descrita con referencia a distintas realizaciones, los expertos en la técnica entenderán que se pueden hacer diversos cambios y pueden ser sustituidos equivalentes por elementos de los mismos sin que se salgan del campo de la invención como está definido en las reivindicaciones adjuntas. Además, se pueden hacer muchas modificaciones para adaptar una situación particular a las enseñanzas de la invención sin que se salgan del campo esencial de la misma. Por lo tanto, se entiende que la invención no se limita a la realización particular expuesta como el mejor modo contemplado de realizar esta invención.

Como se ha utilizado en las reivindicaciones, la expresión "sistema de ordenador" engloba ampliamente un sistema que tiene al menos un ordenador o procesador, y puede tener dos o más ordenadores o procesadores.

APÉNDICE

Para calcular el coeficiente de momento de guiñada, la aceleración de guiñada medida se puede convertir en el coeficiente de momento de guiñada de avión total. Para esto, se utilizan dos ecuaciones conocidas de forma general. La primera se refiere a la aceleración de guiñada r al momento de guiñada N y al momento de inercia de la guiñada I_{zz} .

$$r = N.I_{zz}$$

La aceleración de guiñada es aproximada pasando el régimen de guiñada de avión medido a través de un filtro de depuración y un filtrado adicional para reducir el ruido de señal. El momento de inercia de guiñada de avión puede ser aproximadamente una función del peso de avión. El peso del avión es una cantidad que se puede obtener como una señal procedente de los sistemas del avión existentes. A partir de esta información, se puede calcular el

momento de guiñada de avión N .

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

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

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

Un modelo de coeficiente de momento de guiñada aerodinámico es después utilizado para calcular el componente del coeficiente de momento de guiñada de avión total que se genera por las fuerzas aerodinámicas. Esto puede incluir contribuciones tales como momento de guiñada debido a la deflexión de timón, ángulo de deslizamiento lateral del avión, regímenes angulares de acción (régimen de giro, régimen de guiñada) y deflexión de control lateral. Es práctica común en la industria general y utilizar modelos de fuerzas aerodinámicas de avión y momentos a través de una envolvente de vuelo y rango de configuraciones del avión. Este modelo puede ser simplificado y hecho a medidas de las condiciones de vuelo y configuraciones de avión para cada avión que pudiera volar cerca de sus limitaciones de control con una asimetría de empuje.

El coeficiente de momento de guiñada aerodinámico es procesado a través de un filtro de comparación de retraso de manera que la señal de salida tiene el mismo retraso de tiempo total que el coeficiente de momento de guiñada de avión calculado a partir de la aceleración de guiñada. Este filtro se utiliza en esta señal cuando el retraso de tiempo total de la señales de entrada y el tratamiento por ordenador son menores que los retrasos de tiempo de las señales de salida, filtrado y cálculo de la señal de coeficiente de momento de guiñada del avión.

El coeficiente de momento de guiñada de asimetría de empuje puede ser calculado después restando los efectos aerodinámicos del momento de guiñada de avión total. Este cálculo utiliza la suposición de que los motores de avión y la aerodinámica modelada son sólo fuentes del momento de guiñada total. La ecuación simplificada del momento de guiñada de avión total y la ecuación de coeficiente de momento de guiñada de asimetría de empuje son como sigue:

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

$$Cn_{empuje} = Cn_{total} - Cn_{Aero}$$

REIVINDICACIONES

- 5 1. Un método para limitar el empuje producido por un motor de un avión de múltiples motores que funciona con asimetría de empuje, que comprende:

 - calcular primer, segundo y tercer programas de límite de empuje para el motor basados en al menos información acerca de la fase de vuelo, posición de los flaps y peso del avión;
 - determinar sucesivos primeros límites de empuje de motor en el tiempo como una función de dicho primer programa de límite de empuje y una presión dinámica variable;
 - 10 calcular sucesivos coeficientes de momento de guiñada debidos a una asimetría de empuje variable;
 - determinar sucesivos segundos límites de empuje de motor en el tiempo como una función del al menos dicho segundo programa de límite de empuje y valores absolutos de dichos sucesivos coeficientes de momento de guiñada calculados;
 - 15 determinar sucesivos terceros límites de empuje de motor en el tiempo como una función de al menos dicho tercer programa de límite de empuje y dichos valores absolutos de dichos sucesivos coeficientes de momento de guiñada calculados;
 - para cada sucesivo conjunto de primer, segundo y tercer límites de empuje de motor correspondientes a un respectivo instante, seleccionar el uno de dicho primer, segundo y tercer límites de empuje de motor que tenga un valor medio, produciendo con ello sucesivos límites de empuje de motor seleccionados; y
 - 20 controlar el motor de manera que el empuje producido por el motor no exceda los sucesivos límites de empuje de motor aplicados derivados de dichos sucesivos límites de empuje de motor seleccionados.

- 25 2. El método como el enumerado en la reivindicación 1, en el que dichos límites de empuje de motor son seleccionados para condiciones de fallo de motor que producen una asimetría de empuje en un rango,, dichos segundos límites de empuje de motor están seleccionados para una transición desde una condición en la que ningún el motor tiene empuje limitado a una condición en la que un motor ha fallado y el otro empuje de motor está limitado, y dichos terceros límites de empuje de motor están seleccionados para condiciones de fallo de motor que producen una asimetría de empuje mayor que un límite superior de dicho rango.

- 30 3. El método como el enumerado en la reivindicación 1, que además comprende pasar dichos sucesivos límites de empuje de motor seleccionados sometidos a límites superior e inferior, siendo dicho límite superior un valor que excede ligeramente una capacidad de empuje del motor, y siendo dicho límite inferior un valor mínimo que es necesario para proporcionar la capacidad de control deseada, siendo el resultado de dicha etapa de pasar una señal de salida que representa sucesivos límites de empuje de motor no filtrados.

- 35 4. El método como el enumerado en la reivindicación 1, en el que dicha etapa de cálculo de dicho primer programa de límite de empuje comprende:

 - 40 (a) calcular valores de coeficientes de momento de elevación y guiñada como una función de al menos la posición de los flaps de y la información de fase de vuelo; y
 - (b) calcular una presión dinámico como una función de al menos un valor de coeficiente de elevación calculado en la etapa (a) y un peso del avión.

- 45 5. El método como el enumerado en la reivindicación 1, en el que dicha etapa de calcular dicho segundo y tercer programas de límites de empuje comprende calcular un coeficiente de momento de guiñada debido a un empuje asimétrico.

- 50 6. El método como el enumerado en la reivindicación 1, en el que dicha etapa de controlar el motor comprende calcular valores de un parámetro de control de empuje que hará que el motor produzca empujes iguales a dichos límites de empuje de motor seleccionados utilizando información de datos de aire.

- 55 7. El método como el enumerado en la reivindicación 1, que comprende computar las señales lógicas que controlan el motor para producir un empuje no mayor que dichos límites de empuje de motor seleccionados cuando dichos límites de empuje seleccionados son menores que la capacidad de empuje del motor, dicho avión está en el aire y los sensores utilizados para proporcionar los datos para los cálculos son declarados válidos.

- 60 8. Un sistema para limitar el empuje producido por un motor de un avión de múltiples motores que funciona con asimetría de empuje, que comprende: un sistema de ordenador y un controlador de motor, en el que dicho sistema de ordenador está programado para ejecutar las siguientes operaciones:

 - calcular primer, segundo y tercer programas de límite de empuje para el motor basados en al menos información acerca de la fase de vuelo, posición de los flaps y peso del avión;
 - determinar sucesivos primeros límites de empuje de motor en el tiempo como una función de dicho primer programa de límite de empuje y una presión dinámica variable;
 - 65 calcular sucesivos coeficientes de momento de guiñada debidos a una asimetría de empuje variable;

- determinar sucesivos límites de empuje de motor en el tiempo como una función de al menos dicho segundo programa de límite de empuje y valores absolutos de dichos sucesivos coeficientes de momento de guiñada calculados;
- 5 determinar sucesivos terceros límites de empuje de motor en el tiempo como una función de al menos dicho tercer programa de límite de empuje y dichos valores absolutos de dichos sucesivos coeficientes de momento de guiñada calculados; y
- 10 para cada sucesivo conjunto de primer, segundo y tercer límites de empuje de motor correspondientes a un instante respectivo, seleccionar el uno de dicho primer, segundo y tercer límites de empuje de motor que tenga un valor intermedio, produciendo con ello sucesivos límites de empuje de motor seleccionados, y en donde dicho controlador de motor está programado para controlar el motor de manera que el empuje producido por el motor no exceda sucesivos límites de empuje de motor aplicados derivados de los sucesivos límites de empuje de motor seleccionados.
- 15 9. El sistema como el enumerado en la reivindicación 8, en el que dichos primeros límites de empuje de motor están seleccionados para condiciones de fallo de motor que produzcan una asimetría de empuje en un rango, dichos segundos límites de empuje están seleccionados para una transición desde una condición en la que ningún motor tiene empuje limitado a la condición en la que un motor ha fallado y el otro empuje de motor está limitado, y dichos terceros límites de empuje de motor son seleccionados para condiciones de fallo de motor que produzcan una
- 20 asimetría de empuje mayor que el límite superior de dicho rango.
10. El sistema como el enumerado en la reivindicación 8, en el que dicho sistema de ordenador está además programado para pasar dichos sucesivos límites de empuje de motor seleccionados sometidos a límites superior e inferior, siendo dicho límite superior un valor que excede ligeramente de una capacidad de empuje del motor, y
- 25 siendo dicho límite inferior un valor mínimo que es necesario para proporcionar la capacidad de control necesaria, siendo el resultado de dicha etapa de pasar, una señal de salida que presenta sucesivos límites de empuje de motor no filtrados.
11. El sistema como el enumerado en la reivindicación 8, en el que dicha etapa de calcular dicho primer programa de límite de empuje comprende:
- 30 (a) calcular los valores coeficientes de elevación y de momento de guiñada como una función de al menos la posición de los flaps de avión e información de fase de vuelo; y
- 35 (b) calcular una presión dinámica como una función de al menos un valor de coeficiente de elevación calculado en la etapa (a) y un peso del avión.
12. El sistema como el enumerado en la reivindicación 8, en el que dicha etapa de calcular dicho segundo y tercer programas de límite de empuje comprende calcular un coeficiente de momento de guiñada debido al empuje
- 40 asimétrico.
13. El sistema como el enumerado en la reivindicación 8, en el que dicha etapa de controlar el motor comprende calcular valores de un parámetro de control de empuje que harán que el motor produzca empujes iguales a dichos límites de empuje de motor seleccionados utilizando información de datos del aire.
- 45 14. El sistema como el enumerado en la reivindicación 8, en el que dicho sistema de ordenador está además programado para computar las señales lógicas que controlan el motor para producir un empuje no mayor que dichos límites de empuje de motor seleccionados cuando dichos límites de empuje seleccionados son menores que la capacidad de empuje del motor, dicho avión, está en el aire y los sensores utilizados para proporcionar datos para los cálculos son declarados válidos.
- 50

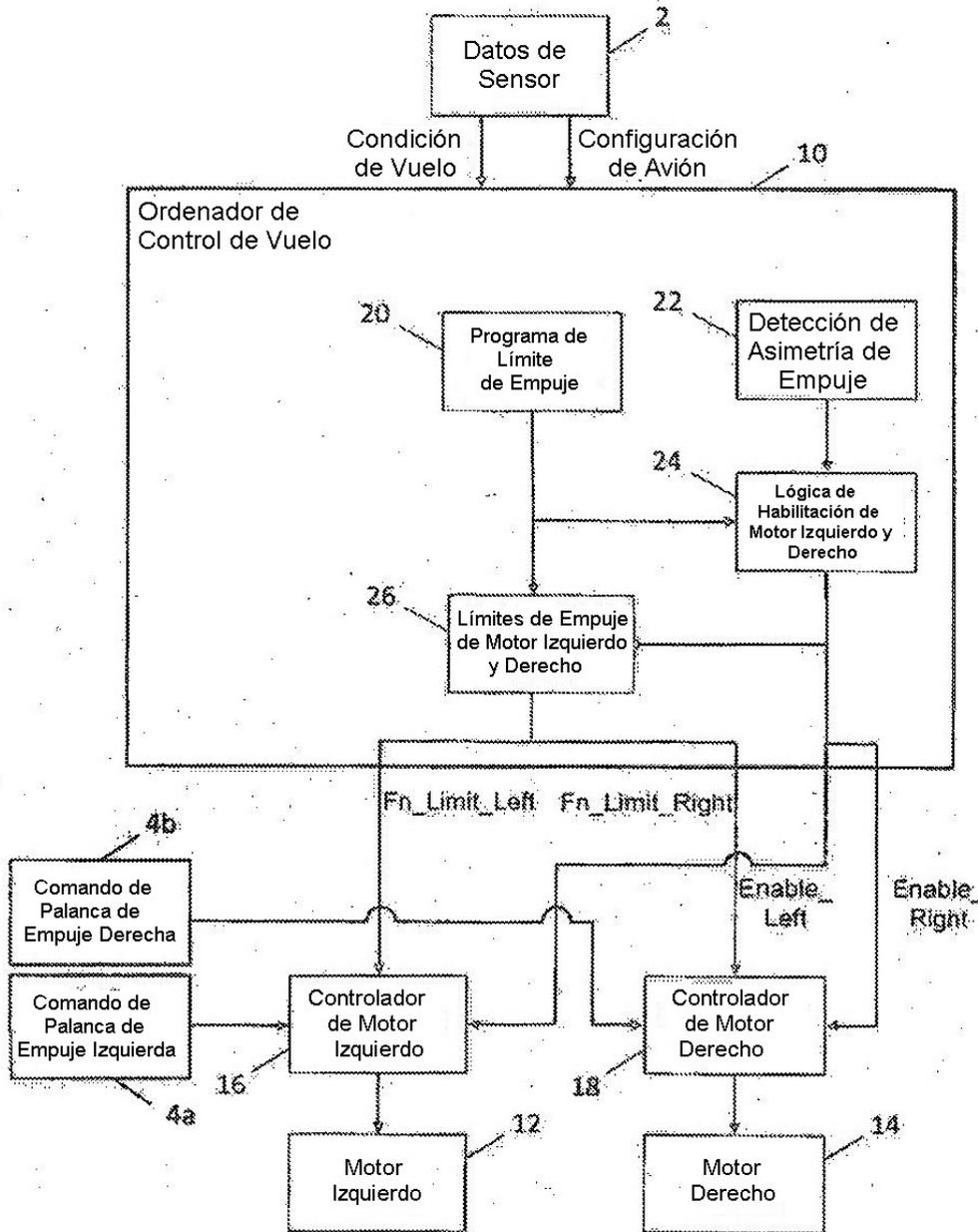


FIG. 1

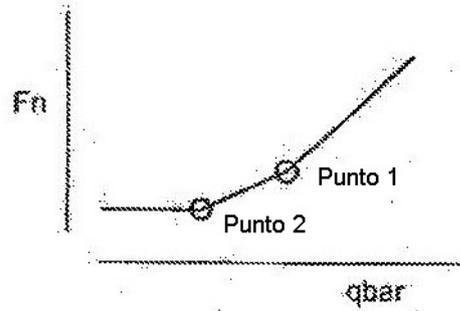


FIG. 2A

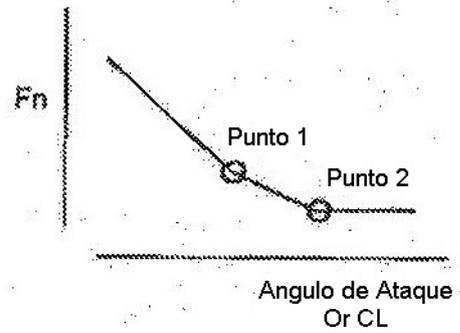


FIG. 2B

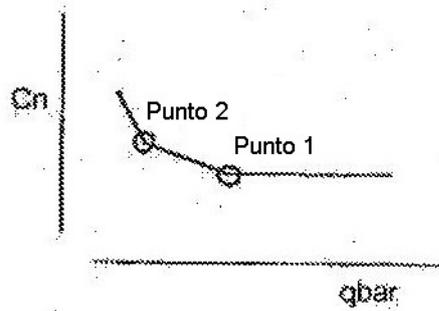


FIG. 2C

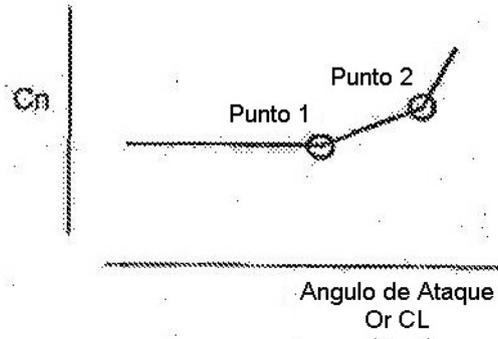


FIG. 2D

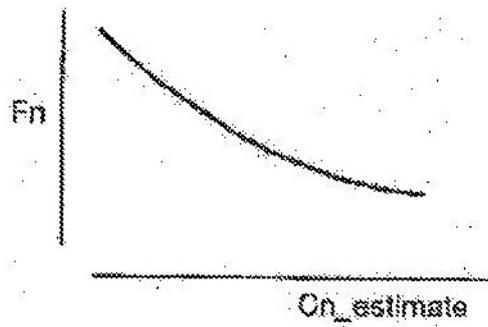


FIG. 2E

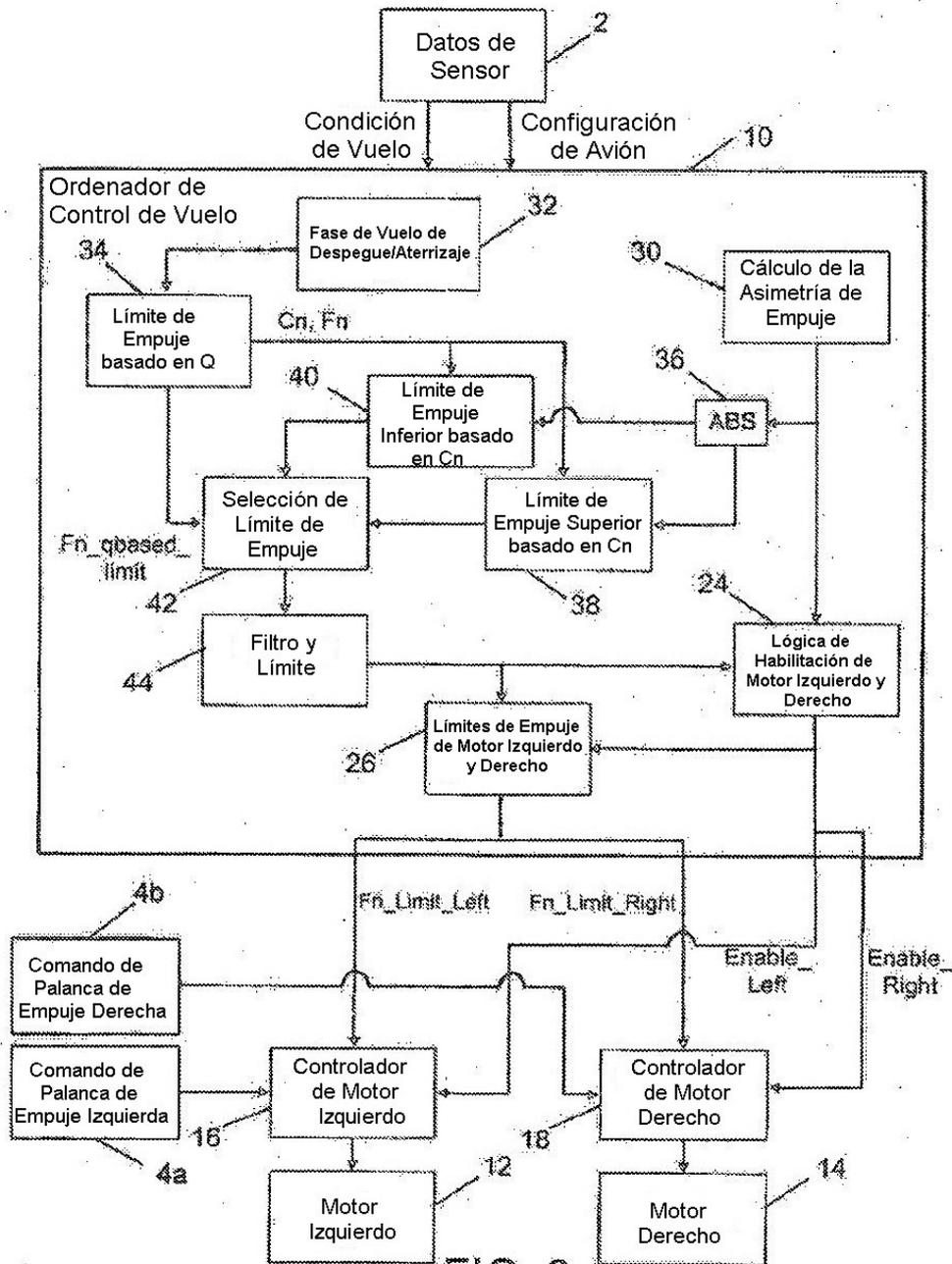


FIG. 3

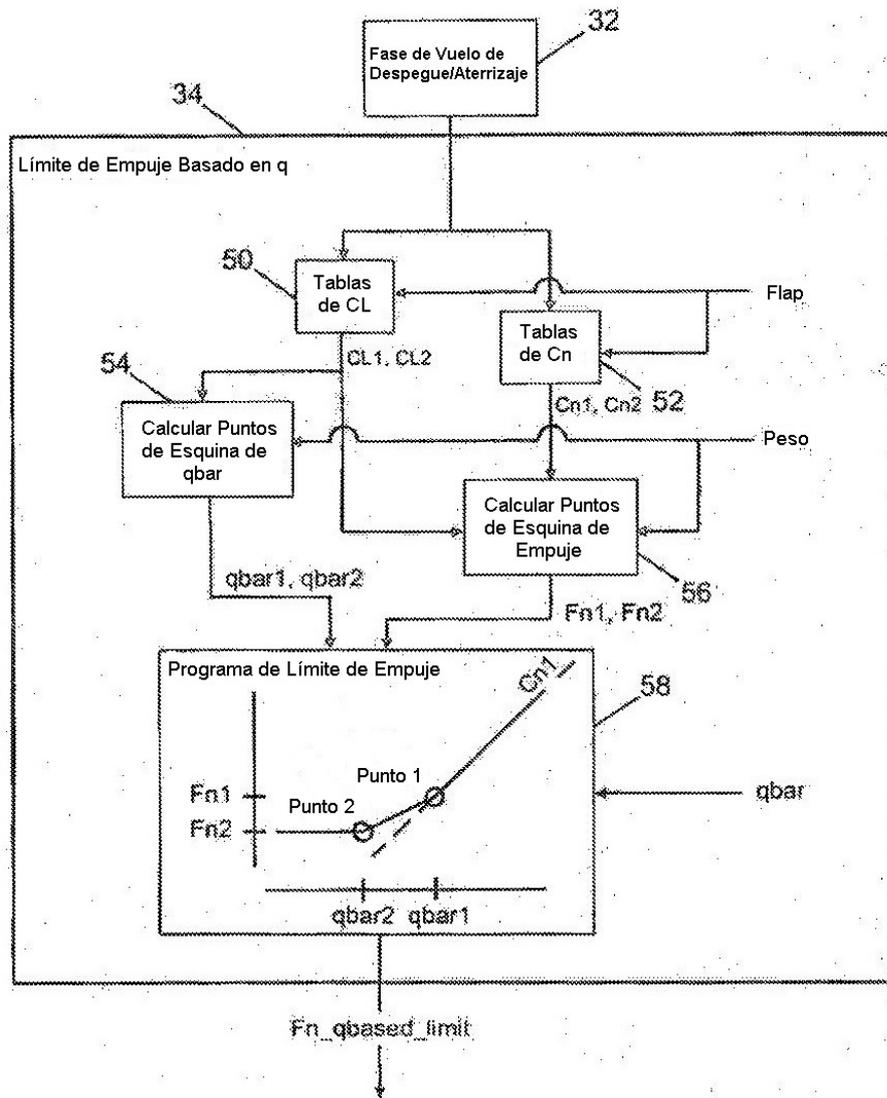


FIG. 4

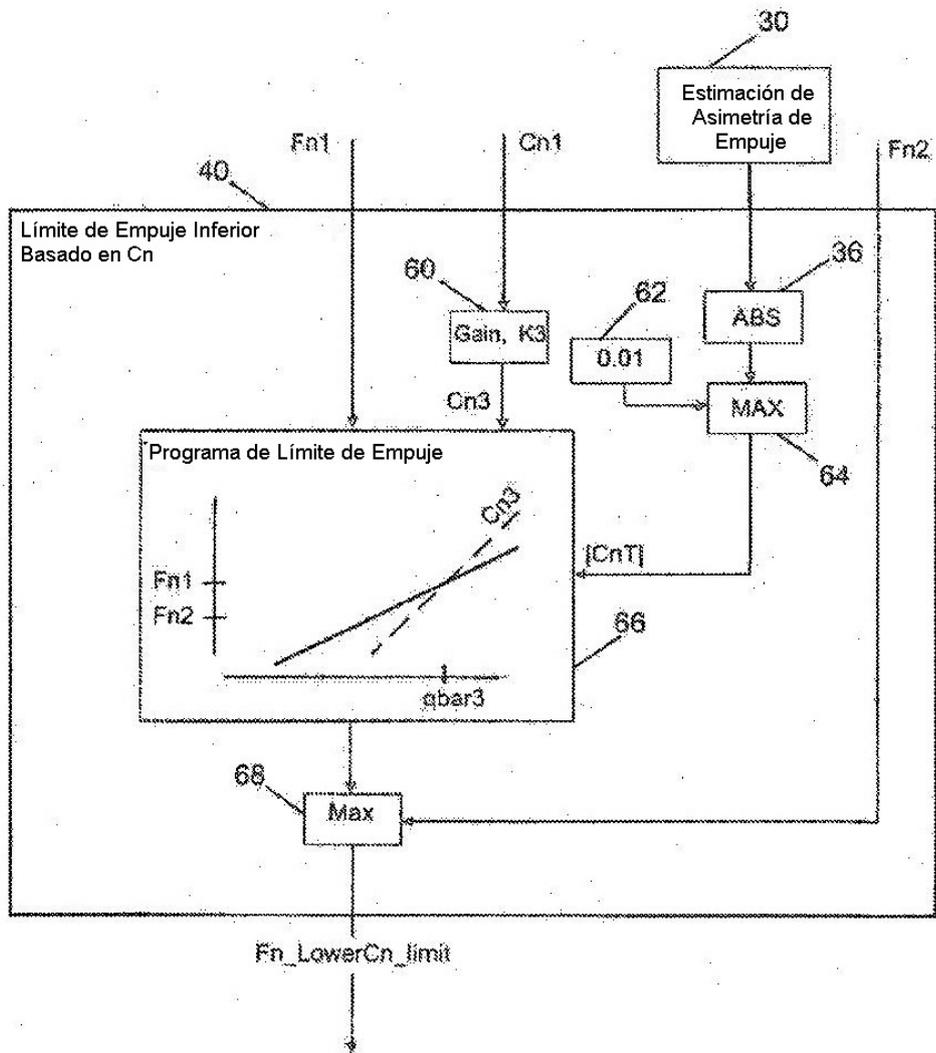


FIG. 5

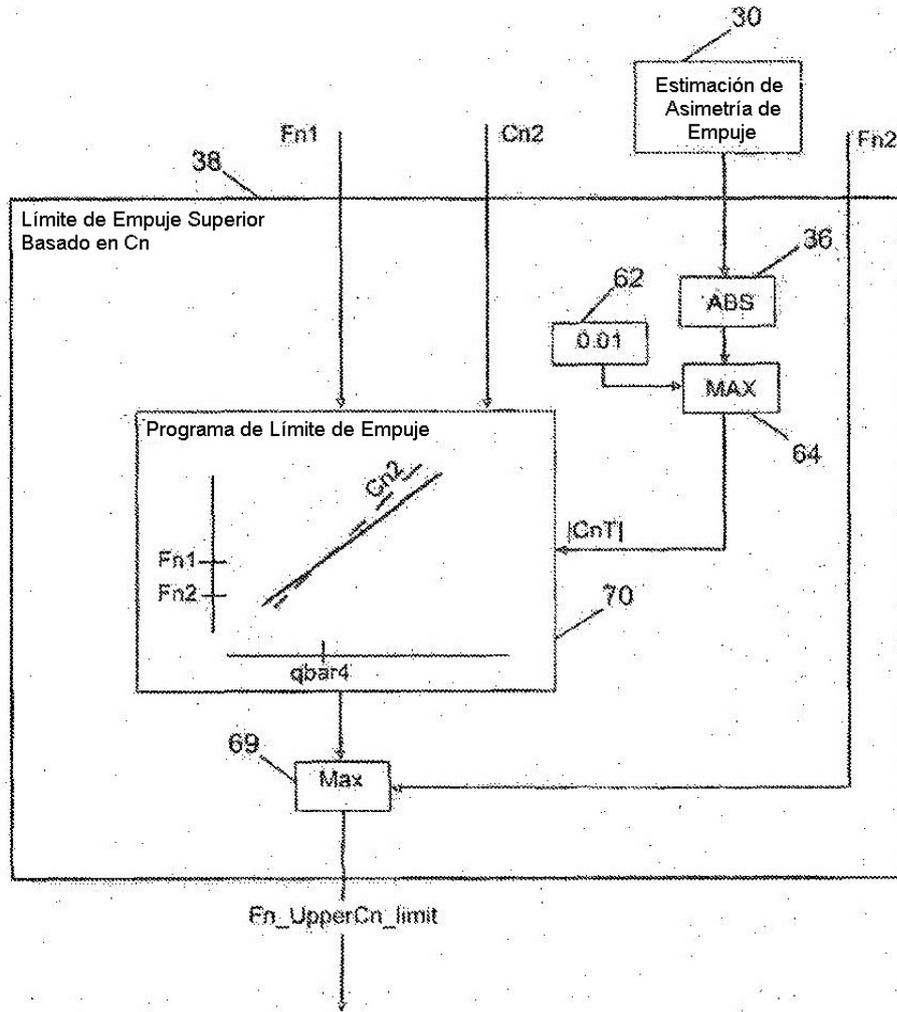


FIG. 6

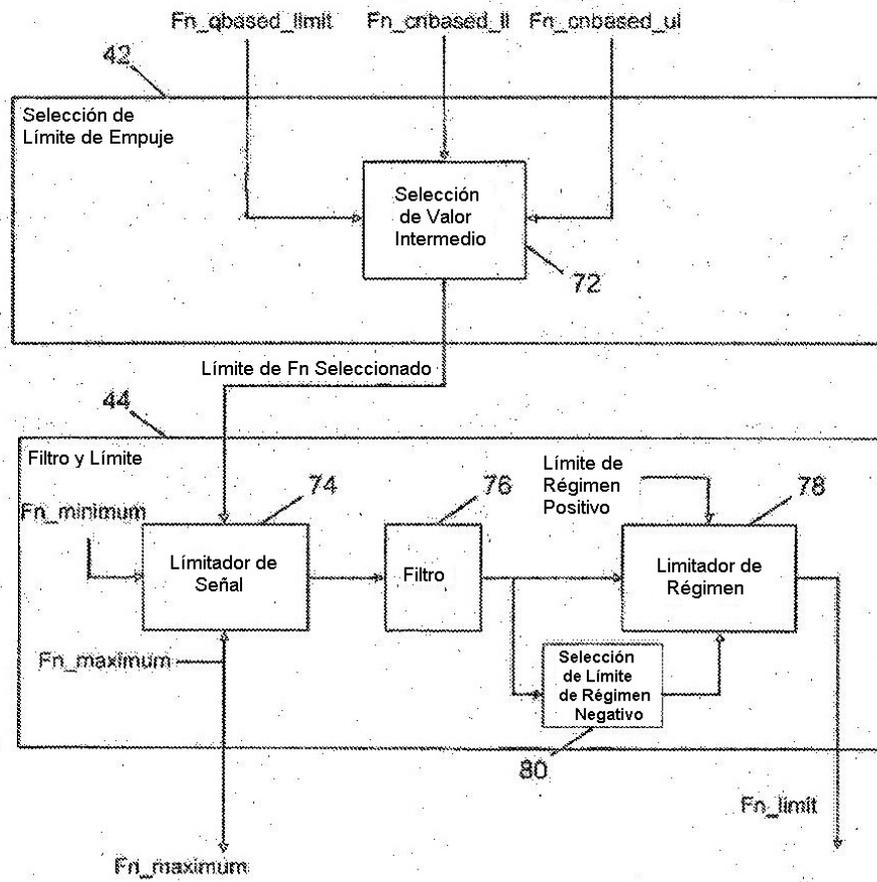


FIG. 7

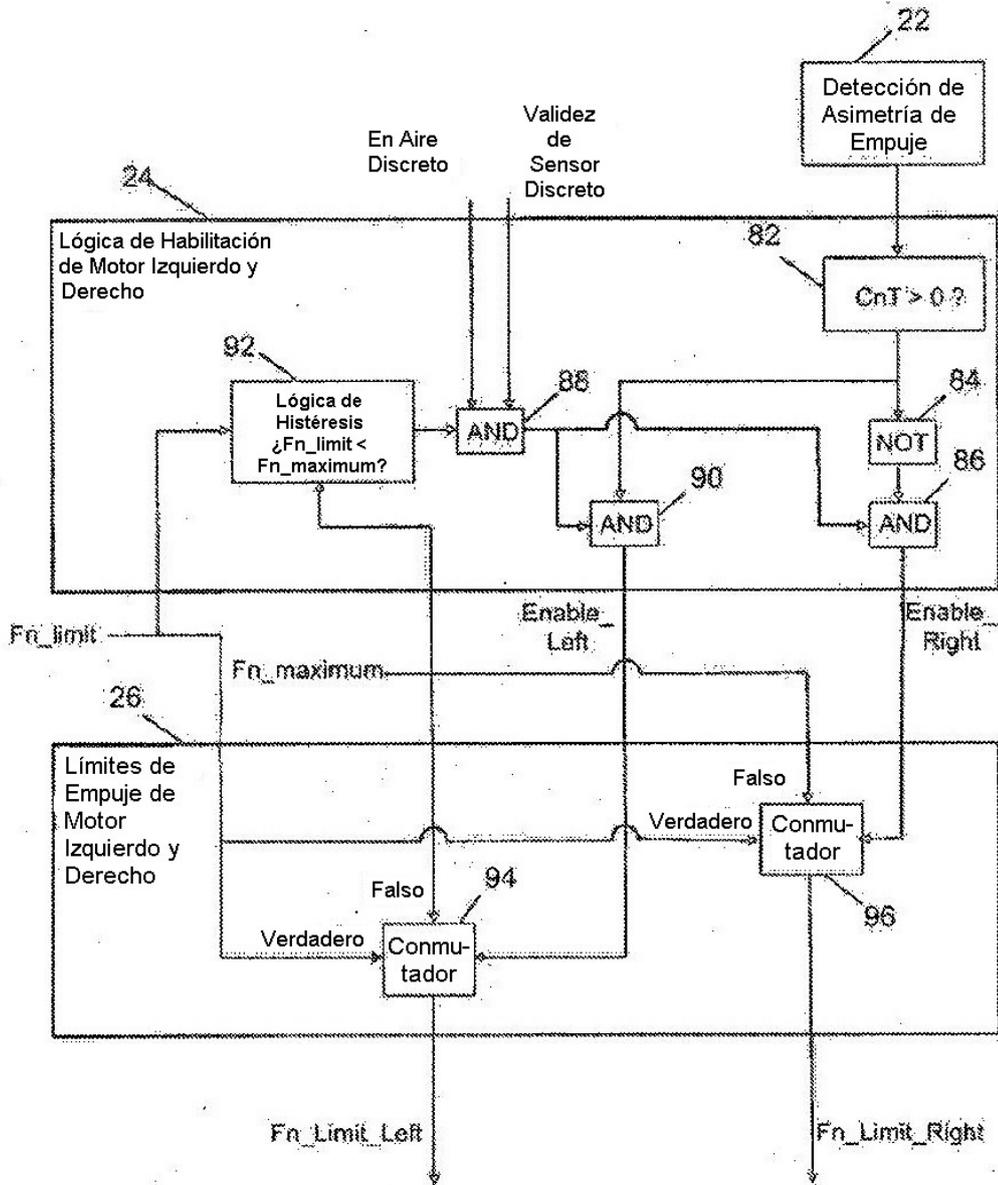


FIG. 8

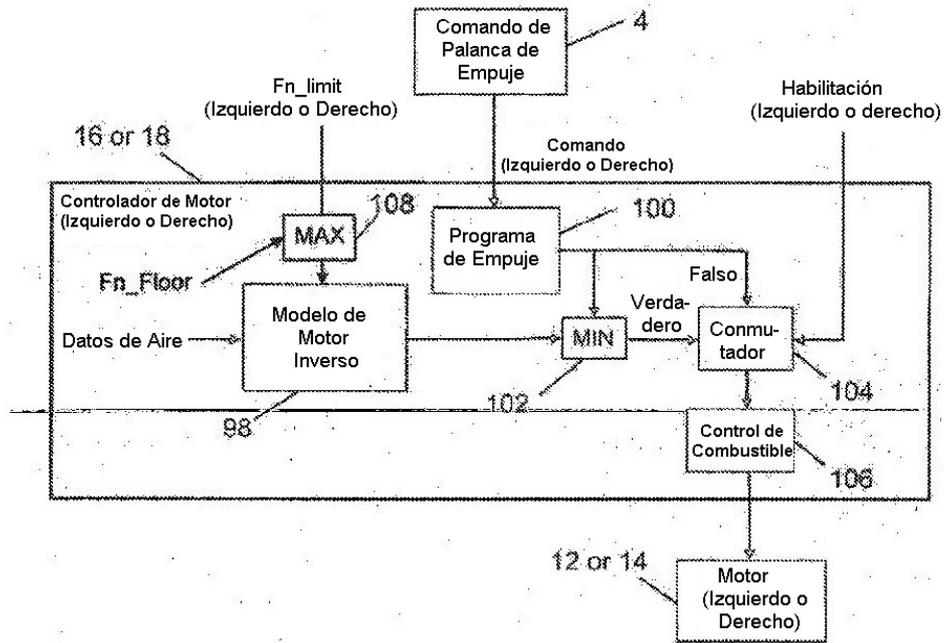


FIG. 9