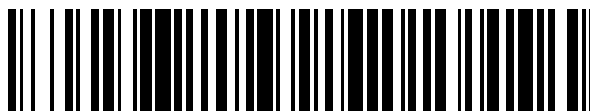


19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 698 249**

51 Int. Cl.:

B64D 43/02 (2006.01)

G05D 1/08 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **13.06.2013 E 13171888 (4)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **15.08.2018 EP 2676883**

54 Título: **Sistema de gestión de detención**

30 Prioridad:

18.06.2012 US 201213526198

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

01.02.2019

73 Titular/es:

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

72 Inventor/es:

**SMYTH, IV, JOSEPH MICHAEL y
LYMAN, FRANK J.**

74 Agente/Representante:

CARVAJAL Y URQUIJO, Isabel

ES 2 698 249 T3

Aviso: En el plazo de nueve meses a contar desde la fecha de publicación en el Boletín Europeo de Patentes, de la mención de concesión de la patente europea, cualquier persona podrá oponerse ante la Oficina Europea de Patentes a la patente concedida. La oposición deberá formularse por escrito y estar motivada; sólo se considerará como formulada una vez que se haya realizado el pago de la tasa de oposición (art. 99.1 del Convenio sobre Concesión de Patentes Europeas).

DESCRIPCIÓN

Sistema de gestión de detención

Campo

5 La presente divulgación se refiere, en general, una aeronave y, en particular, a la gestión del vuelo de una aeronave. De forma aún más particular, la presente divulgación se refiere a un método y un aparato para identificar una condición en la cual una aeronave puede detenerse potencialmente dado un estado actual de la aeronave durante el vuelo.

Antecedentes

10 El estado de una aeronave durante el vuelo está determinado por una serie de factores. Estos factores pueden incluir, por ejemplo, sin limitación, la velocidad de la aeronave, el tamaño de la aeronave, la forma de la aeronave, la forma de las alas de la aeronave, el ángulo de ataque de la aeronave y otros tipos de factores. En algunos casos, las capacidades de maniobra de la aeronave pueden cambiar en respuesta a los cambios en el estado de la aeronave durante el vuelo.

15 Por ejemplo, una aeronave puede detenerse si el ángulo de ataque de la aeronave aumenta de una manera que hace que disminuya la cantidad de sustentación generada por la aeronave durante el vuelo. Tal y como se utiliza en el presente documento, "sustentación" es la fuerza generada cuando el aire fluye sobre una aeronave durante el vuelo. Esta fuerza se opone directamente al peso de la aeronave y mantiene la aeronave en el aire.

20 El ángulo de ataque particular en el que disminuye la sustentación generada por la aeronave puede variar para diferentes tipos de aeronave. El ángulo de ataque en el que una aeronave puede detenerse potencialmente puede basarse en factores como, por ejemplo, sin limitación, el perfil de las alas de la aeronave, la forma en planta de las alas, la relación de aspecto de las alas y otros factores. Además, el ángulo de ataque en el que una aeronave puede detenerse potencialmente corresponde a una velocidad particular para la aeronave. Esta velocidad puede ser referida como una "velocidad de detención".

25 Algunas aeronaves comerciales disponibles actualmente utilizan un sistema de alerta que genera una alerta cuando la velocidad de la aeronave cae por debajo de una velocidad de alerta, que es mayor que la velocidad de detención en alguna cantidad seleccionada. Esta velocidad de alerta también puede denominarse "velocidad mínima". En particular, cuando la velocidad de la aeronave es menor que la velocidad de alerta, se genera una alerta de tal manera que un operador de la aeronave puede tomar medidas para prevenir o al menos reducir la posibilidad de que la aeronave se detenga.

30 La velocidad de detención de una aeronave puede determinar las capacidades de maniobra de la aeronave. Por ejemplo, la velocidad de detención puede determinar las distancias mínimas requeridas para el despegue y el aterrizaje de la aeronave. Estas distancias se conocen como la distancia de despegue y la distancia de aterrizaje, respectivamente, para la aeronave. La distancia de despegue y la distancia de aterrizaje para una aeronave están determinadas por las velocidades más lentas a las que la aeronave es capaz de volar durante el despegue y el aterrizaje sin detenerse. Se puede requerir que las velocidades de despegue y de aterrizaje de una aeronave sean mayores o iguales a la velocidad de alerta de la aeronave.

35 Por consiguiente, la velocidad de detención de una aeronave puede afectar las capacidades de maniobra de la aeronave en diferentes aeropuertos. En particular, la longitud de una pista desde la cual despegue la aeronave en un aeropuerto puede que tenga que ser al menos la longitud de la distancia de despegue. De forma similar, la longitud de la pista en la que aterriza la aeronave en un aeropuerto puede que tenga que ser al menos la longitud de la distancia de aterrizaje. La distancia de despegue y la distancia de aterrizaje para una aeronave pueden reducirse disminuyendo la velocidad de alerta durante el despegue y el aterrizaje, respectivamente.

40 Adicionalmente, la velocidad de detención de una aeronave puede afectar la capacidad de la aeronave para maniobrar en ángulos de inclinación elevados con respecto a diferentes factores de carga. Por ejemplo, el radio de giro de la aeronave puede estar determinado por la velocidad de la aeronave y el ángulo de inclinación transversal máximo en el que la aeronave puede volar mientras se mantiene a la velocidad de alerta y/o por encima de ella. En particular, se requiere que la velocidad de maniobra mínima a la que la aeronave pueda volar con respecto a un factor de carga seleccionado para la aeronave sea mayor que la velocidad de alerta en el factor de carga seleccionado.

45 La distancia de despegue y la distancia de aterrizaje para una aeronave pueden ser establecidas por varias regulaciones, como las definidas por la Administración Federal de Aviación. Algunos sistemas de alerta utilizados actualmente son conservadores con respecto a la velocidad de alerta. Por ejemplo, con estos tipos de sistemas de alerta, se pueden generar alertas a velocidades de alerta más altas para aumentar la seguridad en el funcionamiento de la aeronave. Sin embargo, estas velocidades de alerta más altas pueden hacer que algunos aviones no puedan funcionar en algunos aeropuertos.

55 El documento de la técnica anterior US 5 225 829 A divulga un sistema de alerta de velocidad aerodinámica baja para alertar al piloto de una aeronave de velocidad aerodinámica insuficiente durante un aterrizaje. Este sistema monitoriza

5 varias señales disponibles fácilmente representativas de parámetros de vuelo de una aeronave tal como el ángulo de cabeceo, la velocidad vertical y la velocidad aerodinámica verdadera y advierte al piloto cuando la velocidad aerodinámica del aeronave se está aproximando a una velocidad aerodinámica (energía cinética) que es demasiado baja con respecto al suelo para mantener al aeronave volando a lo largo de la trayectoria de vuelo deseada sin detenerse, o sin una acción por parte del piloto a tiempo para recuperarse.

10 El documento de la técnica anterior US 4 908 619 A divulga una señal de nivel de referencia de "palanca vibratoria" de advertencia de detención que se produce como una función tanto de la posición de los alerones como del empuje total del aeronave. Un término de corrección DELTA alfa se combina con una señal de nivel de referencia de una palanca vibradora estándar que es programado como una función de la posición del alerón de la aeronave. La señal DELTA alfa es programada como una función del coeficiente de empuje bruto total de la aeronave. La señal de nivel de referencia resultante produce advertencias de detención por adelantado que son esencialmente invariables con el nivel de potencia del motor.

15 En el documento de la técnica anterior US 4 590 475 A se divulga un sistema para evitar la detención de una aeronave el cual utiliza mediciones de vuelo tales como aceleraciones, con figuración del aeronave, potencia del motor, condiciones atmosféricas, y otras características relacionadas para computar la velocidad a la cual una aeronave específica posiblemente se detiene en tiempo real. El indicador proporciona una información para evitar la detención continua al piloto junto con señales de advertencia positivas cuando se sobrepasan los márgenes de seguridad críticos.

20 Y el documento de la técnica anterior US 5 119 091 A divulga un sistema de alerta de cortadura del viento que tiene un umbral ajustable en el cual se utiliza una medida del ángulo de ataque para deducir el peso aproximado del aeronave a partir del cual se puede calcular una velocidad de aproximación de aterrizaje normal. La diferencia entre la velocidad de aproximación de aterrizaje computada y la velocidad de aproximación real es utilizada para calcular un diferencial adicional al umbral de detección del sistema de cortadura del viento. El factor adicional y un factor de sincronización predeterminado dependiente de la relación potencia-peso del aeronave se combinan para derivar un nuevo valor de sincronización para un sistema de advertencia umbral variable que retarda la alerta de cortadura de viento basándose en la magnitud de la cortadura del viento y el aumento a lo largo de la velocidad de aproximación normal.

25 Sería deseable tener un método y un aparato que tenga en cuenta al menos algunos de los problemas expuestos anteriormente así como posiblemente otros problemas.

Resumen

30 En un modo de realización ilustrativo, se describe un método para gestionar una aeronave durante el vuelo, el método que incluye identificar un ángulo de ataque de alerta para la aeronave utilizando una velocidad de alerta identificada previamente para la aeronave; identificar un coeficiente de sustentación de alerta para la aeronave utilizando el ángulo de ataque de alerta para la aeronave; e identificar una velocidad de alerta para la aeronave utilizando el coeficiente de sustentación de alerta para la aeronave y un coeficiente de sustentación actual para la aeronave.

35 El método descrito anteriormente puede incluir identificar un conjunto de umbrales para su uso en la generación de una alerta que indique una posible condición de detención para la aeronave utilizando al menos uno de los ángulos de alerta de ataque, el coeficiente de sustentación de alerta y la velocidad de alerta.

40 En una variante de este método, la etapa de identificar el conjunto de umbrales para el uso en la generación de la alerta que indica la condición de detención potencial para la aeronave puede incluir la identificación de al menos uno de, un umbral de ángulo de ataque utilizando el ángulo de ataque de alerta, un umbral de coeficiente de sustentación utilizando el coeficiente de sustentación de alerta, y un umbral de velocidad utilizando la velocidad de alerta.

45 El método definido anteriormente puede incluir además generar la alerta cuando al menos uno de los ángulos de ataque de la aeronave es mayor que el umbral del ángulo de ataque, el coeficiente de sustentación actual de la aeronave es mayor que el umbral del coeficiente de sustentación y una velocidad de la aeronave está por debajo del umbral de velocidad; y enviar la alerta a una palanca vibradora en la aeronave.

50 En una variante de este método la etapa de identificar el ángulo de ataque de alerta para la aeronave e utilizando la velocidad de alerta identificada previamente para la aeronave puede incluir identificar un ángulo de ataque de alerta inicial utilizando una posición de retención del alerón y una tabla; identificar una desviación de compensación del Mach utilizando la velocidad de alerta identificada previamente para la aeronave; e identificar el ángulo de ataque de alerta para la aeronave utilizando el ángulo de ataque de alerta inicial y la desviación de compensación del Mach.

55 En una variante más de este método, la etapa de identificar el ángulo de ataque de alerta para la aeronave utilizando el ángulo de ataque de alerta inicial y la desviación de compensación del Mach puede incluir la identificación del ángulo de ataque de alerta para la aeronave utilizando el ángulo de ataque de alerta inicial, la desviación de compensación del Mach, y al menos uno de, una desviación de cargas de ala actual, una desviación de compensación del freno de velocidad y una desviación del ángulo de ataque.

En este método anterior, en el que la etapa de identificar el coeficiente de sustentación de alerta para la aeronave utilizando el ángulo de ataque de alerta para la aeronave puede incluir identificar el coeficiente de sustentación de alerta para la aeronave utilizando el ángulo de ataque de alerta para la aeronave, una posición de retención del alerón, y una tabla.

- 5 En una variante del método, la etapa de identificar la velocidad de alerta para la aeronave utilizando el coeficiente de sustentación de alerta para la aeronave y el coeficiente de sustentación actual para la aeronave puede incluir identificar el coeficiente de sustentación actual para la aeronave utilizando un ángulo de ataque corregido, una posición de retención del alerón, y una tabla; dividir el coeficiente de sustentación actual por el coeficiente de sustentación alerta para generar un factor de sustentación; identificar una raíz cuadrada del factor de sustentación para generar un factor de velocidad; e identificar la velocidad de alerta utilizando el factor de velocidad y una velocidad actual para la aeronave, en donde la velocidad de alerta es un Mach de alerta para la aeronave y la velocidad actual es un Mach actual para la aeronave.

- 10 En dicho método, la etapa de identificar el coeficiente de sustentación de alerta para la aeronave utilizando el ángulo de ataque de alerta para la aeronave puede incluir identificar el coeficiente de sustentación de alerta para la aeronave utilizando el ángulo de ataque de alerta para la aeronave en el cual el coeficiente de sustentación de alerta es sustancialmente un porcentaje seleccionado menor que el coeficiente de sustentación de detención actual para la aeronave.

- 15 En una variante del método, se realizan las etapas para identificar el ángulo de ataque de alerta para la aeronave utilizando la velocidad de alerta identificada previamente para la aeronave; identificar el coeficiente de sustentación de alerta para la aeronave utilizando el ángulo de ataque de alerta para la aeronave; e identificar la velocidad de alerta para la aeronave utilizando el coeficiente de sustentación de alerta para la aeronave y el coeficiente de sustentación actual para la aeronave para una maniobra de la aeronave.

- 20 En otro modo de realización, se divulga un método para indicar una condición de detención potencial para una aeronave durante el vuelo, el método que incluye identificar un coeficiente de sustentación de alerta para la aeronave; ajustar el coeficiente de sustentación de alerta en respuesta a un número de cambios en el estado actual de la aeronave; e identificar un conjunto de umbrales para el uso en la generación de una alerta que indica que la aeronave ha alcanzado la condición de detención potencial utilizando el coeficiente de sustentación de alerta.

- 25 Este método puede incluir generar la alerta, en donde la alerta comprende al menos uno de una alerta táctil, una alerta visual, una alerta audible y un mensaje.

- 30 En otro modo de realización más, se describe un sistema de gestión de detención que incluye un generador de umbrales configurado para identificar un ángulo de ataque de alerta para una aeronave utilizando una velocidad de alerta previamente identificada para la aeronave; identificar un coeficiente de sustentación de alerta para la aeronave utilizando el ángulo de ataque de alerta para la aeronave; e identificar una velocidad de alerta para la aeronave utilizando el coeficiente de sustentación de alerta para la aeronave y un coeficiente de sustentación actual para la aeronave.

- 35 En un sistema de gestión de detención de este tipo, el generador de umbrales puede configurarse para identificar un conjunto de umbrales para utilizar en la generación de una alerta que indique una condición de detención potencial para la aeronave utilizando al menos uno de los ángulos de ataque de alerta, el coeficiente de sustentación de alerta y la velocidad de alerta.

- 40 El generador de umbrales del sistema de gestión de detención anterior puede configurarse para identificar el conjunto de umbrales para utilizar en la generación de la alerta que indica la posible condición de detención para la aeronave identificando al menos uno de, un umbral de ángulo de ataque utilizando el ángulo de ataque de alerta, un umbral de coeficiente de sustentación utilizando el coeficiente de sustentación de alerta y un umbral de velocidad utilizando la velocidad de alerta.

- 45 El sistema de gestión de detención del tipo descrito anteriormente puede incluir además un generador de alertas configurado para recibir el conjunto de umbrales del generador de umbrales y generar la alerta cuando al menos uno de, un ángulo de ataque de la aeronave es mayor que el umbral de ángulo de ataque, el coeficiente de sustentación actual de la aeronave es mayor que el umbral del coeficiente de sustentación, y una velocidad de la aeronave está por debajo del umbral de velocidad y envía la alerta a una palanca vibradora en la aeronave.

- 50 En una variante del sistema de gestión de detención, el generador de umbrales puede configurarse para identificar el ángulo de ataque de alerta mediante la identificación de un ángulo de ataque de alerta inicial utilizando una posición de retención del alerón y una tabla de varias tablas; identificar una desviación de compensación del Mach utilizando la velocidad de alerta identificada previamente para la aeronave; e identificar el ángulo de ataque de alerta para la aeronave utilizando el ángulo de ataque de alerta inicial y la desviación de compensación del Mach.

- 55 En un sistema de gestión de detención de este tipo, el generador de umbrales puede configurarse para identificar el ángulo de ataque de alerta para la aeronave identificando el ángulo de ataque de alerta para la aeronave utilizando el

ángulo de ataque de alerta inicial, la desviación de compensación del Mach y al menos uno de, una desviación de cargas de ala actual, una desviación de compensación de freno de velocidad, y una desviación de ángulo de ataque.

5 El generador de umbrales del sistema de gestión de detención descrito anteriormente puede configurarse para identificar el coeficiente de sustentación de alerta para la aeronave utilizando el ángulo de ataque de alerta para la aeronave, una posición de retención del alerón y una tabla.

10 Además, en un sistema de gestión de pérdida de este tipo, el generador de umbrales puede configurarse además para realizar las etapas de identificar el ángulo de ataque de alerta para la aeronave utilizando la velocidad de alerta identificada previamente para la aeronave; identificar el coeficiente de sustentación de alerta para la aeronave utilizando el ángulo de ataque de alerta para la aeronave; e identificar la velocidad de alerta para la aeronave utilizando el coeficiente de sustentación de alerta para la aeronave y el coeficiente de sustentación actual para la aeronave para una maniobra para la aeronave.

Las características y funciones pueden lograrse independientemente en diversos modos de realización de la presente divulgación o pueden combinarse en otros modos de realización adicionales en los cuales se pueden ver detalles adicionales con referencia a la siguiente descripción y dibujos.

15 Breve descripción de los dibujos

20 Las características novedosas que se consideran características de los modos de realización ilustrativos se establecen en las reivindicaciones adjuntas. Sin embargo, los modos de realización ilustrativos, así como un modo de uso preferido, objetivos adicionales y ventajas de los mismos, se entenderán mejor haciendo referencia a la siguiente descripción detallada de un modo de realización ilustrativo de la presente divulgación cuando se lea junto con los dibujos adjuntos, en los que:

La figura 1 es una ilustración de una aeronave de acuerdo con un modo de realización ilustrativo;

La figura 2 es una ilustración de una aeronave en un entorno de aeronave en forma de un diagrama de bloques de acuerdo con un modo de realización ilustrativo;

25 La figura 3 es una ilustración de un número de factores que afectan a la sustentación creada por una aeronave en forma de un diagrama de bloques de acuerdo con un modo de realización ilustrativo;

La figura 4 es una ilustración de un sistema de gestión de detención implementado en un sistema de control de vuelo en forma de un diagrama de bloques de acuerdo con un modo de realización ilustrativo;

La figura 5 es una ilustración de la lógica para su uso en la identificación de una velocidad de alerta de acuerdo con un modo de realización ilustrativo;

30 La figura 6 es una ilustración de la lógica para identificar un ángulo de ataque de alerta de acuerdo con un modo de realización ilustrativo;

La figura 7 es una ilustración de la lógica utilizada para identificar una desviación de compensación del Mach de acuerdo con un modo de realización ilustrativo;

35 La figura 8 es una ilustración de la lógica para identificar una velocidad de maniobra mínima durante una maniobra de giro de acuerdo con un modo de realización ilustrativo;

La figura 9 es una ilustración de la lógica para identificar una velocidad de alerta de acuerdo con un modo de realización ilustrativo;

La figura 10 es una ilustración de la lógica para generar una alerta de acuerdo con un modo de realización ilustrativo;

40 La figura 11 es una ilustración de una tabla para identificar un coeficiente de sustentación de acuerdo con un modo de realización ilustrativo;

La figura 12 es una ilustración de un gráfico de coeficientes de sustentación frente a números del Mach de acuerdo con un modo de realización ilustrativo;

La figura 13 es una ilustración de un proceso para gestionar el vuelo de una aeronave en forma de un diagrama de flujo de acuerdo con un modo de realización ilustrativo; y

45 La figura 14 es una ilustración de un sistema de procesamiento de datos de acuerdo con un modo de realización ilustrativo.

Descripción detallada

Los modos de realización ilustrativos reconocen y tienen en cuenta una o más consideraciones. Por ejemplo, los modos de realización ilustrativos reconocen y tienen en cuenta que con algunos sistemas de alerta disponibles

actualmente, las velocidades de alerta utilizadas para generar alertas se basan en la suposición de que la sustentación generada por la aeronave permanece sustancialmente constante durante el vuelo. En otras palabras, se utiliza un coeficiente de sustentación de alerta fijo para identificar la velocidad de alerta para una aeronave. Este coeficiente de sustentación de alerta fijo puede ser una cantidad seleccionada menor que el coeficiente de sustentación de detención previsto para la aeronave. Sin embargo, los modos de realización ilustrativos reconocen y tienen en cuenta que el coeficiente de sustentación real de una aeronave puede cambiar a medida que cambia el estado de la aeronave durante el vuelo. Además, la velocidad de detención de una aeronave puede cambiar a medida que cambia el coeficiente de sustentación de la aeronave.

Por ejemplo, el coeficiente de sustentación para un ángulo de ataque seleccionado puede disminuir a medida que aumenta el número de Mach de la aeronave. Tal y como se utiliza en el presente documento, el número de Mach de una aeronave representa la velocidad de la aeronave a través del aire dividido por la velocidad local del sonido. El número de Mach de una aeronave puede variar basándose en las condiciones del aire alrededor de la aeronave. Estas condiciones pueden incluir, por ejemplo, temperatura y/o presión.

Los modos de realización ilustrativos reconocen y tienen en cuenta que el coeficiente de sustentación de alerta fijo utilizado por algunos sistemas de alerta disponibles actualmente puede corresponder a velocidades de alerta que son más altas que las necesarias para el despegue y el aterrizaje. Además, los modos de realización ilustrativos reconocen y tienen en cuenta que, en algunos casos, durante el vuelo, la velocidad de alerta identificada mediante un coeficiente de sustentación de alerta fijo puede ser inferior a la velocidad de detención de la aeronave. Por consiguiente, no se puede generar una alerta antes de que la aeronave haya alcanzado la velocidad de detención de la aeronave. Sin esta alerta, un operador de la aeronave puede detenerla inadvertidamente mientras realiza las maniobras necesarias para cumplir una misión.

Además, los diferentes modos de realización ilustrativos reconocen y tienen en cuenta que algunos sistemas de alerta utilizados actualmente generan alertas basadas en el ángulo de ataque de la aeronave. Por ejemplo, estos sistemas de alerta pueden generar una alerta cuando el ángulo de ataque de la aeronave es más alto que un ángulo de ataque de alerta. Los modos de realización ilustrativos reconocen y tienen en cuenta que el ángulo de ataque de alerta utilizado por estos sistemas de alerta utilizados actualmente puede que no tenga en cuenta los cambios en el coeficiente de sustentación de detención de la aeronave y/o el estado de la aeronave.

Por lo tanto, los modos de realización ilustrativos proporcionan un método y un aparato para identificar una velocidad de alerta para la aeronave con un nivel de precisión deseado. En particular, los diferentes modos de realización ilustrativos proporcionan un sistema de gestión de detención configurado para identificar una velocidad de alerta para la aeronave basándose en un coeficiente de sustentación de alerta para la aeronave que puede cambiar en respuesta al cambio de estado de la aeronave. En un modo de realización ilustrativo, se proporciona un método para gestionar el vuelo de una aeronave. Se identifica un ángulo de ataque de alerta para la aeronave utilizando una velocidad de alerta de retroalimentación para la aeronave. Se identifica un coeficiente de sustentación de alerta utilizando el ángulo de ataque de alerta. La velocidad de alerta para la aeronave se calcula utilizando el coeficiente de sustentación de alerta y un coeficiente de sustentación corregido para la aeronave. La velocidad de alerta se utiliza como la velocidad de alerta de retroalimentación para identificar el ángulo de ataque de alerta.

Con referencia ahora a las figuras, y en particular, con referencia a la figura 1, se representa una ilustración de una aeronave de acuerdo con un modo de realización ilustrativo. En este ejemplo ilustrativo, la aeronave 100 tiene un ala 102 y un ala 104 unidas al cuerpo 106. La aeronave 100 incluye el motor 108 unido al ala 102 y el motor 110 unido al ala 104. El cuerpo 106 tiene una sección 112 de cola. Un estabilizador 114 horizontal, un estabilizador 116 horizontal y un estabilizador 118 vertical están unidos a la sección 112 de cola del cuerpo 106.

La aeronave 100 es un ejemplo de una aeronave en la que se puede implementar un sistema de gestión de detención de acuerdo con un modo de realización ilustrativo. El sistema de gestión de detención se puede utilizar para identificar una velocidad de alerta para la aeronave que puede cambiar en respuesta al cambio de estado de la aeronave. En particular, el sistema de gestión de detención utiliza un coeficiente de sustentación que cambia basándose en los cambios en el estado de la aeronave durante el vuelo. Como resultado, este sistema de gestión de detención puede ser capaz de identificar una velocidad de alerta que tenga en cuenta los cambios en el estado de la aeronave durante el vuelo y se mantenga en todo momento por encima de la velocidad de detención de la aeronave.

Además, cuando se utiliza un coeficiente de sustentación de alerta variable, se puede identificar una velocidad de alerta que sea menos conservadora que la velocidad de alerta identificada utilizando un coeficiente de sustentación de alerta fijo. En otras palabras, la velocidad de alerta identificada utilizando el coeficiente de sustentación de alerta variable puede ser más baja que la velocidad de alerta identificada utilizando el coeficiente de sustentación de alerta fijo. Por consiguiente, las capacidades de maniobra de la aeronave pueden ser aumentadas. En particular, un operador puede realizar más maniobras con la aeronave antes de recibir una alerta. Además, la distancia de despegue y la distancia de aterrizaje requeridas por la aeronave pueden reducirse de modo que la aeronave pueda funcionar en un número mayor de aeropuertos.

Volviendo ahora a la figura 2, se representa una ilustración de una aeronave en el entorno de una aeronave en forma de diagrama de bloques de acuerdo con un modo de realización ilustrativo. En este ejemplo ilustrativo, el entorno 200

de aeronave incluye la aeronave 202. La aeronave 100 en la figura 1 es un ejemplo de una implementación para la aeronave 202 mostrada en forma de bloque en la figura 2.

Tal y como se representa, la aeronave 202 genera una sustentación 204 durante el vuelo a través del aire 205. La sustentación 204 puede verse afectada por un número de factores 206 durante el vuelo de la aeronave 202. Tal y como se utiliza en el presente documento, un "número de" elementos significa uno o más elementos. Por ejemplo, el número de factores 206 puede ser uno o más factores de sustentación. El número de factores 206 puede incluir al menos uno de, el número de factores 208 de la aeronave, el número de factores 210 de movimiento y el número de factores 212 del entorno.

Como se utiliza en el presente documento, la frase "al menos uno de", cuando se utiliza con una lista de elementos, significa que se pueden utilizar diferentes combinaciones de uno o más de los elementos enumerados y solo se puede necesitar uno de cada elemento de la lista. Por ejemplo, "al menos uno del elemento A, el elemento B y el elemento C" puede incluir, sin limitación, el elemento A o el elemento A y el elemento B. Este ejemplo también puede incluir el elemento A, el elemento B y el elemento C, o el elemento B y el elemento C. En otros ejemplos, "al menos uno de" puede ser, por ejemplo, sin limitación, dos del elemento A, uno del elemento B y diez del elemento C; cuatro del elemento B y siete del elemento C; o alguna otra combinación adecuada.

El número de factores 208 de la aeronave puede incluir uno o más factores relacionados con el tamaño y/o la forma de la aeronave 202. El número de factores 210 de movimiento puede incluir uno o más factores relacionados con el movimiento de la aeronave 202 a través del aire 205. Además, el número de factores 212 del entorno puede incluir uno o más factores relacionados con el aire 205.

En estos ejemplos ilustrativos, la aeronave 202 comprende un sistema 214 de sensor y un sistema 216 de gestión de detención. El sistema 214 de sensor está configurado para monitorizar el número de factores 206, mientras que el sistema 216 de gestión de detención está configurado para alertar al operador 217 de la aeronave 202 de que puede ocurrir una situación indeseable durante el vuelo de la aeronave 202 basándose en el número de factores 206.

Tal y como se representa, el sistema 214 de sensor comprende un número de sensores 218. El número de sensores 218 puede incluir, por ejemplo, sin limitación, al menos uno de, un indicador de ángulo de ataque, un sensor de posición, un sensor de temperatura, un sensor de movimiento y otros tipos adecuados de sensores.

El número de sensores 218 puede configurarse para generar datos 220 para al menos una porción del número de factores 206. Los datos 220 pueden incluir, por ejemplo, sin limitación, valores para el número de factores 206. En algunos casos, al menos una porción de los datos 220 se puede generar de forma continua en un tiempo sustancialmente real. En otros ejemplos, una parte de los datos 220 se puede generar en intervalos de tiempo especificados.

El sistema 216 de gestión de detención está configurado para recibir datos 220 del sistema 214 de sensor. El sistema 216 de gestión de detención está configurado para identificar limitaciones para el vuelo de la aeronave 202 utilizando los datos 220, de modo que puede reducirse la posibilidad de que la aeronave 202 se detenga durante el vuelo.

En estos ejemplos ilustrativos, el sistema 216 de gestión de detención puede implementarse utilizando hardware, software o una combinación de los dos. Por ejemplo, el sistema 216 de gestión de detención puede implementarse en el sistema 222 informático. El sistema 222 informático puede comprender uno o más ordenadores. Cuando hay más de un ordenador presente, estos ordenadores pueden estar en comunicación entre sí a través de un medio de comunicación, tal como, por ejemplo, una red.

Tal y como se representa, el sistema 216 de gestión de detención comprende un generador 224 de umbrales y un generador 226 de alerta. En estos ejemplos ilustrativos, el generador 224 de umbrales está configurado para generar un conjunto 228 de umbrales utilizando los datos 220 recibidos del sistema 214 de sensor. Tal y como se utiliza en el presente documento, un "conjunto de" elementos significa uno o más elementos. Por ejemplo, el conjunto 228 de umbrales puede comprender uno o más umbrales de alerta. El generador 226 de alertas puede generar la alerta 230 cuando se cruzan uno o más umbrales en el conjunto 228 de umbrales.

En estos ejemplos ilustrativos, el conjunto 228 de umbrales puede incluir al menos uno de, el umbral 231 de ángulo de ataque, el umbral 232 de coeficiente de sustentación y el umbral 234 de velocidad. El umbral 231 de ángulo de ataque es un ángulo de ataque que es menor que el ángulo de ataque crítico para la aeronave 202 en alguna cantidad seleccionada. El ángulo crítico de ataque es el ángulo de ataque en el que la aeronave 202 puede detenerse dado el estado actual de la aeronave 202 durante el vuelo.

El umbral 232 de coeficiente de sustentación es un coeficiente de sustentación que es más bajo que el coeficiente de sustentación de detención para la aeronave 202 en una cantidad seleccionada. El coeficiente de sustentación de detención es el coeficiente de sustentación en el que la aeronave 202 puede detenerse dado el estado actual de la aeronave 202 durante el vuelo.

Además, el umbral 234 de velocidad es una velocidad mayor que la velocidad de detención para la aeronave 202. La velocidad de detención es la velocidad a la que la aeronave 202 puede detenerse dado el estado actual de la aeronave

202. El umbral 234 de velocidad se puede representar de varias maneras diferentes. Por ejemplo, el umbral 234 de velocidad puede expresarse en nudos, millas por hora, número de Mach o algún otro tipo de representación de velocidad.

5 El conjunto 228 de umbrales se puede generar de varias maneras diferentes. En un ejemplo ilustrativo, el generador 224 de umbrales utiliza los datos 220 para identificar el ángulo 236 de ataque y la forma 238 del ala. Tal y como se utiliza en el presente documento, el ángulo 236 de ataque es el ángulo entre las líneas de cuerda de las alas de la aeronave 202 y el vector que representa el movimiento relativo entre la aeronave 202 y el aire 205. La línea de cuerda de un ala, tal y como se utiliza en el presente documento, es una línea recta imaginaria entre el borde de fuga del ala y el centro de curvatura del borde delantero de la sección transversal de la forma 238 del ala.

10 En estos ejemplos, la forma 238 del ala también puede denominarse "perfil aerodinámico" o "configuración del ala". La forma 238 del ala puede incluir la forma de un ala en la aeronave 202 y cualquier alerón, aleta de borde de ataque y/u otras superficies de control unidas al ala.

15 El generador 224 de umbrales utiliza el ángulo 236 de ataque y la forma 238 de ala para identificar el coeficiente 240 de sustentación para la aeronave 202. El coeficiente 240 de sustentación es un coeficiente de sustentación actual para la aeronave 202. Además, el generador 224 de umbrales utiliza la forma 238 de ala y el ángulo 242 de ataque de alerta para identificar el coeficiente 244 de sustentación de alerta. El ángulo 242 de ataque de alerta puede ser identificado por el generador 224 de umbrales utilizando la retroalimentación 248.

20 En algunos ejemplos ilustrativos, el coeficiente 244 de sustentación de alerta puede identificarse de tal manera que el coeficiente 244 de sustentación de alerta sea siempre sustancialmente un porcentaje seleccionado menor que el coeficiente de sustentación de detención actual para la aeronave 202. En algunos casos, este porcentaje seleccionado puede ser alrededor del cinco por ciento, diez por ciento o algún otro porcentaje seleccionado. De esta manera, cuando el coeficiente de sustentación de detención para la aeronave 202 cambia basándose en los cambios en el estado de la aeronave 202, el umbral 232 de coeficiente de sustentación también cambia.

25 En este ejemplo ilustrativo, el coeficiente 244 de sustentación de alerta y el coeficiente 240 de sustentación se utilizan para identificar la velocidad 246 de alerta. La velocidad 246 de alerta puede utilizarse como retroalimentación 248 para identificar un ángulo 242 de ataque de alerta posterior. El ángulo 242 de ataque de alerta posterior es el ángulo de ataque para la aeronave 202 en un punto en el tiempo posterior al punto en el tiempo actual. Por consiguiente, la retroalimentación 248 utilizada para identificar el ángulo 242 de ataque de alerta es una velocidad 246 de alerta identificada previamente en este ejemplo ilustrativo. De esta manera, el ángulo de 242 ataque de alerta y el coeficiente 30 244 de sustentación de alerta pueden ajustarse basándose en una serie de cambios en el estado actual de la aeronave 202 durante el vuelo. Estos cambios pueden incluir cambios en uno o más de un número de factores 206.

35 En algunos ejemplos ilustrativos, la velocidad 246 de alerta puede identificarse para una maniobra particular para la aeronave 202. Por ejemplo, una velocidad 246 de alerta puede identificarse para una maniobra de giro para la aeronave 202 en la que la aeronave 202 vuela en un ángulo de inclinación transversal mayor que aproximadamente cero grados. Esta velocidad de alerta puede ser diferente de la velocidad de alerta para la aeronave 202 durante un vuelo sustancialmente nivelado.

40 El generador 224 de umbrales puede utilizar un número de estructuras 250 de datos y/o un modelo 252 para identificar el coeficiente 240 de sustentación, el ángulo 242 de ataque de alerta, el coeficiente 244 de sustentación de alerta, la velocidad 246 de alerta y/u otros tipos de parámetros. El número de estructuras 250 de datos puede tomar la forma de, por ejemplo, sin limitación, el número de tablas 251. Por supuesto, en otros ejemplos ilustrativos, una estructura de datos en un número estructuras 250 de datos puede comprender al menos una de, una base de datos, una tabla, un archivo plano, una lista vinculada, una hoja de cálculo, un modelo, una memoria asociativa, o algún otro tipo adecuado de estructura de datos. El modelo 252 puede comprender, por ejemplo, sin limitación, cualquier número de ecuaciones, algoritmos y/o procesos para calcular valores para estos parámetros.

45 El generador 224 de umbrales puede utilizar al menos un ángulo 242 de ataque de alerta, un coeficiente 244 de sustentación de alerta y una velocidad 246 de alerta como umbral 231 de ángulo de ataque, umbral 232 de coeficiente de sustentación y umbral 234 de velocidad, respectivamente, para formar un conjunto 228 de umbrales. El generador 224 de umbrales envía un conjunto 228 de umbrales para alertar al generador 226.

50 Dependiendo de la implementación, el generador 224 de umbrales puede generar un conjunto 228 de umbrales continuamente durante el vuelo de la aeronave 202, en respuesta a la ocurrencia de un evento periódico y/o un evento no periódico. Además, el conjunto 228 de umbrales puede tener en cuenta los cambios en el estado de la aeronave 202 durante el vuelo con respecto al número de factores 206. Además, el conjunto 228 de umbrales puede tener en cuenta las maniobras, como giros, que realiza la aeronave 202. De esta manera, el conjunto 228 de umbrales puede identificarse dinámicamente para la aeronave 202 durante el vuelo.

55 El generador 226 de alertas puede utilizar al menos uno de, el umbral 231 de ángulo de ataque, el umbral 232 de coeficiente de sustentación y el umbral 234 de velocidad en el conjunto 228 de umbrales para formar la alerta 230. En estos ejemplos ilustrativos, la alerta 230 puede tomar la forma de al menos una alerta visual, una alerta sonora, una alerta táctil y algún otro tipo de alerta. La alerta 230 indica una condición 256 de detención potencial. En particular, la

5 alerta 230 puede indicar que la aeronave 202 ha alcanzado la condición 256 de detención potencial. Cuando la aeronave 202 alcanza la condición 256 de detención potencial, la aeronave 202 puede estar cerca de detenerse. Por ejemplo, cuando la aeronave 202 se encuentra en una condición 256 de detención potencial, la aeronave 202 puede aproximarse al menos a uno de los ángulos críticos de ataque, coeficiente de sustentación de detención y/o velocidad de detención para la aeronave 202.

La alerta 230 se puede generar de una manera que es detectada por el operador 217 de la aeronave 202. El operador 217 de la aeronave 202 puede realizar cualquier número de maniobras para prevenir o reducir la posibilidad de que la aeronave 202 se detenga.

10 De esta manera, los modos de realización ilustrativos proporcionan un sistema para gestionar el vuelo de la aeronave 202. En particular, el sistema 216 de gestión de detención permite que el operador 217 de la aeronave 202 se presente en la alerta 230, lo que indica una condición 256 de detención potencial con mayor precisión en comparación con algunos sistemas de gestión de detención disponibles actualmente. Además, el sistema 216 de gestión de detención puede aumentar el rango de velocidades a las que la aeronave 202 puede funcionar, el número de maniobras que puede realizar la aeronave 202, o ambas aumentan la velocidad a la que la aeronave 202 puede funcionar y aumentar la cantidad de maniobras que pueden ser realizadas por la aeronave 202. Este aumento en al menos uno de los rangos de velocidades y maniobras puede ser provisto por la actualización del conjunto 228 de umbrales para generar la alerta 230 en base al estado actual de la aeronave 202.

20 Con referencia ahora a la figura 3, se representa una ilustración del número de factores 206 que afectan a la sustentación 204 creada por la aeronave 202 en forma de un diagrama de bloques, de acuerdo con un modo de realización ilustrativo. Tal y como se representa, el número de factores 206 puede incluir el número de factores 208 de la aeronave, el número de factores 210 de movimiento y el número de factores 212 del entorno.

25 En estos ejemplos ilustrativos, el número de factores 208 de la aeronave puede incluir al menos uno de, el peso 302, el ángulo 304 de ataque, la forma 306 de ala, el ángulo 308 de inclinación transversal, el factor 310 de carga normal y el número de depósitos 312 externos. Inicialmente, el peso 302 puede ser el peso bruto de la aeronave 202 en la figura 2 al despegar. El peso 302 puede cambiar a medida que progresa el vuelo de la aeronave 202. Por ejemplo, el peso 302 puede cambiar a medida que se consume más combustible durante el vuelo.

30 El ángulo 304 de ataque puede ser el ángulo entre las líneas de cuerda de las alas de la aeronave 202 y el vector que representa el movimiento relativo entre la aeronave 202 y el aire 205 en la figura 2. Los datos 220 sobre el ángulo 304 de ataque pueden incluir una o más mediciones tomadas desde uno o más ángulos de ataque en la aeronave 202. El generador 224 de umbrales en la figura 2 puede utilizar estas medidas para calcular el ángulo 236 de ataque en la figura 2. Por ejemplo, el generador 224 de umbrales puede hacer correcciones a las mediciones generadas por uno o más vanos de ángulo de ataque según la distancia desde estos vanos de ángulos de ataque al centro de gravedad para la aeronave 202. De esta manera, el ángulo 236 de ataque en la figura 2 puede ser un ángulo de ataque corregido.

35 En estos ejemplos ilustrativos, la forma 306 de ala de la aeronave 202 puede basarse, por ejemplo, sin limitación, en la posición de las superficies 314 de control unidas a una o más alas de la aeronave 202. Las superficies de control unidas a estas alas pueden incluir, por ejemplo, aletas, aletas del borde de ataque y/u otros tipos adecuados de superficies de control. En un ejemplo ilustrativo, la forma 306 de ala de la aeronave 202 se puede basar en al menos una de las posiciones 315 del alerón y la posición 316 de la aleta del borde de ataque. La posición 315 del alerón es la posición de un alerón en un ala de la aeronave 202. La posición 316 de la aleta del borde de ataque es una posición de una aleta del borde de ataque en la aeronave 202.

40 El ángulo 308 de inclinación transversal es un ángulo en el que la aeronave 202 está inclinada alrededor de un eje longitudinal a través del fuselaje de la aeronave 202 con respecto a la trayectoria de la aeronave 202. El factor 310 de carga normal es una carga vertical en la aeronave 202 y puede medirse en unidades de g. El número de depósitos 312 externos puede ser uno o más componentes unidos al ala, el fuselaje o alguna otra porción de la aeronave 202 que pueda provocar un cambio en la sustentación 204. Estos componentes pueden incluir, por ejemplo, sin limitación, al menos uno de, un tanque de combustible externo, una cápsula de almacenamiento, un pilón y algunos otros tipos de componentes.

45 Tal y como se representa, el número de factores 210 de movimiento puede incluir la velocidad 318. La velocidad 318 puede representarse como al menos una de, por ejemplo, un número 320 Mach, la velocidad 322 relativa real y la velocidad 324 relativa calibrada. Por supuesto, en otros ejemplos ilustrativos, la velocidad 318 puede representarse como la velocidad aerodinámica indicada, la velocidad aerodinámica equivalente o alguna otra medida de la velocidad.

50 El número de factores 212 del entorno puede incluir al menos uno de, la temperatura 326 del aire, la presión 328 estática y la presión 330 del aire admitido. La temperatura 326 del aire es la temperatura del aire 205 fuera de la aeronave 202. La presión 328 estática es la presión medida dentro de un puerto de un dispositivo tal como un tubo de pitot estático en la aeronave 202 o un puerto estático de descarga. La presión 330 del aire admitido es la presión provocada por el aire 205 que se mueve hacia un tubo de pitot estático en la aeronave 202.

55 Los factores descritos en la figura 3 solo pretenden ser ejemplos de algunos tipos de factores en el número de factores 206 que pueden afectar a la sustentación 204 creada por la aeronave 202. Estos ejemplos no pretenden limitar ni

especificar los factores que pueden afectar a la sustentación 204 y/o los factores que pueden ser tomados en cuenta por el sistema 216 de gestión de detención en la figura 2.

5 Con referencia ahora a la figura 4, se representa una ilustración del sistema 216 de gestión de detención implementado en un sistema de control de vuelo en forma de un diagrama de bloques de acuerdo con un modo de realización ilustrativo. El sistema 216 de gestión de detención se implementa dentro del sistema 400 de control de vuelo en este ejemplo ilustrativo. Tal y como se representa, al menos una porción del sistema 400 de control de vuelo puede implementarse en el sistema 222 informático.

10 Tal y como se representa, el sistema de control de vuelo 400 incluye el sistema 216 de gestión de detención, el número de controladores del sistema 402, el número de dispositivos 403 de control de vuelo y el piloto 404 automático. El número de controladores 402 del sistema puede implementarse utilizando hardware, software o una combinación de los dos. En un modo de realización ilustrativo, el número de controladores 402 del sistema incluye un controlador 406 del motor y un controlador 408 de la superficie de control.

15 El controlador 406 del motor está configurado para controlar el número de motores 410 para la aeronave 202. El número de motores 410 puede incluir uno o más motores configurados para proporcionar el empuje requerido para mover la aeronave 202. El controlador 406 del motor puede controlar el funcionamiento del número de motores 410. Por ejemplo, el controlador 406 del motor puede controlar la cantidad de empuje generada por el número de motores 410.

20 El controlador 408 de superficie de control está configurado para controlar el número de superficies 412 de control para la aeronave 202. El número de superficies 412 de control puede incluir una o más superficies móviles que pueden posicionarse para controlar el vuelo de la aeronave 202. El controlador 408 de la superficie de control puede configurarse para controlar la posición y la configuración del número de superficies 412 de control.

En estos ejemplos ilustrativos, el número de superficies 412 de control y el número de motores 410 no se consideran parte del sistema 400 de control de vuelo. Sin embargo, en otros ejemplos ilustrativos, el sistema 400 de control de vuelo puede incluir el número de superficies 412 de control y el número de motores 410.

25 El número de dispositivos 403 de control de vuelo puede incluir uno o más controles físicos que pueden ser utilizados por un piloto, tal como el operador 217 en la figura 2, para controlar el funcionamiento de la aeronave 202. La palanca 413 de control es un ejemplo de uno de varios dispositivos 403 de control de vuelo. El operador 217 puede controlar la aeronave 202 manipulando la palanca 413 de control. En este ejemplo ilustrativo, el número de dispositivos 403 de control de vuelo puede comunicarse con el controlador 406 de motor y el controlador 408 de superficie de control para controlar el vuelo de la aeronave 202.

30 El piloto 404 automático es un sistema que está configurado para controlar el vuelo de la aeronave 202. Por ejemplo, el piloto 404 automático puede comunicarse con el controlador 406 del motor y el controlador 408 de la superficie de control para controlar el vuelo de la aeronave 202. El piloto 404 automático puede controlar el vuelo de la aeronave 202 basándose en la entrada del piloto, un plan de vuelo o alguna combinación de los mismos.

35 En este ejemplo ilustrativo, la alerta 230 puede ser generada por el generador 226 de alertas en un número de formas diferentes. Por ejemplo, la alerta 230 puede comprender al menos una de, una alerta 414 táctil, una alerta 416 visual, una alerta 418 sonora y un mensaje 420. La alerta 414 táctil puede ser, por ejemplo, sin limitación, un comando que se envía a la palanca 422 vibradora. La palanca 422 vibradora es un dispositivo conectado a la palanca 413 de control y configurado para hacer que la palanca 413 de control se agite o vibre. En particular, la palanca 422 vibradora de velocidad hace que la palanca 413 de control se agite en respuesta a la recepción de la alerta 414 táctil.

40 La alerta 416 visual y/o la alerta 418 sonora pueden enviarse al sistema 424 de instrumentos de vuelo en la aeronave 202. El sistema 424 de instrumentos de vuelo puede comprender al menos uno de, el sistema 426 de visualización y el sistema 428 de audio. El sistema 426 de visualización puede comprender cualquier número de dispositivos de visualización, monitores, pantallas táctiles, medidores, luces y/u otros tipos de dispositivos indicadores visuales. El sistema 428 de audio puede comprender cualquier número de altavoces, micrófonos y/u otros tipos de dispositivos de audio.

45 La alerta 416 visual puede comprender, por ejemplo, al menos uno de, un color parpadeante, texto en negrita, un cambio en la fuente, una animación, un número parpadeante, una luz parpadeante o algún otro tipo de indicador adecuado. La alerta 418 sonora puede comprender, por ejemplo, sin limitación, un tono, un mensaje verbal o algún otro tipo adecuado de alerta audible.

50 El mensaje 420 puede ser enviado al piloto 404 automático. El mensaje 420 puede comprender al menos uno de, una solicitud, un comando o algún otro tipo de mensaje adecuado. En respuesta a la recepción del mensaje 420, el piloto 404 automático está configurado para actuar automáticamente para controlar el número de controladores 402 del sistema y/o el número de dispositivos 403 de control de vuelo sin necesidad de que el operador 217 ingrese su información para evitar que la aeronave 202 se detenga.

55

- Por ejemplo, el piloto 404 automático puede enviar comandos a un número de superficies 412 de control para controlar la configuración de una o más superficies de control. Como un ejemplo ilustrativo, el piloto 404 automático puede controlar al menos uno de los elevadores 430 y aletas 432 del borde de ataque en el número de superficies 412 de control para evitar que la aeronave 202 se detenga. Más específicamente, el piloto 404 automático puede aumentar la desviación de los ascensores 430 para disminuir el ángulo de ataque de la aeronave 202. Además, el piloto 404 automático puede enviar comandos para controlar el controlador 408 de superficie para extender las aletas 432 del borde de ataque en el borde delantero de un ala en la aeronave 202.
- Las ilustraciones de la aeronave 202 en el entorno 200 de la aeronave en la figura 2, el número de factores 206 en la figura 3 y el sistema 400 de control de vuelo en la figura 4 no pretenden implicar limitaciones físicas o arquitectónicas a la manera en que se puede implementar un modo de realización ilustrativo. Se pueden utilizar otros componentes además de o en lugar de los ilustrados. Algunos componentes pueden ser opcionales. Además, los bloques se presentan para ilustrar algunos componentes funcionales. Uno o más de estos bloques pueden combinarse, dividirse o combinarse y dividirse en bloques diferentes cuando se implementan en un modo de realización ilustrativo.
- Por ejemplo, el generador 226 de alertas y el generador 224 de umbrales se pueden combinar. En algunos ejemplos ilustrativos, el sistema 216 de gestión de detención puede utilizar solo el modelo 252 y puede que no utilice el número de estructuras 250 de datos. En otros ejemplos ilustrativos, el generador 224 de umbrales puede modificar el ángulo 242 de ataque de alerta, el coeficiente 244 de sustentación de alerta y/o la velocidad 246 de alerta para identificar el ángulo 231 de ataque, el umbral 232 de coeficiente de sustentación y/o el umbral 234 de velocidad, respectivamente.
- Con referencia ahora a la figura 5, se representa una ilustración de la lógica para el uso en la identificación de una velocidad de alerta de acuerdo con un modo de realización ilustrativo. En este ejemplo ilustrativo, la lógica 500 está configurada para identificar una velocidad de alerta, tal como, por ejemplo, la velocidad 246 de alerta en la figura 2. En este ejemplo ilustrativo, la lógica 500 puede implementarse en el generador 224 de umbrales en el sistema 216 de gestión de detención en la figura 2.
- Tal y como se representa, la lógica 500 incluye el filtro 502, la unidad 504 de consulta de tabla, la unidad 506 de consulta de tabla, el sumador 508, el divisor 510, la unidad 512 de raíz cuadrada, el multiplicador 514 y el filtro 516. En este ejemplo ilustrativo, el filtro 502 recibe el ángulo 520 de ataque corregido como entrada. El ángulo 520 de ataque corregido es un ejemplo de una implementación para el ángulo 236 de ataque en la figura 2. El ángulo 520 de ataque corregido puede ser, por ejemplo, sin limitación, la medición del ángulo de ataque actual tomada desde un indicador de ángulo de vano, corregida para la tasa de inclinación de la aeronave.
- En este ejemplo ilustrativo, el filtro 502 toma la forma de un filtro de paso bajo. En particular, el filtro 502 es un filtro de paso bajo de primer orden. Por ejemplo, el filtro 502 puede implementarse utilizando una transformada de Laplace tal como $1/(0,5S+1)$ que se multiplica por el ángulo 520 de ataque corregido.
- El filtro 502 genera un ángulo 522 de ataque filtrado como salida y envía el ángulo 522 de ataque filtrado a la unidad 504 de consulta de tablas como una entrada. La unidad 504 de consulta de tablas también recibe la posición 524 de retención del alerón como entrada. La posición 524 de retención del alerón es un ejemplo de una implementación para un indicador de forma 238 de ala en la figura 2. Tal y como se representa, la posición 524 de detención de la aleta es la posición actual de un dispositivo de control de vuelo que controla la configuración de los alerones unidos a las alas de la aeronave, y por lo tanto, la forma de la ala de la aeronave. La unidad 504 de consulta de tablas utiliza el ángulo 522 de ataque filtrado, la posición de detención 524 del alerón y una tabla para identificar el coeficiente 526 de sustentación inicial. Esta tabla puede ser, por ejemplo, sin limitación, una del número tablas 251 en la figura 2. En algunos ejemplos ilustrativos, la unidad 504 de consulta de tablas también puede utilizar un Mach 542 como entrada.
- El coeficiente 526 de sustentación inicial se envía al sumador 508 como una entrada junto con el coeficiente 528 de sustentación delta. El sumador 508 está configurado para sumar el coeficiente 526 de sustentación inicial y el coeficiente 528 de sustentación delta para generar el coeficiente 530 de sustentación. El coeficiente 530 de sustentación es un ejemplo de una implementación para el coeficiente 240 de sustentación en la figura 2. En este ejemplo ilustrativo, el coeficiente 528 de sustentación delta es una corrección del coeficiente 526 de sustentación inicial identificado por un sistema de gestión de vuelo en la aeronave. El sumador 508 envía el coeficiente 530 de sustentación al divisor 510.
- Además, la posición 524 de retención del alerón también puede enviarse como entrada a la unidad 506 de consulta de tablas junto con el ángulo 532 de ataque de alerta. En algunos ejemplos ilustrativos, el Mach 544 de alerta es una entrada en la unidad 506 de consulta de tablas. El ángulo 532 de ataque de alerta es un ejemplo de una implementación para el ángulo 242 de ataque de alerta en la figura 2. La generación del ángulo 532 de ataque de alerta se describe con mayor detalle en la figura 6 a continuación.
- En este ejemplo ilustrativo, la unidad 506 de consulta de tablas puede utilizar la misma tabla que la unidad 504 de consulta de tablas para identificar el coeficiente 534 de sustentación de alerta basándose en la posición 524 de retención del alerón y el ángulo 532 de ataque de alerta. El coeficiente 534 de sustentación de alerta es un ejemplo de una implementación para el coeficiente 244 de sustentación de alerta en la figura 2.

- El coeficiente 534 de sustentación de alerta se envía como entrada al divisor 510. El divisor 510 está configurado para dividir el coeficiente 530 de sustentación por el coeficiente 534 de sustentación de alerta para generar el factor 536 de sustentación. El factor 536 de sustentación se envía como entrada a la unidad 512 de raíz cuadrada. La unidad 512 de raíz cuadrada toma la raíz cuadrada del factor 536 de sustentación y genera un factor 538 de velocidad. En este ejemplo ilustrativo, el factor 538 de velocidad se envía como entrada al multiplicador 514 junto con el Mach 540 filtrado. El multiplicador 514 multiplica el Mach 540 filtrado por el factor 538 de velocidad para generar el Mach 544 de alerta. En este ejemplo ilustrativo, el Mach 544 de alerta es un ejemplo de una implementación para la velocidad 246 de alerta en la figura 2.
- Tal y como se representa, el filtro 516 genera un Mach 540 filtrado. En este ejemplo ilustrativo, el filtro 516 toma la forma de un filtro de paso bajo. En particular, el filtro 516 puede ser un filtro de paso bajo de primer orden. El filtro 516 está configurado para filtrar el Mach 542 para generar el Mach 540 filtrado. En estos ejemplos ilustrativos, el Mach 542 es una representación de la velocidad actual de la aeronave calibrada de acuerdo con la temperatura y la presión del aire fuera de la aeronave. En particular, el Mach 542 es un Mach actual para la aeronave.
- En este ejemplo ilustrativo, al menos uno del ángulo 532 de ataque de alerta, el coeficiente 534 de sustentación de alerta y el Mach 544 de alerta se utilizan como umbrales para generar una alerta. Por ejemplo, el ángulo 532 de ataque de alerta se puede utilizar como un umbral de ángulo de ataque, como el umbral 231 de ángulo de ataque en la figura 2, de manera que se genera una alerta cada vez que la aeronave tiene un ángulo de ataque mayor que el ángulo 532 de ataque de alerta. En algunos casos, el Mach 544 de alerta se utiliza como un umbral de velocidad, como el umbral 234 de velocidad en la figura 2, de manera que se genera una alerta cuando la aeronave alcanza una velocidad inferior al Mach 544 de alerta.
- Volviendo ahora a la figura 6, se representa una ilustración de la lógica para identificar un ángulo de ataque de alerta de acuerdo con un modo de realización ilustrativo. En este ejemplo ilustrativo, la lógica 600 está configurada para identificar el ángulo 532 de ataque de alerta de la figura 5. La lógica 600 puede implementarse en el generador 224 de umbrales en la figura 2.
- Tal y como se representa, la lógica 600 incluye la unidad 602 de consulta de tablas y el sumador 604. La unidad 602 de consulta de tablas recibe la posición 524 de retención del alerón como entrada y una tabla para identificar el ángulo 610 de ataque de alerta inicial. Esta tabla puede ser, por ejemplo, sin limitación, una de las tablas 251 en la figura 2. El ángulo 610 de ataque de alerta inicial se envía como entrada al sumador 604, junto con la desviación 612 de compensación del Mach, la desviación 614 de cargas de ala actual, la desviación 616 de compensación de freno de velocidad y el número de otras desviaciones 618 del ángulo de ataque.
- La desviación 614 de cargas del ala actual es una corrección que tiene en cuenta los depósitos externos actuales conectados a las alas de la aeronave. La desviación 612 de compensación del Mach es una corrección que toma en cuenta un Mach de alerta previamente identificado para la aeronave. La generación de la desviación 612 de compensación del Mach se describe con mayor detalle en la figura 7 a continuación.
- La desviación 616 de compensación del freno de velocidad es una corrección para un freno de velocidad para la aeronave. El número de otras desviaciones 618 del ángulo de ataque es una corrección basada en una serie de factores que incluyen, entre otros, las posiciones de los alerones y las aletas del borde de ataque en la aeronave, el empuje generado por la aeronave y/u otros tipos de factores.
- El sumador 604 está configurado para restar la desviación 612 de compensación del Mach, restar la desviación 614 de cargas del ala actual, restar la desviación 616 de compensación del freno de velocidad y restar el número de otras desviaciones 618 del ángulo 610 de ataque de alerta inicial para generar el ángulo 532 de ataque de alerta. De esta manera, el ángulo 532 de ataque de alerta es un ángulo de ataque de alerta corregido.
- Con referencia ahora a la figura 7, se representa una ilustración de la lógica utilizada para identificar una desviación de compensación del Mach de acuerdo con un modo de realización ilustrativo. En este ejemplo ilustrativo, la lógica 700 está configurada para identificar la desviación 612 de compensación del Mach en la figura 6. La lógica 700 puede implementarse en el generador 224 de umbrales en la figura 2.
- Tal y como se representa, la lógica 700 incluye la unidad 702 de consulta de tablas, la unidad 704 de consulta de tablas, la unidad 706 de consulta de tablas, el sumador 708, el multiplicador 710, la unidad 712 superior de selección y la unidad 714 de decisión. La unidad 702 de consulta de tablas está configurada para recibir el Mach 544 de alerta como entrada. La unidad 702 de consulta de tablas utiliza el Mach 544 de alerta y una tabla para identificar la desviación 716 del Mach de los alerones levantados. Esta tabla puede ser, por ejemplo, sin limitación, una de las tablas 251 en la figura 2.
- Tanto la unidad 704 de consulta de tablas como la unidad 706 de consulta de tablas están configuradas para recibir la posición 524 de retención del alerón como entrada. La unidad 704 de consulta de tablas utiliza la posición 524 de retención del alerón y una tabla para identificar la desviación 718 de intercepción. Esta tabla puede ser, por ejemplo, sin limitación, una del número de tablas 251 en la figura 2. La unidad 706 de consulta de tablas utiliza la posición 524 de retención del alerón y una tabla para identificar la desviación 720 de pendiente. Esta tabla también puede ser, por ejemplo, sin limitación, una de las tablas 251 en la figura 2. La desviación 718 de intercepción y la desviación 720 de

pendiente son valores utilizados en las desviaciones que corresponden a los alerones de la aeronave que están en una posición descendida.

5 La desviación 720 de pendiente y el Mach 544 de alerta se envían al multiplicador 710 como entradas. El multiplicador 710 multiplica la desviación 720 de pendiente por el Mach 544 de alerta para generar el producto 722. El producto 722 y la desviación 718 de intercepción se envían al sumador 708 como entradas. El sumador 708 agrega la desviación 718 de intercepción y el producto 722 entre sí para generar la suma 724. La suma 724 se envía a la unidad 712 superior de selección como entrada. La unidad 712 superior de selección está configurada para seleccionar el valor mayor de la suma 724 y el valor 726 cero y emitir este valor como el valor 727 superior.

10 La unidad 712 superior de selección envía el valor 727 superior a la unidad 714 de decisión. La unidad 714 de decisión también recibe la desviación 716 del Mach de los alerones levantados. La unidad 714 de decisión utiliza la indicación 728 de alerones levantados para determinar si se deben generar una desviación 716 de Match del alerón levantado o un valor 727 superior como desviación 612 de compensación del Mach. La desviación 612 de compensación del Mach se envía desde la unidad 714 de decisión y se envía al sumador 604 en la figura 6.

15 De esta manera, el Mach 544 de alerta de la figura 5 se utiliza como retroalimentación para identificar la desviación 612 de compensación del Mach y, por lo tanto, el ángulo 532 de ataque de alerta. En otras palabras, una alerta identificada previamente del Mach 544 en la figura 5 se utiliza como retroalimentación para identificar una desviación 612 de compensación del Mach posterior en la figura 7 y, por lo tanto, un ángulo 532 de ataque de alerta posterior en la figura 6.

20 Con referencia ahora a la figura 8, se representa una ilustración de la lógica para identificar una velocidad de maniobra mínima durante una maniobra de giro de acuerdo con un modo de realización ilustrativo. En este ejemplo ilustrativo, la lógica 800 está configurada para identificar una velocidad de maniobra mínima cuando la aeronave está realizando una maniobra, y en particular una maniobra de giro. La lógica 800 puede implementarse en el generador 224 de umbrales en la figura 2.

25 Tal y como se representa en este ejemplo, la lógica 800 incluye una unidad 801 de consulta de tablas, un divisor 802, un divisor 804, un multiplicador 806, una unidad 808 de raíz cuadrada, un multiplicador 810, un sumador 812, un sumador 814, un multiplicador 816 y una unidad superior 818 de selección. La unidad 801 de consulta de tablas está configurada para recibir la posición 524 de retención de la aleta y el ángulo 820 de ataque de maniobra como entradas. El ángulo 820 de ataque de maniobra es un ejemplo de una implementación para el ángulo 242 de ataque en la figura 2, pero con respecto a una maniobra.

30 La unidad 801 de consulta de tablas utiliza la posición 524 de retención del alerón, el ángulo 820 de ataque de maniobra y una tabla para identificar el coeficiente 822 de sustentación de alerta de maniobra. Esta tabla puede ser, por ejemplo, sin limitación, una de las tablas 251 en la figura 2. El coeficiente 822 de sustentación de alerta de maniobra es un ejemplo de una implementación para el coeficiente 244 de sustentación de alerta en la figura 2, pero con respecto a una maniobra. El coeficiente 822 de sustentación de alerta de maniobra es una entrada al divisor 802.

35 Además, el divisor 804 está configurado para recibir la carga 824 seleccionada y el factor 826 de carga como entradas. La carga 824 seleccionada es una carga que representa la capacidad de maniobra mínima de la aeronave. Por ejemplo, la carga 824 seleccionada puede ser de aproximadamente 1.3 g en este ejemplo ilustrativo, lo que puede representar una capacidad de maniobra mínima de aproximadamente 40 grados. Los factores de carga por encima de la carga 824 seleccionada se pueden obtener volando más rápido que la velocidad de maniobra mínima. El factor 826 de carga es la relación entre la sustentación de la aeronave y el peso de la aeronave. En algunos casos, se pueden tener en cuenta otros factores en el cálculo del factor 826 de carga. El divisor 804 divide la carga 824 seleccionada por el factor 826 de carga para generar el factor 828 de maniobra.

45 El coeficiente 530 de sustentación de la figura 5 y el factor 828 de maniobra se envían al multiplicador 806 como entradas. El multiplicador 806 multiplica el coeficiente 530 de sustentación por el factor 828 de maniobra para generar el coeficiente 830 de sustentación ajustado. El coeficiente 830 de sustentación ajustado se envía al divisor 802 como una entrada.

50 El divisor 802 divide el coeficiente 830 de sustentación ajustado por el coeficiente 822 de sustentación de alerta de maniobra para generar el factor 832 de sustentación de maniobra. Tal y como se representa, la unidad 808 de raíz cuadrada está configurada para recibir el factor 832 de sustentación de maniobra y emitir la raíz cuadrada del factor 832 de sustentación de maniobra como un factor 834 de velocidad de maniobra. El factor 834 de velocidad de maniobra se recibe por el multiplicador 810 y se multiplica por el Mach 542 para generar un Match 836 de alerta de maniobra mínima. El Mach 836 de maniobra mínima es un ejemplo de una implementación para la velocidad 246 de alerta en la figura 2, pero con respecto a una maniobra para la carga 824 seleccionada.

55 Tal y como se representa en este ejemplo, el Mach 836 de alerta de maniobra mínima se utiliza como retroalimentación para identificar el ángulo 820 de ataque de alerta de maniobra. El ángulo 820 de ataque de alerta de maniobra se emite desde el sumador 812. El sumador 812 está configurado para sumar el ángulo 610 de ataque de alerta inicial de la figura 6, el negativo de la desviación 838 de compensación del Mach de maniobra, la desviación 614 de cargas de ala actuales de la figura 6 y el negativo de la desviación del ángulo de ataque 620 de la figura 6 juntos para generar

el ángulo 820 de ataque trasero de alerta de maniobra. La desviación 838 de compensación del Mach de maniobra se genera utilizando el Mach 836 de alerta de maniobra mínimo.

5 En particular, el multiplicador 816 está configurado para multiplicar la desviación 720 de pendiente de la figura 7 por el Mach 836 de alerta de maniobra mínima para generar el producto 840. El sumador 814 está configurado para sumar la desviación 718 de intercepción de la figura 7 y el producto 840 para generar la suma 842. La unidad 818 superior de selección está configurada para seleccionar el valor superior de la suma 842 y el valor 844 cero y emitir este valor superior como la desviación 838 de compensación del Mach de maniobra.

10 Con referencia ahora a la figura 9, se representa una ilustración de la lógica para identificar una velocidad de alerta de acuerdo con un modo de realización ilustrativo. En este ejemplo ilustrativo, la lógica 900 está configurada para identificar una velocidad de alerta para la aeronave en nudos. La lógica 900 puede implementarse en el generador 224 de umbrales en la figura 2.

15 Tal y como se representa, la lógica 900 incluye el filtro 902 y el multiplicador 904. El filtro 902 está configurado para recibir la velocidad 906 aerodinámica como una entrada. En este ejemplo ilustrativo, la velocidad 906 aerodinámica es una verdadera velocidad aerodinámica para la aeronave en nudos. El filtro 902 puede ser, por ejemplo, un filtro de paso bajo. En particular, el filtro 902 puede ser un filtro de paso bajo de primer orden.

20 El filtro 902 utiliza la velocidad 906 aerodinámica para generar la velocidad 908 aerodinámica filtrada. La velocidad 908 aerodinámica filtrada se envía como entrada al multiplicador 904 junto con el factor 538 de velocidad de la figura 5. El multiplicador 904 multiplica el factor 538 de velocidad y la velocidad 908 aerodinámica filtrada para generar la velocidad 910 aerodinámica de alerta. En algunos casos, la velocidad 910 aerodinámica de alerta se puede utilizar como un umbral de velocidad, tal como, por ejemplo, el umbral 234 de velocidad en la figura 2, para generar alertas.

En otros ejemplos ilustrativos, cuando la aeronave está realizando una maniobra, la velocidad 908 aerodinámica filtrada se multiplica por el factor 834 de velocidad de maniobra de la figura 8 para generar una velocidad aerodinámica de alerta de maniobra. Esta velocidad aerodinámica de alerta de maniobra también se puede utilizar como un umbral de velocidad para generar alertas.

25 Volviendo ahora a la Figura 10, se representa una ilustración de la lógica para generar una alerta de acuerdo con un ejemplo ilustrativo. La lógica 1000 es un ejemplo de una manera en la que se puede generar una alerta. La lógica 1000 puede implementarse en el generador 226 de alertas en la figura 2.

30 Tal y como se representa, la lógica 1000 incluye el sumador 1002 y la unidad 1004 de comparación. El sumador 1002 recibe el ángulo 522 de ataque filtrado de la figura 5 y el ángulo 532 de ataque de alerta de la figura 5 como entradas. De esta manera, el generador 226 de alertas en la figura 2 puede recibir un ángulo 532 de ataque de alerta como el umbral 231 de ángulo de ataque en la figura 2.

35 El sumador 1002 suma el ángulo 522 de ataque filtrado y el negativo del ángulo 532 de a en función de taque de alerta para generar la suma 1006. La unidad 1004 de comparación está configurada para comparar la suma 1006 con cero. Si la suma 1006 es mayor que cero, se genera la alerta 1008. La alerta 1008 es un ejemplo de una implementación para la alerta 230 en la figura 2. La alerta 230 puede ser, por ejemplo, sin limitación, un comando que se envía a una palanca vibradora en la aeronave, como la palanca 422 vibradora en la figura 4.

40 Las ilustraciones de la lógica 500 en la figura 5, la lógica 600 en la figura 6, la lógica 700 en la figura 7, la lógica 800 en la figura 8, la lógica 900 en la figura 9 y la lógica 1000 en la figura 10 no pretenden implicar limitaciones físicas o arquitectónicas para la manera en que se puede implementar un modo de realización ilustrativo. Se pueden utilizar otros componentes además de o en lugar de los ilustrados. Algunos componentes pueden ser opcionales.

Además, los bloques se presentan para ilustrar algunos componentes lógicos. Uno o más de estos bloques pueden combinarse, dividirse o combinarse y dividirse en bloques diferentes cuando se implementan en un modo de realización ilustrativo. Además, una o más de las lógicas de las Figuras 5-10 se pueden combinar entre sí.

45 Volviendo ahora a la Figura 11, se representa una ilustración de una tabla para identificar un coeficiente de sustentación de acuerdo con un modo de realización ilustrativo. En este ejemplo ilustrativo, la tabla 1100 es un ejemplo de una implementación para una tabla en el número de tablas 251 en la figura 2. En particular, la tabla 1100 puede ser un ejemplo de una implementación para una tabla que puede ser utilizada por la unidad 504 de consulta de tablas en la figura 5, la unidad 506 de consulta de tablas en la figura 5 y la unidad 801 de consulta de tablas en la figura 8.

50 En estos ejemplos ilustrativos, las filas 1102 corresponden al ángulo de ataque en grados, mientras que las columnas 1104 corresponden a las posiciones de retención del alerón. La unidad de consulta de tablas puede utilizar entradas en forma de ángulo de ataque y una posición de retención del alerón para identificar un coeficiente de sustentación particular en los coeficientes 1106 de sustentación dentro de la tabla 1100. En algunos ejemplos ilustrativos, cuando las entradas en la unidad de consulta de tablas no se incluyen en los valores de las filas 1102 y/o los valores de las columnas 1104, la unidad de consulta de tablas puede utilizar la interpolación para identificar el coeficiente de sustentación correcto.

55

La ilustración de la tabla 1100 no pretende implicar limitaciones en la forma en que se puede implementar una tabla para una unidad de consulta de tablas. En este ejemplo ilustrativo, solo se representan cuatro filas y columnas. Sin embargo, en otros ejemplos ilustrativos, pueden incluirse otros números de filas y columnas en la tabla 1100.

5 Con referencia ahora a la figura 12, una ilustración de un gráfico de coeficientes de sustentación frente a los números de Mach se representa de acuerdo con un modo de realización ilustrativo. En este ejemplo ilustrativo, el gráfico 1200 comprende un eje 1202 vertical y un eje 1204 horizontal. El eje 1202 vertical representa los valores del coeficiente de sustentación. El eje 1204 horizontal representa los valores numéricos del Mach.

10 La línea 1206 corresponde al coeficiente de sustentación de detención para una aeronave con respecto a un número de Mach. Tal y como se representa, el coeficiente de sustentación de detención para la aeronave cambia a medida que cambia el número de Mach de la aeronave.

15 La línea 1208 corresponde al coeficiente de sustentación de alerta que algunos sistemas de alerta disponibles actualmente pueden generar para su uso en la generación de alertas cuando la aeronave alcanza una posible condición de detención. Tal y como se representa, el coeficiente de sustentación de alerta utilizado permanece fijo durante el vuelo y no cambia a medida que cambia el número de Mach. Cuando se utiliza este tipo de coeficiente de sustentación de alerta, es posible que la alerta no se genere hasta después de que una aeronave haya alcanzado el coeficiente de sustentación de detención para números de Mach superiores a aproximadamente .38. En otras palabras, la alerta puede no generarse hasta después de que la aeronave ya se haya detenido.

20 La línea 1210 corresponde al coeficiente de sustentación de alerta que puede generar el sistema 216 de gestión de detención en la Figura 2. En particular, la línea 1210 puede corresponder al coeficiente 244 de sustentación de alerta. Tal y como se representa, el coeficiente 244 de sustentación de alerta cambia a medida que cambia el coeficiente de sustentación de detención. En particular, el coeficiente de sustentación de alerta está configurado para permanecer aproximadamente un diez por ciento más bajo que el coeficiente de sustentación de detención en todo momento.

25 Al utilizar un coeficiente de sustentación de alerta que está configurado para cambiar a medida que cambia el número de Mach de la aeronave, siempre se pueden generar alertas antes de que la aeronave se detenga. De esta manera, un operador puede tener tiempo suficiente para realizar una número de maniobras para evitar o reducir la posibilidad de que la aeronave se detenga.

Volviendo ahora a la figura 13, se representa una ilustración de un proceso para gestionar el vuelo de una aeronave en forma de un diagrama de flujo de acuerdo con un modo de realización ilustrativo. El proceso ilustrado en la figura 13 puede implementarse en la aeronave 202 utilizando el sistema 216 de gestión de detención en la figura 2.

30 El proceso comienza identificando un ángulo de ataque de alerta para una aeronave que utiliza una velocidad de alerta previamente identificada para la aeronave (operación 1300). En la operación 1300, el ángulo de ataque de alerta puede identificarse utilizando un ángulo de ataque de alerta inicial y una pluralidad de desviaciones. Estas desviaciones pueden incluir, por ejemplo, sin limitación, al menos una de, una desviación de ángulo de ataque, una desviación de compensación del Mach, una desviación de cargas de ala actual y una desviación de compensación de freno de velocidad. En un ejemplo ilustrativo, el ángulo de ataque de alerta inicial se identifica mediante una posición de retención del alerón y una tabla.

El proceso identifica un coeficiente de sustentación de alerta para la aeronave que utiliza el ángulo de ataque de alerta (operación 1302). En la operación 1302, el coeficiente de sustentación de alerta puede identificarse utilizando la posición de retención del alerón y una tabla.

40 Posteriormente, el proceso identifica una velocidad de alerta para la aeronave que utiliza el coeficiente de sustentación de alerta y un coeficiente de sustentación actual para la aeronave (operación 1304). La velocidad de alerta puede ser, por ejemplo, una alerta del Mach. En otras palabras, la velocidad de alerta se representa como un número de Mach. Además, la velocidad de alerta puede utilizarse como una retroalimentación para identificar el próximo ángulo de ataque de alerta.

45 El proceso identifica un conjunto de umbrales para utilizar en la generación de una alerta que indica una posible condición de detención para la aeronave que utiliza al menos uno de los ángulos de ataque de alerta, el coeficiente de sustentación de alerta y la velocidad de alerta (operación 1306). El conjunto de umbrales puede incluir, por ejemplo, un umbral de ángulo de ataque, un umbral de coeficiente de sustentación y/o un umbral de velocidad. En algunos casos, el umbral de ángulo de ataque, el umbral de coeficiente de sustentación y el umbral de velocidad pueden ser el ángulo de ataque de alerta, el coeficiente de sustentación de alerta y la velocidad de alerta, respectivamente.

50 A continuación, el proceso genera la alerta cuando se cruza al menos uno de los umbrales en el conjunto de umbrales (operación 1308), con el proceso terminando después. En la operación 1308, la alerta puede generarse cuando, por ejemplo, al menos uno de los ángulos de ataque de la aeronave es mayor que el umbral del ángulo de ataque, el coeficiente de sustentación actual de la aeronave es mayor que el coeficiente de sustentación de alerta, y una velocidad de la aeronave está por debajo del umbral de velocidad.

55

- En la figura 13, el uso de la velocidad de alerta como retroalimentación para identificar el ángulo de ataque de alerta permite que el coeficiente de sustentación de alerta identificado con el ángulo de ataque de alerta se ajuste en respuesta a una serie de cambios en el estado actual de la aeronave. En otras palabras, el ángulo de ataque de alerta, el coeficiente de sustentación de alerta y la velocidad de alerta pueden ajustarse de acuerdo con los cambios en el estado actual de la aeronave. De esta manera, se puede generar una alerta de que la aeronave ha alcanzado una posible condición de detención antes de que la aeronave se detenga.
- Los diagramas de flujo, lógicas y diagramas de bloques en los diferentes modos de realización representados ilustran la arquitectura, la funcionalidad y el funcionamiento de algunas implementaciones posibles de aparatos y métodos en un modo de realización ilustrativo. A este respecto, cada bloque en los diagramas de flujo, lógicas o diagramas de bloques puede representar un módulo, segmento, función y/o una porción de una operación o etapa. Por ejemplo, uno o más de los bloques pueden implementarse como código de programa, en hardware, o una combinación del código de programa y hardware. Cuando se implementa en hardware, el hardware puede, por ejemplo, tomar la forma de circuitos integrados que se fabrican o configuran para realizar una o más operaciones en los diagramas de flujo, lógicas o diagramas de bloques.
- En algunas implementaciones alternativas de un modo de realización ilustrativo, la función o funciones indicadas en los bloques pueden ocurrir fuera del orden indicado en las figuras. Por ejemplo, en algunos casos, dos bloques que se muestran en sucesión pueden ejecutarse de manera sustancialmente concurrente, o los bloques pueden realizarse en el orden inverso, dependiendo de la funcionalidad involucrada. Además, se pueden agregar otros bloques además de los bloques ilustrados en un diagrama de flujo, lógica o diagrama de bloques.
- Volviendo ahora a la figura 14, se representa una ilustración de un sistema de procesamiento de datos de acuerdo con un modo de realización ilustrativo. En este ejemplo ilustrativo, el sistema de procesamiento de datos 1400 se puede utilizar para implementar uno o más ordenadores en el sistema 222 informático en la figura 2. En este ejemplo ilustrativo, el sistema 1400 de procesamiento de datos incluye el marco 1402 de comunicaciones, que proporciona comunicaciones entre la unidad 1404 del procesador, la memoria 1406, el almacenamiento 1408 persistente, la unidad 1410 de comunicaciones, la unidad 1412 de entrada/salida (I/O) y la pantalla 1414.
- La unidad 1404 de procesador sirve para ejecutar instrucciones para el software que se puede cargar en la memoria 1406. La unidad 1404 de procesador puede ser un número de procesadores, un núcleo multiprocesador o algún otro tipo de procesador, dependiendo de la implementación particular. Además, la unidad 1404 de procesador puede implementarse utilizando un número de sistemas de procesador heterogéneos en los que un procesador principal está presente con procesadores secundarios en un solo chip. Como otro ejemplo ilustrativo, la unidad 1404 de procesador puede ser un sistema de multiprocesador simétrico que contiene múltiples procesadores del mismo tipo.
- La memoria 1406 y el almacenamiento 1408 persistente son ejemplos de dispositivos 1416 de almacenamiento. Un dispositivo de almacenamiento es cualquier pieza de hardware que sea capaz de almacenar información como, por ejemplo, sin limitación, datos, código de programa en forma funcional y/u otra información adecuada, ya sea de forma temporal y/o permanente. Los dispositivos 1416 de almacenamiento también pueden denominarse dispositivos de almacenamiento legibles por ordenador en estos ejemplos. La memoria 1406, en estos ejemplos, puede ser, por ejemplo, una memoria de acceso aleatorio o cualquier otro dispositivo de almacenamiento volátil o no volátil adecuado. El almacenamiento 1408 persistente puede tomar varias formas, dependiendo de la implementación en particular.
- Por ejemplo, sin limitación, el almacenamiento 1408 persistente puede contener uno o más componentes o dispositivos. Por ejemplo, el almacenamiento 1408 persistente puede ser un disco duro, una memoria flash, un disco óptico regrabable, una cinta magnética regrabable o alguna combinación de los anteriores. Los medios utilizados por el almacenamiento 1408 persistente también pueden ser extraíbles. Por ejemplo, se puede utilizar un disco duro extraíble para el almacenamiento 1408 persistente.
- La unidad 1410 de comunicaciones, en estos ejemplos, proporciona comunicaciones con otros sistemas o dispositivos de procesamiento de datos. En estos ejemplos, la unidad 1410 de comunicaciones es una tarjeta de interfaz de red. La unidad 1410 de comunicaciones puede proporcionar comunicaciones mediante el uso de uno o ambos enlaces de comunicaciones físicos e inalámbricos.
- La unidad 1412 de entrada/salida permite la entrada y salida de datos con otros dispositivos que pueden estar conectados al sistema 1400 de procesamiento de datos. Por ejemplo, la unidad 1412 de entrada/salida puede proporcionar una conexión para la entrada del usuario a través de un teclado, un mouse y/o algún otro dispositivo de entrada adecuado. Además, la unidad 1412 de entrada/salida puede enviar la salida a una impresora. La pantalla 1414 proporciona un mecanismo para mostrar información a un usuario.
- Las instrucciones para el sistema operativo, las aplicaciones y/o los programas pueden ubicarse en los dispositivos 1416 de almacenamiento, que están en comunicación con la unidad 1404 de procesador a través del marco 1402 de comunicaciones. En estos ejemplos ilustrativos, las instrucciones están en una forma funcional en el almacenamiento 1408 persistente. Estas instrucciones pueden cargarse en la memoria 1406 para su ejecución por la unidad 1404 de procesador. Los procesos de las diferentes realizaciones pueden realizarse mediante la unidad 1404 de procesador

utilizando instrucciones implementadas por ordenador, que pueden ubicarse en una memoria, tal como la memoria 1406.

5 Estas instrucciones se denominan código de programa, código de programa utilizable por ordenador o código de programa legible por ordenador que puede ser leído y ejecutado por un procesador en la unidad 1404 de procesador. El código de programa en los diferentes modos de realización puede incorporarse en diferentes medios de almacenamiento físicos o legibles por ordenador, tales como la memoria 1406 o el almacenamiento persistente 1408.

10 El código 1418 de programa se encuentra en una forma funcional en medios 1420 legibles por ordenador que se pueden eliminar de manera selectiva y pueden cargarse o transferirse al sistema 1400 de procesamiento de datos para su ejecución por la unidad 1404 de procesador. El código 1418 de programa y los medios 1420 legibles por ordenador forman el producto 1422 de programa informático en estos ejemplos. En un ejemplo, los medios 1420 legibles por ordenador pueden ser medios 1424 de almacenamiento legibles por ordenador o medios 1426 de señal legibles por ordenador.

15 El medio 1424 de almacenamiento legible por ordenador puede incluir, por ejemplo, sin limitación, un disco óptico o magnético que se inserta o se coloca en una unidad u otro dispositivo que forma parte del almacenamiento 1408 persistente para transferirlo a un dispositivo de almacenamiento, como un disco duro, que es parte del almacenamiento 1408 persistente. Los medios 1424 de almacenamiento legibles por ordenador también pueden tomar la forma de un almacenamiento persistente, como un disco duro, una memoria USB o una memoria flash, que está conectado al sistema 1400 de procesamiento de datos. En algunos casos, los medios 1424 de almacenamiento legibles por ordenador pueden que no sean extraíbles del sistema 1400 de procesamiento de datos.

20 En estos ejemplos, el medio 1424 de almacenamiento legible por ordenador es un dispositivo de almacenamiento físico o tangible utilizado para almacenar el código 1418 de programa en lugar de un medio que propaga o transmite el código 1418 de programa. El medio 1424 de almacenamiento legible por ordenador también se conoce como un dispositivo de almacenamiento tangible legible por ordenador o un dispositivo de almacenamiento físico legible por ordenador. En otras palabras, el medio 1424 de almacenamiento legible por ordenador es un medio que puede ser
25 tocado por una persona.

Alternativamente, el código 1418 de programa puede transferirse al sistema 1400 de procesamiento de datos utilizando medios 1426 de señal legibles por ordenador. Los medios 1426 de señal legibles por ordenador pueden ser, por ejemplo, sin limitación, una señal de datos propagados que contiene el código 1418 de programa. Por ejemplo, los
30 medios 1426 de señal legibles por ordenador pueden ser una señal electromagnética, una señal óptica y/o cualquier otro tipo adecuado de señal. Estas señales pueden transmitirse a través de enlaces de comunicaciones, tales como enlaces de comunicaciones inalámbricas, cable de fibra óptica, cable coaxial, un cable y/o cualquier otro tipo adecuado de enlace de comunicaciones. En otras palabras, el enlace de comunicaciones y/o la conexión pueden ser físicos o inalámbricos en los ejemplos ilustrativos.

35 En algunos modos de realización ilustrativos, el código 1418 de programa se puede descargar a través de una red al almacenamiento 1408 persistente desde otro dispositivo o sistema de procesamiento de datos a través de medios 1426 de señal legibles por ordenador para utilizar dentro del sistema 1400 de procesamiento de datos. Por ejemplo, el código de programa almacenado en un medio de almacenamiento legible por ordenador en un sistema de procesamiento de datos del servidor puede descargarse a través de una red desde el servidor al sistema 1400 de procesamiento de datos. El sistema de procesamiento de datos que proporciona el código 1418 de programa puede
40 ser un ordenador servidor, un ordenador cliente o algún otro dispositivo capaz de almacenar y transmitir el código 1418 de programa.

Los diferentes componentes ilustrados para el sistema 1400 de procesamiento de datos no pretenden proporcionar limitaciones arquitectónicas a la manera en que se pueden implementar diferentes modos de realización. Los diferentes modos de realización ilustrativos pueden implementarse en un sistema de procesamiento de datos que
45 incluye componentes además de o en lugar de los ilustrados para el sistema 1400 de procesamiento de datos. Otros componentes mostrados en la figura 14 pueden variar de los ejemplos ilustrativos mostrados. Los diferentes modos de realización pueden implementarse utilizando cualquier dispositivo de hardware o sistema capaz de ejecutar código de programa. Como un ejemplo, el sistema de procesamiento de datos puede incluir componentes orgánicos integrados con componentes inorgánicos y/o puede estar compuesto completamente de componentes orgánicos que
50 excluyen a un ser humano. Por ejemplo, un dispositivo de almacenamiento puede estar compuesto por un semiconductor orgánico.

En otro ejemplo ilustrativo, la unidad 1404 de procesador puede tomar la forma de una unidad de hardware que tiene circuitos que están fabricados o configurados para un uso particular. Este tipo de hardware puede realizar operaciones sin necesidad de que el código del programa se cargue en una memoria desde un dispositivo de almacenamiento para
55 configurarse para realizar las operaciones.

Por ejemplo, cuando la unidad 1404 de procesador toma la forma de una unidad de hardware, la unidad 1404 de procesador puede ser un sistema de circuito, un circuito integrado de aplicación específica (ASIC), un dispositivo lógico programable o algún otro tipo de hardware adecuado configurado para realizar un número de operaciones. Con un

5 dispositivo lógico programable, el dispositivo está configurado para realizar el número de operaciones. El dispositivo puede ser reconfigurado en un momento posterior o puede estar configurado permanentemente para realizar el número de operaciones. Ejemplos de dispositivos lógicos programables incluyen, por ejemplo, sin limitación, una matriz lógica programable, una matriz lógica programable de campo, una matriz de compuerta programable de campo y otros dispositivos de hardware adecuados. Con este tipo de implementación, el código 1418 de programa puede omitirse, porque los procesos para los diferentes modos de realización se implementan en una unidad de hardware.

10 En otro ejemplo ilustrativo más, la unidad 1404 de procesador puede implementarse utilizando una combinación de procesadores que se encuentran en ordenadores y unidades de hardware. La unidad 1404 de procesador puede tener un número de unidades de hardware y varios procesadores que están configurados para ejecutar el código 1418 de programa. Con este ejemplo representado, algunos de los procesos pueden implementarse en el número de unidades de hardware, mientras que otros procesos pueden implementarse en el número de procesadores.

15 En otro ejemplo, puede utilizarse un sistema de bus para implementar el marco 1402 de comunicaciones y puede estar compuesto por uno o más buses, como un bus de sistema o un bus de entrada/salida. Por supuesto, el sistema de bus puede implementarse utilizando cualquier tipo de arquitectura adecuada que proporcione una transferencia de datos entre diferentes componentes o dispositivos conectados al sistema de bus.

20 Además, una unidad de comunicaciones puede incluir varios dispositivos que transmiten datos, reciben datos o transmiten y reciben datos. Una unidad de comunicaciones puede ser, por ejemplo, un módem o un adaptador de red, dos adaptadores de red o alguna combinación de los mismos. Además, una memoria puede ser, por ejemplo, sin limitación, la memoria 1406 o un caché, como el que se encuentra en una interfaz y un concentrador de controlador de memoria que puede estar presente en el marco 1402 de comunicaciones.

25 Por lo tanto, uno o más de los modos de realización ilustrativos pueden proporcionar una identificación más precisa de las velocidades a las que puede funcionar una aeronave. Los diferentes modos de realización ilustrativos tienen en cuenta los cambios en la sustentación de una aeronave durante las diferentes fases de vuelo. En particular, los modos de realización ilustrativos reconocen y tienen en cuenta que la sustentación de la aeronave puede cambiar a medida que cambian varias condiciones para la aeronave. Al tomar en cuenta estas diferentes condiciones, una aeronave puede operar en aeropuertos con pistas más cortas en comparación con los sistemas utilizados actualmente.

30 La descripción de los diferentes modos de realización ilustrativos se ha presentado con propósitos de ilustración y descripción, y no pretende ser exhaustiva o limitada a los modos de realización en la forma descrita. Muchas modificaciones y variaciones serán evidentes para los expertos en la técnica. Además, diferentes modos de realización ilustrativos pueden proporcionar diferentes ventajas en comparación con otros modos de realización ilustrativos. El modo de realización o modos de realización seleccionados se eligen y describen con el fin de explicar mejor los principios de los modos de realización, la aplicación práctica, y para permitir que otros expertos en la técnica entiendan la divulgación para diversos modos de realización con diversas modificaciones que sean adecuadas para el particular uso contemplado.

35

REIVINDICACIONES

1. Un método para gestionar una aeronave durante el vuelo, que comprende:
 identificar un ángulo (242) de ataque de alerta para la aeronave (202) utilizando una velocidad (248) de alerta previamente identificada para la aeronave (202);
- 5 identificar un coeficiente (244) de sustentación de alerta para la aeronave (200) utilizando un ángulo (242) de ataque de alerta para la aeronave (200); e
 identificar una velocidad (246) de alerta para la aeronave (200) utilizando un coeficiente (244) de sustentación de alerta para la aeronave (200) y un coeficiente (240) de sustentación actual para la aeronave (200).
2. El método de la reivindicación 1, que comprende además:
- 10 identificar un conjunto (228) de umbrales para utilizar en la generación de una alerta (230) que indica una posible condición (256) de detención para la aeronave (200) utilizando al menos uno de los ángulos de ataque (242) de alerta, el coeficiente (244) de sustentación de alerta y la velocidad (246) de alerta.
3. El método de la reivindicación 2, en el que la etapa de identificar el conjunto (228) de umbrales para utilizar en la generación de la alerta (230) que indica la condición (256) de detención potencial para la aeronave (200) comprende:
- 15 identificar al menos uno de. un umbral (231) de ángulo de ataque utilizando el ángulo (242) de ataque de alerta, un umbral (232) de coeficiente de sustentación utilizando el coeficiente (242) de sustentación de alerta y un umbral (234) de velocidad utilizando la velocidad (246) de alerta.
4. El método de la reivindicación 3, que comprende además:
- 20 generar la alerta (230) cuando al menos uno de los ángulos (236) de ataque de la aeronave (202) es mayor que el umbral (231) de ángulo de ataque, el coeficiente (240) de sustentación actual de la aeronave (202) es mayor que el umbral (232) del coeficiente de sustentación, y la velocidad de la aeronave está por debajo del umbral (234) de velocidad; y
 enviar la alerta (230) a una palanca (422) vibradora en la aeronave (202).
5. El método de cualquiera de las reivindicaciones 1-4, en el que la etapa de identificar el ángulo (242) de ataque de alerta para la aeronave (202) que utiliza la velocidad (248) de alerta identificada previamente para la aeronave (202) comprende:
- 25 identificar un ángulo (610) de ataque de alerta inicial utilizando una posición (524) de retención del alerón y una tabla (602);
 identificar una desviación (612) de compensación del Mach utilizando la velocidad (246) de alerta identificada previamente para la aeronave (202); e
- 30 identificar el ángulo (242) de ataque de alerta para la aeronave (202) utilizando el ángulo (610) de ataque de alerta inicial y la desviación (612) de compensación del Mach.
6. El método de la reivindicación 5, en el que la etapa de identificar el ángulo (242) de ataque de alerta para la aeronave (202) que utiliza el ángulo (610) de ataque de alerta inicial y la desviación (612) de compensación del Mach comprende:
- 35 identificar el ángulo (242) de ataque de alerta para la aeronave (202) que utiliza el ángulo (610) de ataque de alerta inicial, la desviación (612) de compensación del Mach y al menos una de, una desviación (614) de cargas del ala actual, una desviación (616) de compensación del freno de velocidad, y una desviación (618) de ángulo de ataque.
7. El método de cualquiera de las reivindicaciones 1-6, en el que la etapa de identificar el coeficiente (244) de sustentación de alerta para la aeronave (202) utilizando el ángulo (242) de ataque de alerta para la aeronave (202) comprende:
- 40 identificar el coeficiente (244) de sustentación de alerta para la aeronave (200) que utiliza el ángulo (242) de ataque de alerta para la aeronave (202), una posición (524) de retención del alerón y una tabla (506).
8. El método de cualquiera de las reivindicaciones 1-7, en el que la etapa de identificar la velocidad (246) de alerta para la aeronave (202) utilizando el coeficiente (244) de sustentación de alerta para la aeronave (202) y el coeficiente (240) de sustentación actual para la aeronave (202) comprende:
- 45 identificar el coeficiente (240) de sustentación actual para la aeronave (202) utilizando un ángulo (520) de ataque corregido, una posición (524) de retención del alerón y una tabla (504);

- dividir el coeficiente (240) de sustentación actual por el coeficiente (244) de sustentación de alerta para generar un factor (536) de sustentación;
- identificar una raíz cuadrada (512) del factor (536) de sustentación para generar un factor (538) de velocidad; e
- 5 identificar la velocidad (246) de alerta utilizando el factor (538) de velocidad y una velocidad actual para la aeronave (202), en donde la velocidad (246) de alerta es un Mach (544) de alerta para la aeronave (202) y la velocidad actual es un Mach actual para la aeronave (202).
9. El método de cualquiera de las reivindicaciones 1-8, en el que la etapa de identificar el coeficiente (244) de sustentación de alerta para la aeronave (202) utilizando el ángulo (242) de ataque de alerta para la aeronave (202) comprende:
- 10 identificar el coeficiente (244) de sustentación de alerta para la aeronave (202) utilizando el ángulo (242) de ataque de alerta para la aeronave (202) en el que el coeficiente (244) de sustentación de alerta es sustancialmente un porcentaje seleccionado más bajo que el coeficiente actual de sustentación de la aeronave.
10. El método de cualquiera de las reivindicaciones 1-9, en el que las etapas para identificar el ángulo (242) de ataque de alerta para la aeronave (202) utilizan la velocidad (246) de alerta identificada previamente para la aeronave (202);
- 15 identificar el coeficiente (244) de sustentación de alerta para la aeronave (202) utilizando el ángulo (242) de ataque de alerta para la aeronave (202); e identificar la velocidad (246) de alerta para la aeronave (202) utilizando el coeficiente (244) de sustentación de alerta para la aeronave (202) y el coeficiente (240) de sustentación actual para la aeronave (202) se realizan para una maniobra de la aeronave (202).
11. Un sistema de gestión de detención que comprende:
- 20 un generador (224) de umbrales configurado para:
- identificar un ángulo (242) de ataque de alerta para una aeronave (202) utilizando una velocidad (248) de alerta identificada previamente para la aeronave (202);
- identificar un coeficiente (244) de sustentación de alerta para la aeronave (202) utilizando el ángulo (242) de ataque de alerta para la aeronave (202); e
- 25 identificar una velocidad (246) de alerta para la aeronave (202) utilizando el coeficiente (244) de sustentación de alerta para la aeronave (202) y un coeficiente (240) de sustentación actual para la aeronave (202).
12. El sistema de gestión de detención de la reivindicación 11, en el que el generador (224) de umbrales está configurado para identificar un conjunto (228) de umbrales para su uso en la generación de una alerta (230) que indica una condición (256) de detención potencial para la aeronave (202) utilizando al menos uno de, el ángulo (242) de ataque de alerta, el coeficiente (244) de sustentación de alerta y la velocidad (246) de alerta.
- 30 13. El sistema de gestión de detención de la reivindicación 12, en el que el generador (224) de umbrales está configurado para identificar el conjunto (228) de umbrales para su uso en la generación de la alerta (230) que indica la condición (256) de detención potencial para la aeronave (202) identificando al menos uno de, un umbral (231) de ángulo de ataque utilizando el ángulo (242) de ataque de alerta, un umbral (232) de coeficiente de sustentación
- 35 utilizando el coeficiente (244) de sustentación de alerta y un umbral (234) de velocidad utilizando la velocidad (246) de alerta.
14. El sistema de gestión de detención de la reivindicación 13, que comprende además:
- un generador (226) de alertas configurado para recibir el conjunto (228) de umbrales desde el generador (224) de umbrales y generar la alerta (230) cuando al menos uno de, un ángulo (236) de ataque de la aeronave (202) es mayor
- 40 que el umbral (231) de ángulo de ataque, el coeficiente (240) de sustentación actual de la aeronave (202) es mayor que el umbral (232) del coeficiente de sustentación, y una velocidad (202) de la aeronave está por debajo del umbral (234) de velocidad y envía la alerta (230) a una palanca (422) vibradora en la aeronave (202).
15. El sistema de gestión de detención de cualquiera de las reivindicaciones 11-14, en el que el generador (224) de umbrales está configurado para identificar el ángulo (242) de ataque de alerta identificando un ángulo (610) de ataque de alerta inicial utilizando una posición (524) de retención del alerón y una tabla (602) en un número de tablas (251);
- 45 identificar una desviación (612) de compensación del Mach utilizando la velocidad (248) de alerta identificada previamente para la aeronave (202); e
- identificar el ángulo (532) de ataque de alerta para la aeronave (202) utilizando el ángulo (610) de ataque de alerta inicial y la desviación (612) de compensación del Mach.
- 50 16. El sistema de gestión de detención de la reivindicación 15, en el que el generador (224) de umbrales está configurado para identificar el ángulo (532) de ataque de alerta para la aeronave (202) identificando el ángulo (532) de ataque de alerta para la aeronave (202) utilizando el ángulo (610) de ataque de alerta inicial, la desviación (612)

de compensación del Mach y al menos una de, una desviación (614) de cargas del ala actual, una desviación (616) de compensación del freno de velocidad y una desviación (618) de ángulo de ataque.

5 17. El sistema de gestión de detención de cualquiera de las reivindicaciones 11-16, en el que el generador (224) de umbrales está configurado para identificar el coeficiente (534) de sustentación de alerta para la aeronave (202) utilizando el ángulo (532) de ataque de alerta para la aeronave (202), una posición (524) de retención del alerón y una tabla (506).

10 18. El sistema de gestión de pérdida de velocidad de cualquiera de las reivindicaciones 11-17, en el que el generador (224) de umbrales está configurado además para realizar las etapas de identificar el ángulo (242) de ataque de alerta para la aeronave (202) utilizando la velocidad (248) de alerta identificada previamente para la aeronave (202); identificar el coeficiente (244) de sustentación de alerta para la aeronave (202) utilizando el ángulo (242) de ataque de alerta para la aeronave (202); e identificar la velocidad (246) de alerta para la aeronave (202) utilizando el coeficiente (244) de sustentación de alerta para la aeronave (202) y el coeficiente (240) de sustentación actual para la aeronave (202) para una maniobra para la aeronave (202).

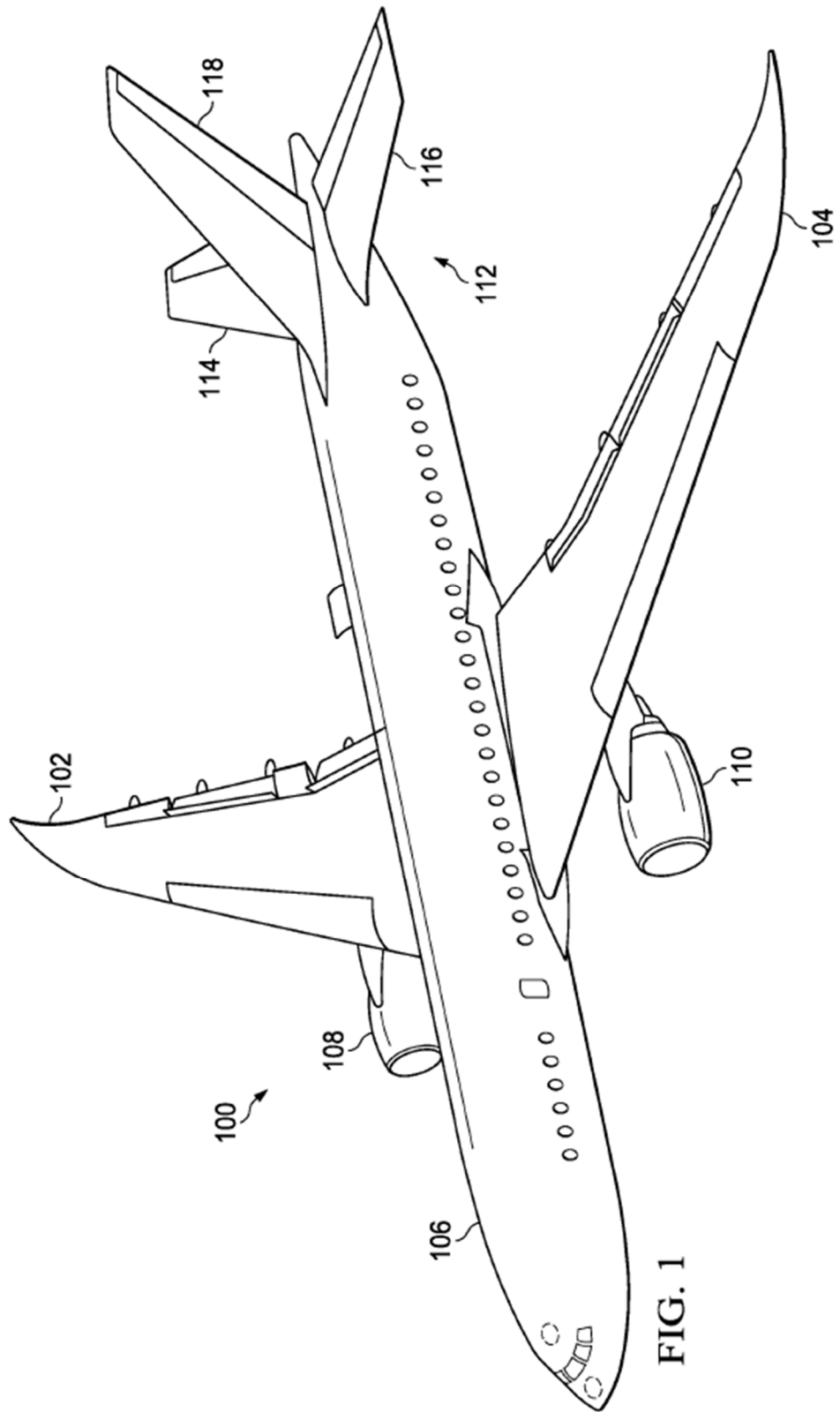
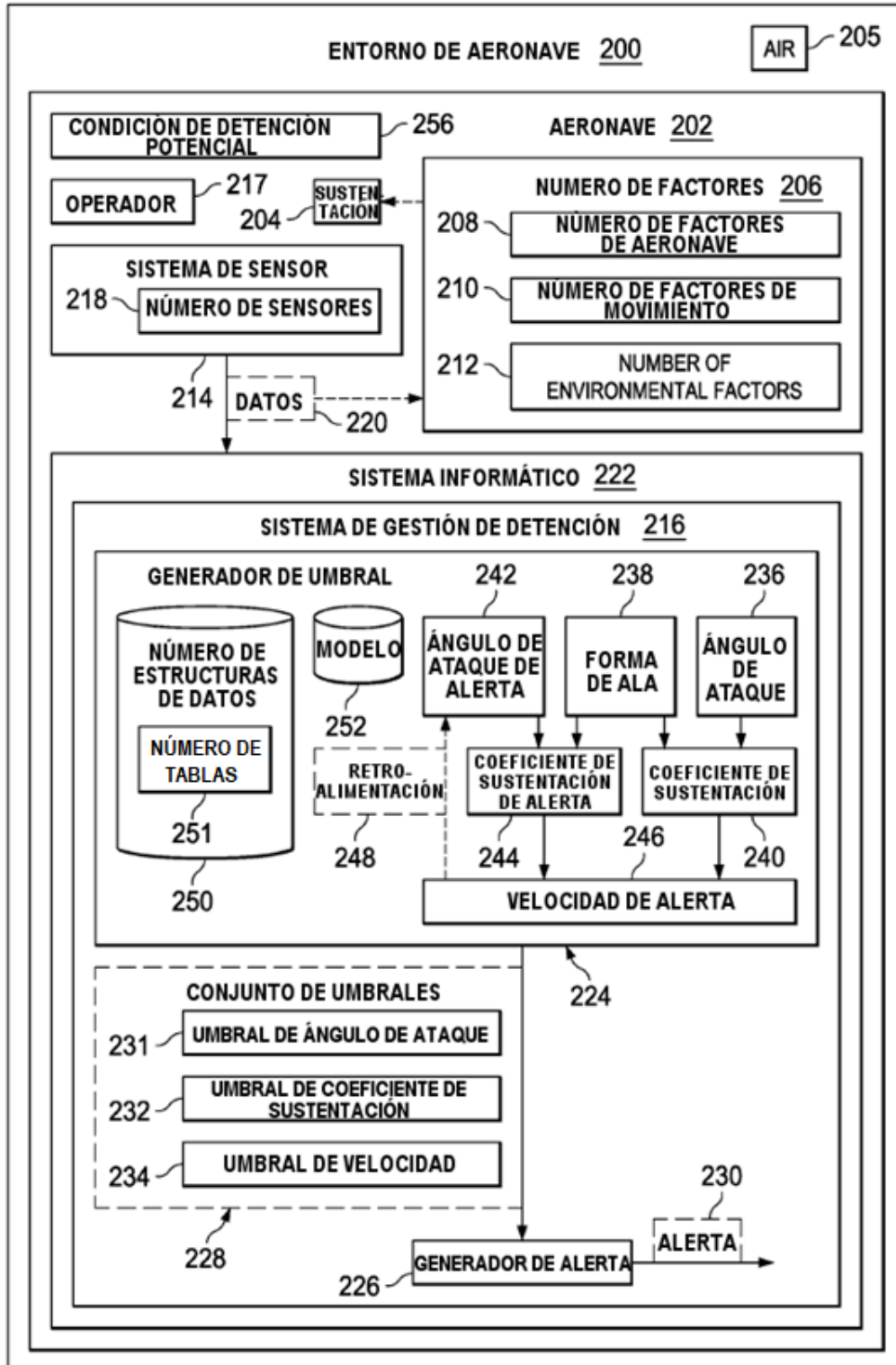


FIG. 1

FIG. 2



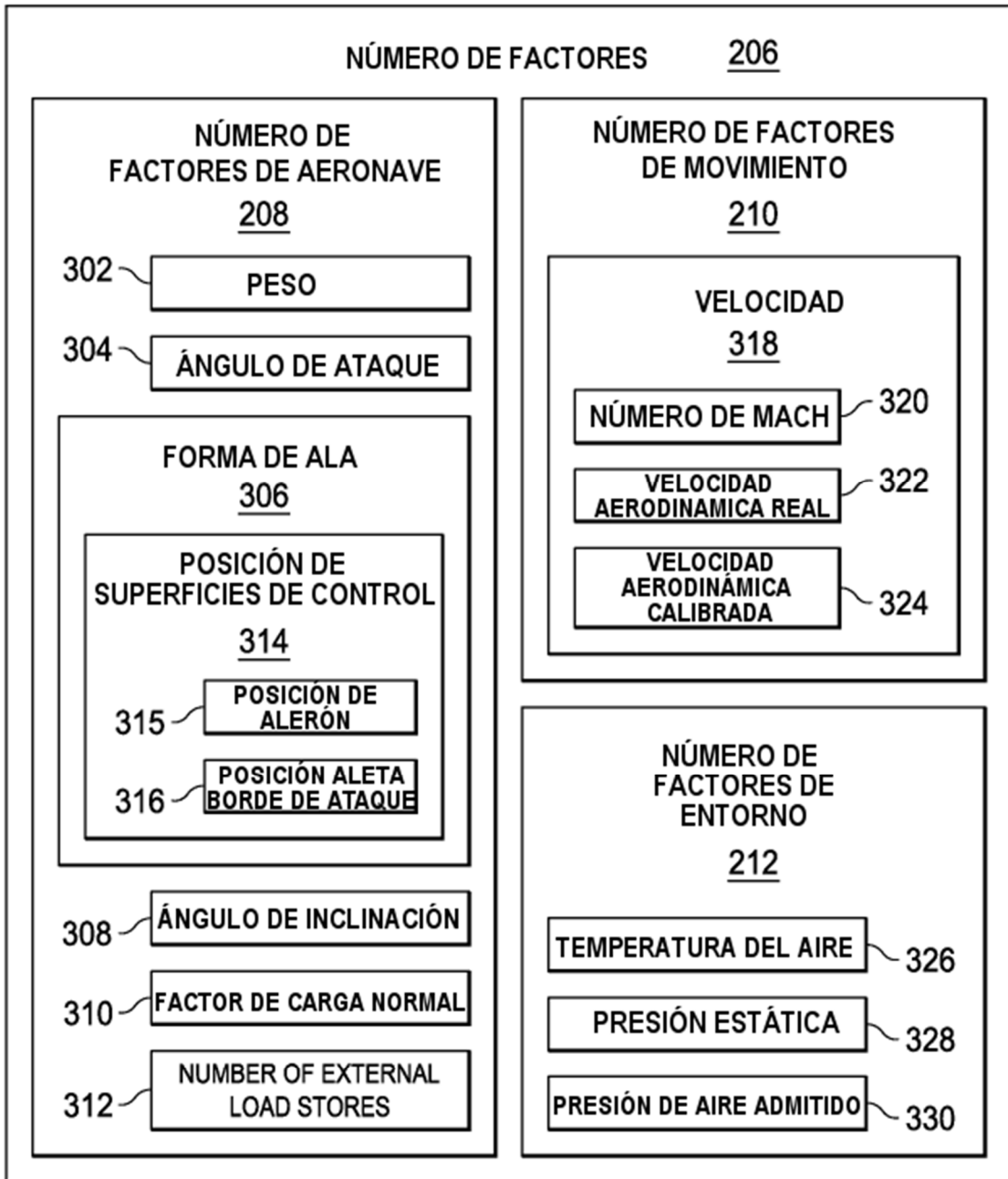


FIG. 3

FIG. 4

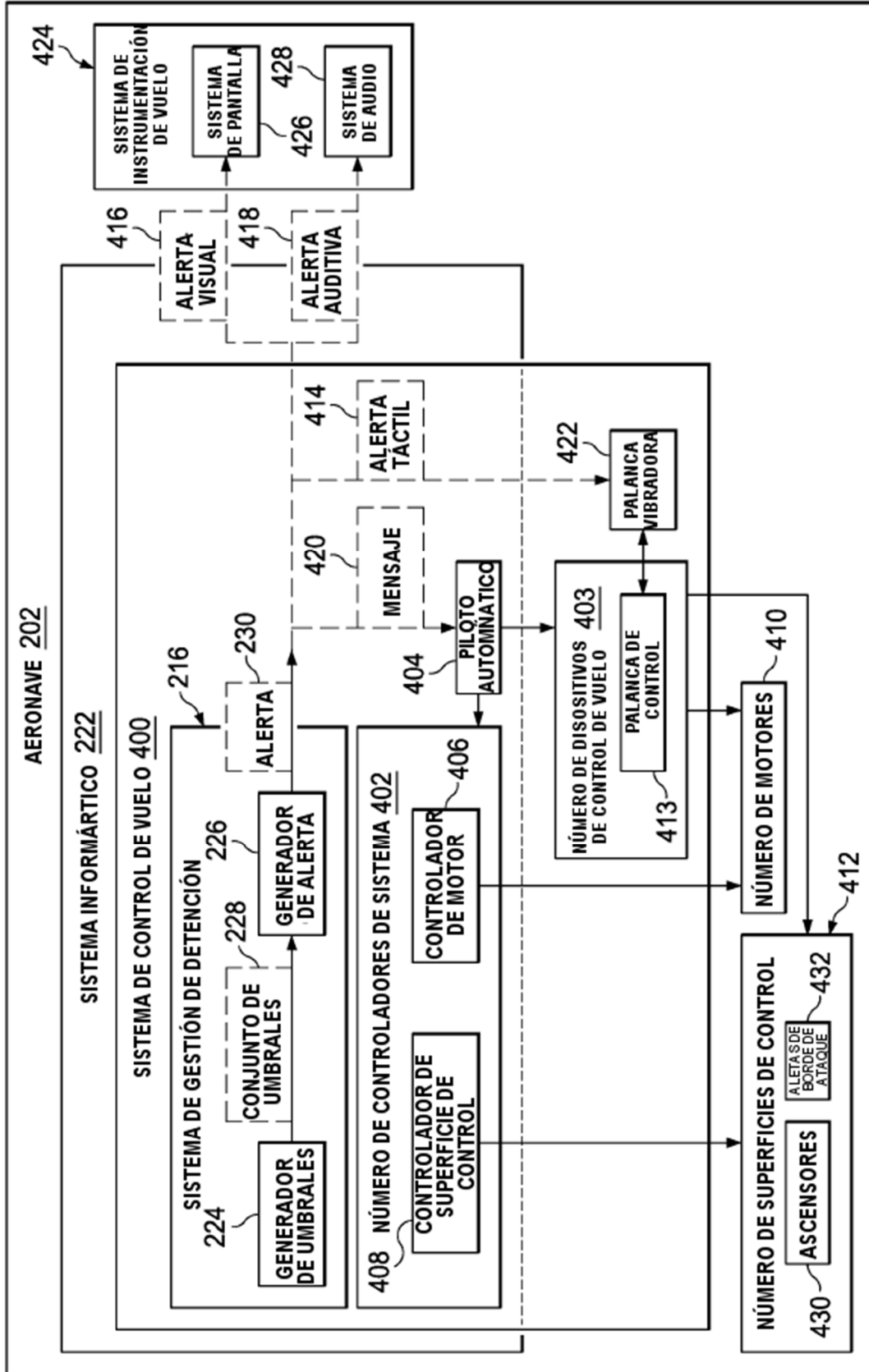
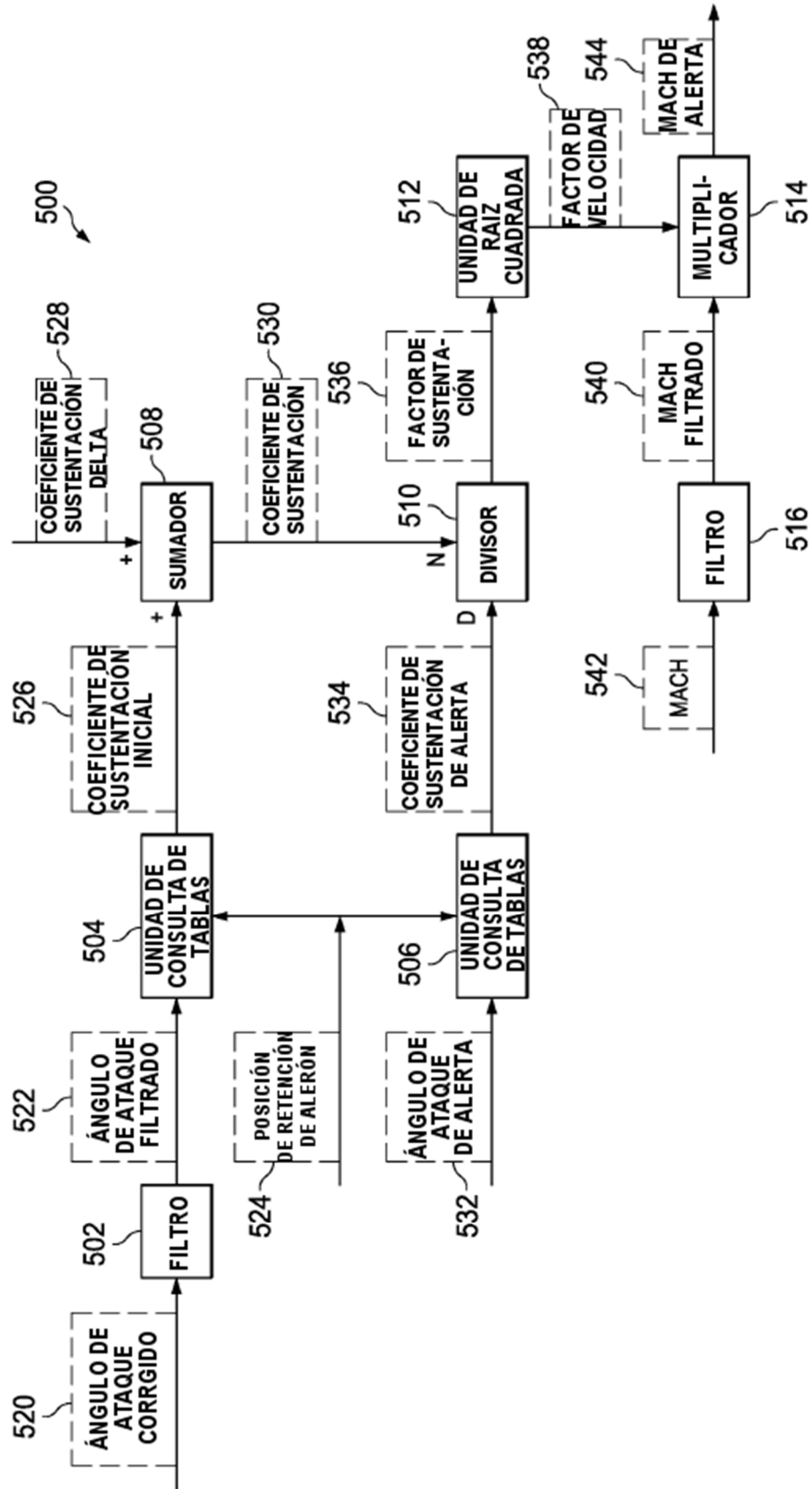


FIG. 5



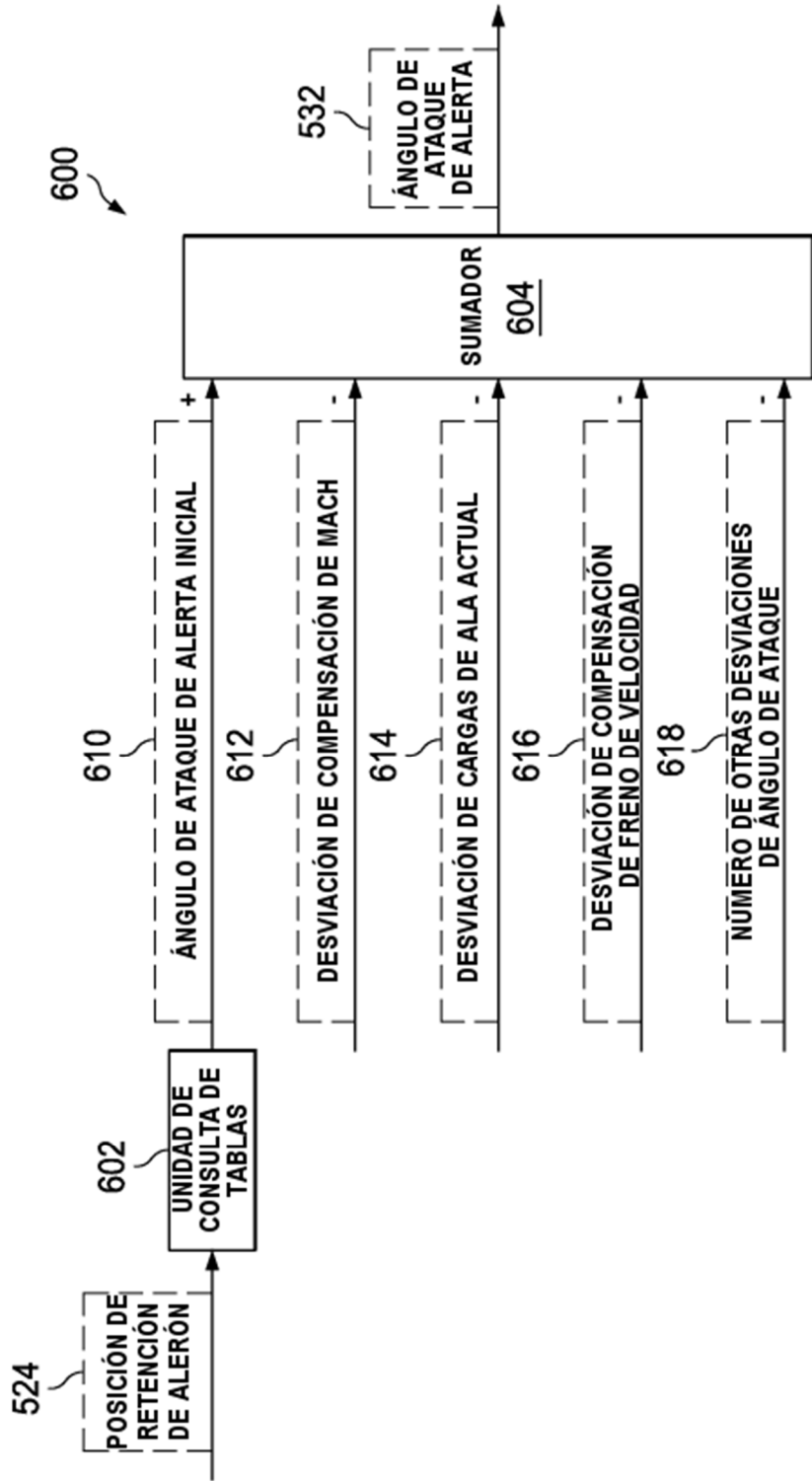


FIG. 6

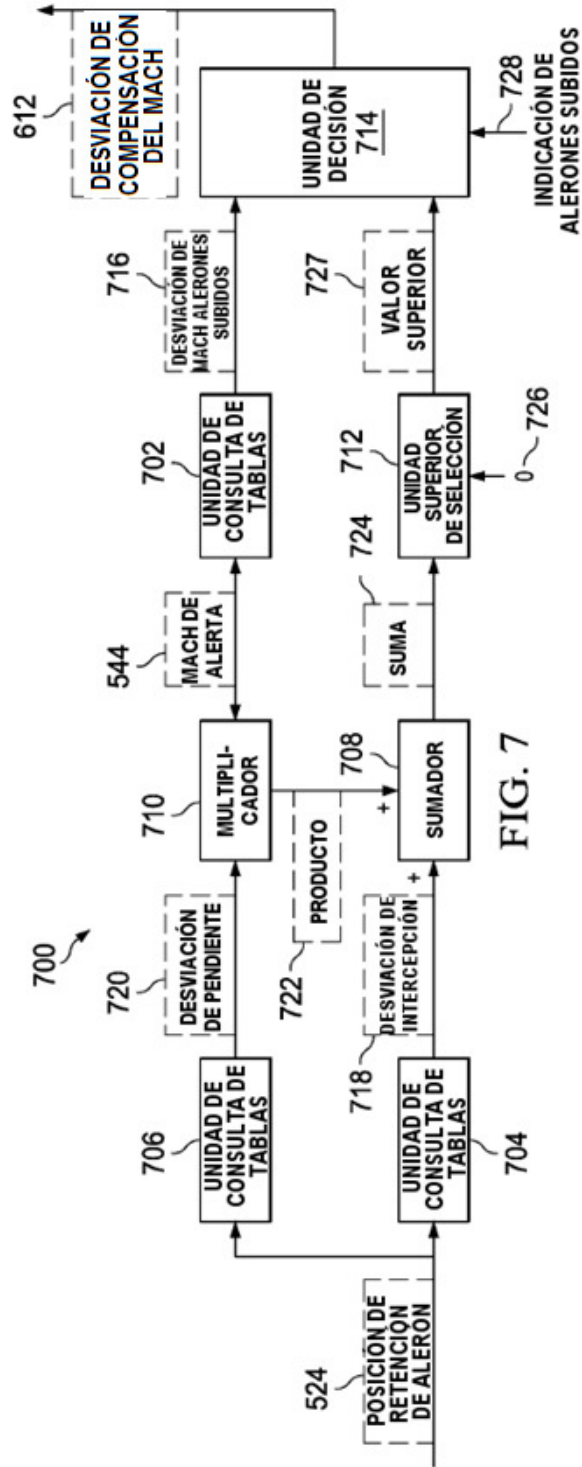


FIG. 7

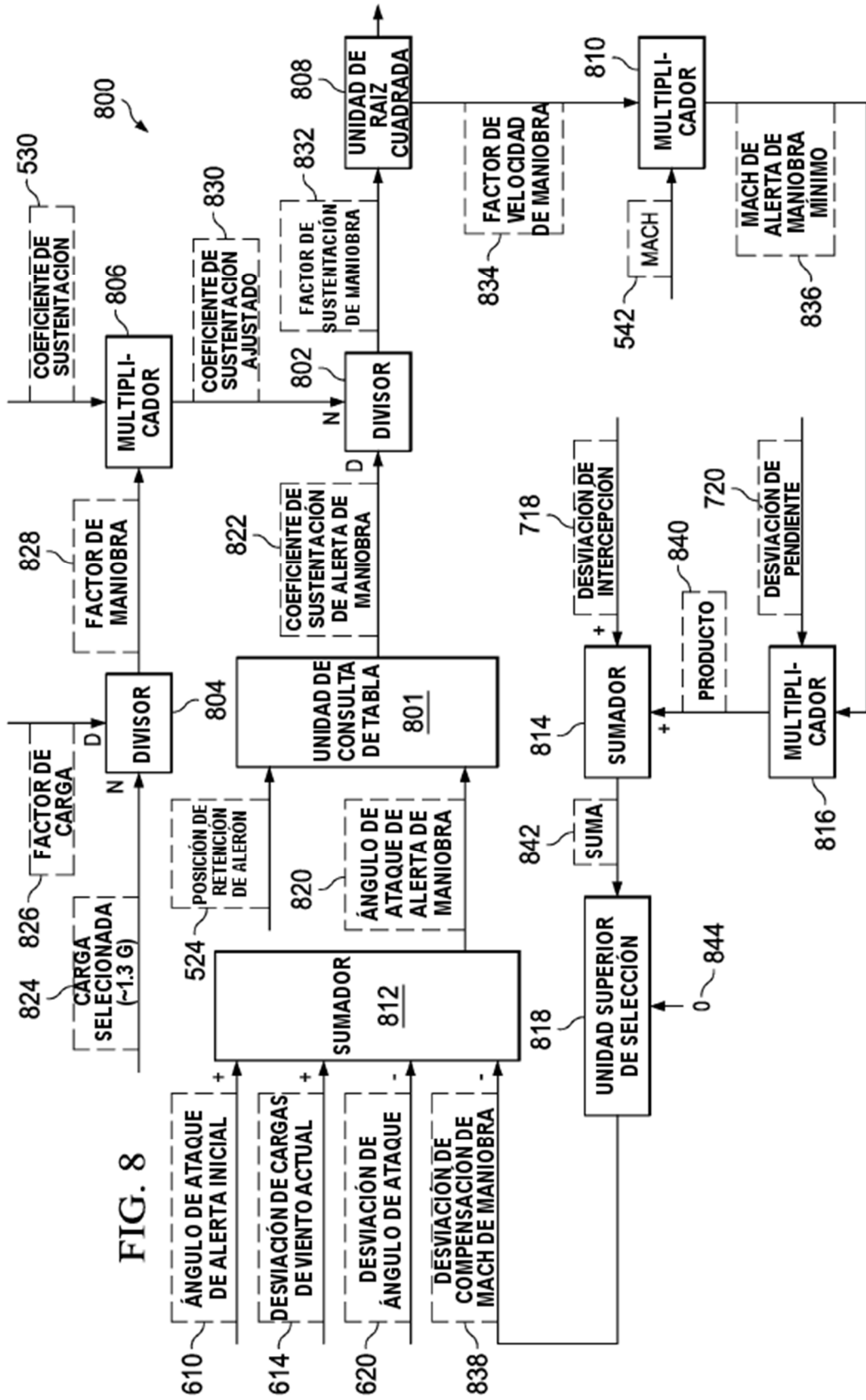


FIG. 8

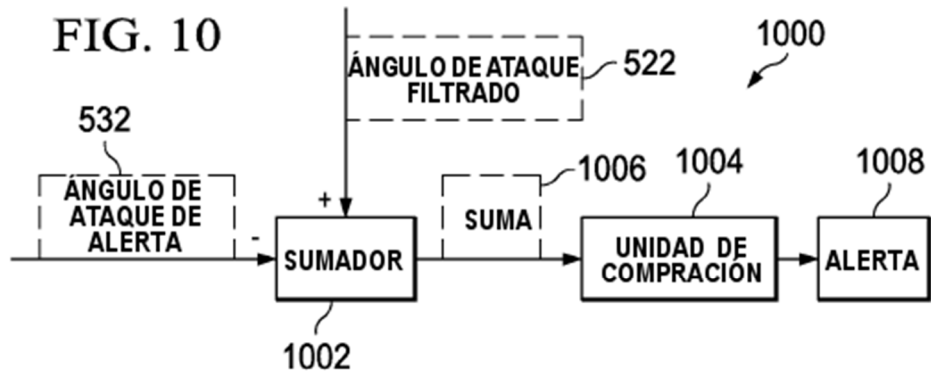
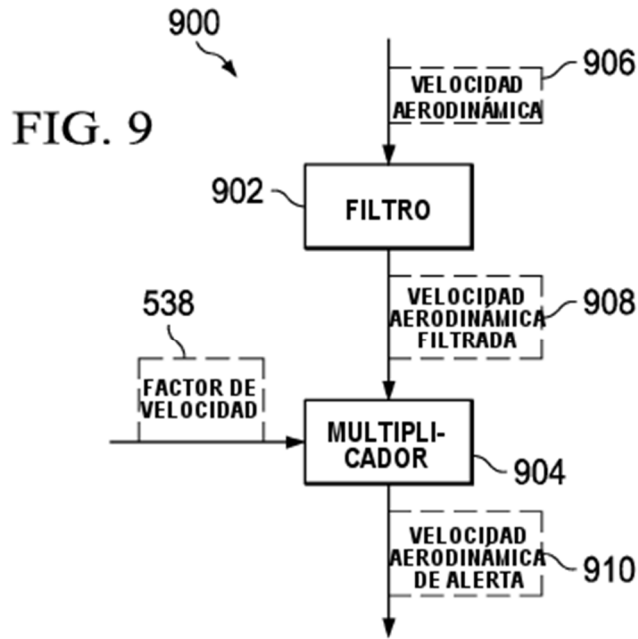


FIG. 11

ÁNGULO DE ATAQUE (EN GRADOS)	POSICIÓN DE RETENCIÓN DE ALERÓN (EN GRADOS)			
	1	5	10	40
-5	1.2	2.2	5.7	8.3
0	3.5	6.6	4.2	2.1
5	7.5	1.5	2.8	7.1
10	4.2	3.7	6.3	8.8

