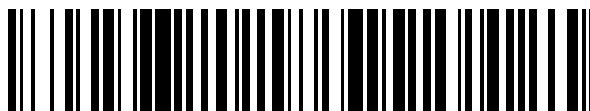


19



OFICINA ESPAÑOLA DE  
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 522 340**

51 Int. Cl.:

**G05D 1/10** (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **05.05.2009 E 09382063 (7)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **22.10.2014 EP 2154594**

54 Título: **Navegación de una aeronave en cuatro dimensiones**

30 Prioridad:

**05.08.2008 EP 08380245**

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

**14.11.2014**

73 Titular/es:

**THE BOEING COMPANY (100.0%)  
100 N. RIVERSIDE PLAZA  
CHICAGO, IL 60606-1596, US**

72 Inventor/es:

**GARRIDO-LÓPEZ, DAVID;  
GÓMEZ-LEDESMA, RAMÓN y  
D'ALTO, LUIS PEDRO**

74 Agente/Representante:

**UNGRÍA LÓPEZ, Javier**

**ES 2 522 340 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

Navegación de una aeronave en cuatro dimensiones

5 **Campo de la invención**

La presente invención se refiere a métodos de control de la trayectoria de vuelo de una aeronave para seguir lo más cerca posible una trayectoria de vuelo de cuatro dimensiones predeterminada. La presente invención es especialmente útil en el vuelo de aproximaciones de descenso continuo.

10

**Antecedentes de la invención**

Las trayectorias de vuelo se calculan, en general, en tres dimensiones, es decir, la altitud y la posición lateral. Para calcular una trayectoria de vuelo en cuatro dimensiones se necesita la posición tridimensional de la aeronave que se especifica sobre un número de puntos en el tiempo.

15

La capacidad de volar una aeronave de acuerdo con una trayectoria de vuelo predeterminada con exactitud de tal manera que su posición sea predecible como una función del tiempo es cada vez más importante en el control del tráfico aéreo. Esto permitiría al control de tráfico aéreo relajar las separaciones entre aeronaves, conduciendo a un uso más eficiente del espacio aéreo.

20

Aunque es aplicable a todas las fases de vuelo de la aeronave, un área que podría beneficiarse especialmente de una mayor capacidad para volar una trayectoria de vuelo de cuatro dimensiones es en las aeronaves que vuelan aproximaciones de descenso continuo en los aeropuertos. Normalmente, las aeronaves se aproximarán a un aeropuerto bajo la dirección de los controladores aéreos. Los controladores aéreos tienen la tarea de garantizar la llegada segura de las aeronaves a su destino, garantizando al mismo tiempo que la capacidad del aeropuerto es máxima. El requisito precedente se cumple, en general, asegurando que se mantienen separaciones especificadas mínimas entre las aeronaves. El control del tráfico aéreo está sujeto a incertidumbres que pueden actuar para deteriorar la separación entre las aeronaves, tales como vientos variables, tanto en velocidad como en dirección, y las diferentes prácticas de pilotaje. No obstante, un gran número de aeronaves pueden operar con seguridad confinadas en un espacio relativamente pequeño ya que el control del tráfico aéreo puede corregir estas incertidumbres a un nivel táctico usando un radar vectorial, un cambio de velocidad y/o un cambio de altitud. Como resultado, una aproximación típica a un aeropuerto involucrará una aproximación escalonada en la que se autoriza a la aeronave a descender escalonadamente a altitudes sucesivamente más bajas como otro tráfico aéreo permita.

25

30

35

El ruido del tráfico aéreo alrededor de los aeropuertos tiene importantes consecuencias sociales, políticas y económicas para las autoridades aeroportuarias, las compañías aéreas y las comunidades. Una forma económica de abordar el problema del ruido en las proximidades de los aeropuertos es desarrollar nuevos procedimientos de navegación que reduzcan el número de aeronaves que vuelan sobre las zonas sensibles a baja altura con unos ajustes máximos de empuje y/o con unas configuraciones aerodinámicas no limpias (por ejemplo, con el tren de aterrizaje y/o los flaps desplegados). Lamentablemente, las aproximaciones de descenso escalonado convencionales actúan para exacerbar este problema, ya que las aeronaves se mantienen a bajas altitudes, en las que el empuje del motor debe ser suficiente para mantener el nivel de vuelo.

40

45

Las aproximaciones de descenso continuo (CDA) son bien conocidas. Estas aproximaciones ven a la aeronave aproximarse a un aeropuerto descendiendo continuamente con el ajuste de los motores al ralentí o cerca del ralentí. Claramente, las aproximaciones de descenso continuo son altamente beneficiosas en términos de reducción de ruido ya que aseguran que la aeronave se mantiene tan alta como es posible por encima de las áreas sensibles mientras que al mismo tiempo se reduce la producción de ruido en la fuente a través del uso óptimo del motor y los flaps.

50

Las aproximaciones de descenso continuo también se benefician de la eficiencia de combustible, la emisión de contaminantes y reducen el tiempo de vuelo.

55

Sin embargo, las aproximaciones de descenso continuo deben planearse en detalle antes de comenzar la aproximación y no pueden someterse a correcciones tácticas para garantizar la separación de aeronaves segura como las usadas en las aproximaciones de descenso escalonado convencionales. Hasta la fecha, esto ha obligado a los controladores de tráfico aéreo a imponer grandes separaciones entre las aeronaves para garantizar que la aeronave llega al aeropuerto separada por una distancia de seguridad, teniendo en cuenta el potencial de reducción en la separación de la aeronave cuando se vuelan aproximaciones debido a un resultado de los cambios del viento y otras incertidumbres. Este aumento en la separación da lugar a una reducción indeseable en la capacidad del aeropuerto.

60

La penalización de capacidad asociada con las aproximaciones de descenso continuo ha evitado su uso generalizado en los aeropuertos y, hasta la fecha, las aproximaciones de descenso continuo en su mayoría se han usado en los aeropuertos con bajos niveles de tráfico aéreo o en los aeropuertos más ocupados durante las horas

65

tranquilas (por ejemplo, por la noche). Por lo tanto, es deseable ser capaz de volar aproximaciones de descenso continuo que minimicen las incertidumbres en la historia de la posición en cuatro dimensiones de la aeronave. Esto permitiría a los controladores de tráfico aéreo reducir con seguridad la separación entre aeronaves, satisfaciendo de este modo las necesidades de capacidad de los aeropuertos modernos.

5 Una ayuda a la navegación se describe en el documento US 6.405.107.

### Sumario de la invención

10 En este contexto, y de acuerdo con un primer aspecto, la presente invención reside en un método de control de una aeronave para seguir una trayectoria de vuelo de cuatro dimensiones predeterminada, que comprende: monitorizar la posición a lo largo de la derrota real y la posición vertical actual de la aeronave en relación con las posiciones deseadas correspondientes en la trayectoria de vuelo predeterminada; usar el timón(es) de profundidad de la aeronave para corregir las desviaciones de la posición a lo largo de la derrota real de la aeronave a partir de la posición a lo largo de la derrota deseada; y usar el acelerador(s) de la aeronave para corregir las desviaciones de la posición vertical real de la aeronave a partir de la posición vertical deseada alterando el ajuste de aceleración desde un valor nominal a un valor ajustado cuando la posición vertical real difiere de la posición vertical deseada en más que un umbral. Este método está diseñado principalmente para ser un método de navegación vertical de la aeronave ordenado automáticamente por un ordenador de gestión de vuelo.

20 Tal método proporciona un control primario de la posición a lo largo de la derrota (es decir, la velocidad respecto al suelo). El control de la posición a lo largo de la derrota se consigue usando el timón(es) de profundidad y sin ajustar el acelerador(es). Si el ajuste del timón de profundidad conduce a una desviación de la posición vertical que supere el umbral, entonces el acelerador(s) se usa para controlar la posición vertical. El cambio en el ajuste de aceleración solo se usa para corregir la desviación en la posición vertical, es decir, no se ordena al timón(es) de profundidad que corrija la desviación en la posición vertical (aunque los cambios de timón de profundidad pueden ordenarse por otros sistemas de control).

30 Por consiguiente, en lugar de usar las órdenes de aceleración para controlar la velocidad respecto al suelo, se usa en su lugar el timón(es) de profundidad. Esto tiene un beneficio importante en que el tiempo de respuesta de la aeronave a un cambio en una orden del timón de profundidad es mucho más rápido que el tiempo de respuesta de la aeronave para un cambio en una orden de aceleración. Como resultado, la posición a lo largo de la derrota real puede limitarse a seguir muy de forma cercana la posición a lo largo de la derrota deseada.

35 En efecto, el control del timón de profundidad se usa para corregir errores en el seguimiento de la posición a lo largo de la derrota deseada transfiriendo el error a la posición vertical. Negociando la energía cinética de la energía potencial de esta manera, se sacrifica la exactitud de la posición vertical en beneficio de la precisión en la posición a lo largo de la derrota.

40 Las imprecisiones en la posición vertical se corrigen usando órdenes de aceleración. Sin embargo, en lugar de intentar corregir los errores en la posición vertical de forma continua, se toleran pequeñas inexactitudes en la posición vertical. En su lugar, estos pequeños errores se monitorizan y de hecho pueden permanecer dentro de los valores tolerables de su acuerdo. No obstante, si los errores continúan creciendo, la aceleración(es) puede usarse para reducir el error. Esto se logra cambiando el ajuste de aceleración solo una vez, se desvía la posición vertical real de la posición vertical deseada por encima de una cantidad umbral. De esta manera, la aeronave puede volarse sin la necesidad de cambios continuos o incluso frecuentes de la configuración de empuje, ahorrando de esta manera el desgaste del motor y proporcionando ahorros de combustible. También proporciona una forma eficaz de timón de profundidad de desacoplamiento y control de la aceleración. Se ha demostrado que las pequeñas correcciones de los ajustes de aceleración en torno a valores de empuje cercanos al ralenti son suficientes para garantizar un confinamiento vertical razonable de la trayectoria.

50 Preferentemente, el uso de la aceleración(es) de la aeronave para corregir las desviaciones de la posición vertical real de la aeronave comprende: aumentar el ajuste de aceleración desde un valor nominal a un valor más alto cuando la posición vertical real cae por debajo de la posición vertical deseada por un primer umbral, y reducir el ajuste de aceleración desde el valor nominal a un valor menor cuando la posición vertical real se eleva por encima de la posición vertical deseada por un segundo umbral. Opcionalmente, los umbrales primero y segundo pueden compensarse a partir del ajuste nominal por una cantidad igual. Como alternativa, el primer umbral y/o el segundo umbral pueden variar con la altitud. Esto puede ser en beneficio de la seguridad de vuelo. Por ejemplo, el primer umbral y/o el segundo umbral pueden ajustarse para que sean mayores en una segunda altitud de lo que son en una primera altitud inferior.

60 De esta manera, los umbrales pueden ajustarse para que sean mayores a altitudes altas donde no hay conflicto potencial con otras rutas aéreas, y los umbrales pueden reducirse, por ejemplo, progresivamente a altitudes más bajas, lo que optimiza el uso del motor.

65 Después de ajustar los ajustes de aceleración, los ajustes de aceleración pueden permanecer en el valor más alto o más bajo. Mientras que el ajuste de aceleración está en este estado alterado, el método puede comprender además,

continuar para monitorizar la posición a lo largo de la derrota real y la posición vertical real de la aeronave en relación con las posiciones deseadas correspondientes en la trayectoria de vuelo predeterminada; usar el timón(es) de profundidad de la aeronave para corregir desviaciones de la posición a lo largo de la derrota real de la aeronave a partir de la posición a lo largo de la derrota deseada; y devolver el ajuste de aceleración al valor nominal una vez que la posición vertical real de la aeronave corresponde a la posición vertical deseada. En consecuencia, el ajuste de aceleración de la aeronave se cambia simplemente una vez a un ajuste superior o inferior y se deja en ese ajuste hasta que se elimine el error de la posición vertical. Una vez que se corrige el error, el ajuste de aceleración se devuelve simplemente al valor nominal. De forma ventajosa, esto da lugar a cambios menos frecuentes del ajuste de aceleración.

El ajuste de aceleración nominal puede decidirse de antemano con el fin de realizar los cálculos de referencia de orientación. El ajuste de aceleración nominal no es necesariamente un valor fijo, sino que puede variar a lo largo del vuelo previsto con el fin de cumplir con las restricciones. Por ejemplo, el ajuste de aceleración nominal puede adoptar diferentes valores para diferentes segmentos de un descenso con el fin de cumplir las restricciones de altitud y/o velocidad determinadas.

Los ajustes de aceleración alterados pueden determinarse para una aeronave determinada o pueden calcularse en vuelo. Por ejemplo, en función del peso bruto actual y el error de ángulo de la trayectoria de vuelo actual, puede calcularse un ajuste de aceleración alterado a partir del ajuste de aceleración nominal con el fin de garantizar que la aeronave anulará su desviación vertical en una cantidad de tiempo determinada asumiendo que las condiciones no cambien significativamente. Preferentemente, este cálculo se limita de tal modo que la aceleración se mantiene dentro de los límites. Por ejemplo, puede establecerse un límite de nivel de la aceleración más bajo como el nivel del motor de ralentí.

Pueden usarse más de un par de umbrales. Por ejemplo, pueden usarse dos o más umbrales o por encima o por debajo del ajuste nominal (o tanto por encima como por debajo), con los ajustes de aceleración alterados apropiados asignados para cada umbral. Por ejemplo, un umbral que indica una desviación por encima de la posición vertical deseada puede dar lugar a un ajuste de empuje más reducido que un umbral que indica una desviación más pequeña.

Se ha descubierto que puede hacerse una mejora que acredite un beneficio específico donde existe una mayor necesidad de tolerancia en desviaciones en la posición vertical. Esto es debido al tiempo de respuesta lento recibido por las órdenes de aceleración, es decir, una vez que se produce una nueva orden de aceleración, existe un retraso en los motores que responden para producir el empuje correspondiente al nuevo ajuste de aceleración, y entonces existe un retraso en la respuesta de la aeronave al ajuste de aceleración alterado. Este tiempo de respuesta lento puede adaptarse en circunstancias donde existen tolerancias de posición vertical relajadas. Sin embargo, los tiempos de respuesta lentos significan que los umbrales superior e inferior de las desviaciones en la posición vertical pueden cruzarse repetidamente, conduciendo a un movimiento oscilatorio de la aeronave. Aunque esto no conducirá a una falta de control, produce unos números indeseables de cambios de aceleración en los motores. Esto conduce a un aumento del desgaste de los motores y a una disminución del ahorro de combustible.

De acuerdo con la mejora, el método puede comprender la generación de órdenes de aceleración en base a predicciones de las desviaciones de la posición vertical real de la aeronave a partir de la posición vertical deseada. Por ejemplo, el método puede comprender repetidamente el cálculo de una desviación prevista en la posición vertical: calculando la desviación actual de la posición vertical real a partir de la posición vertical deseada, calculando la tasa de cambio de la desviación en la posición vertical, multiplicando la tasa de cambio por un periodo de tiempo de predicción, y sumando la tasa de cambio multiplicada de este modo a la desviación actual en la posición vertical obteniendo la desviación prevista en la posición vertical; y generar una orden de aceleración en base a la desviación prevista en la posición vertical. El periodo de tiempo de predicción puede elegirse apropiadamente. Se ha descubierto que cinco segundos son adecuados para funcionar adecuadamente. Con tal periodo de tiempo de predicción, el método predice eficazmente la desviación en la posición vertical en cinco segundos de tiempo. Esto mitiga el tiempo de respuesta lento de aceleración(es), y proporciona una mejor respuesta en el comportamiento de la aeronave (por ejemplo, esto también ayuda a eliminar el movimiento oscilatorio descrito anteriormente que puede producirse cuando se siguen tolerancias firmes de la posición vertical).

Pueden adoptarse muchos enfoques diferentes para efectuar el control de la posición a lo largo de la derrota sin alejarse del alcance de la presente invención. Por ejemplo, puede monitorizarse la desviación entre las posiciones a lo largo de la derrota real y deseada, y cualquier desviación, por pequeña que sea, puede corregirse mediante una orden del timón de profundidad adecuada. Como alternativa, pueden introducirse los umbrales, de manera que una orden para mover el timón(es) de profundidad se produce solo cuando la desviación supera un umbral. El umbral puede establecerse muy bajo en relación con los umbrales de las órdenes de aceleración para garantizar que se invoca el control del timón de profundidad con preferencia al control de la aceleración. Además, la desviación de la posición a lo largo de la derrota real a partir de la posición a lo largo de la derrota deseada puede monitorizarse de forma continua o a intervalos. Los intervalos pueden fijarse como se desee.

La emisión de órdenes de timón de profundidad hace que cambie la actitud de la aeronave. Por ejemplo, si se ha descubierto que la aeronave tiene que desplazarse demasiado a lo largo de la derrota, se usa el timón de profundidad para inclinar el morro de la aeronave lo que disminuye la velocidad respecto al suelo de la aeronave y provocando el progreso de la aeronave a lo largo de la derrota para reducir la velocidad. La conexión entre la desviación en la posición a lo largo de la derrota y la orden del timón de profundidad puede implementarse de muchas maneras diferentes. Por ejemplo, las órdenes pueden enviarse al timón(es) de profundidad para alterar la inclinación de la aeronave mediante un incremento de conjunto. Como alternativa, puede producirse una orden del timón de profundidad lo que provoca un cambio en la inclinación de la aeronave que depende de la desviación a partir de la posición a lo largo de la derrota deseada. Otra alternativa para la conexión entre el error de posición a lo largo de la derrota y la orden del timón de profundidad es generar órdenes de velocidad respecto al aire calibrada (CAS) y proporcionárselas al piloto automático. El piloto automático genera posteriormente las órdenes de timón de profundidad necesarias usando las órdenes CAS. Las órdenes CAS necesarias para anular los errores de posición a lo largo de la derrota pueden calcularse en función del error de velocidad respecto al suelo, del error de posición a lo largo de la derrota y de la velocidad respecto al aire calibrada actual (junto con los datos de vuelo adicionales, tales como los datos del estado termodinámico del aire y el viento).

En cualquiera de las disposiciones anteriores, los cambios en la configuración de la aeronave derivados de los ajustes de timón de profundidad y de los ajustes de aceleración pueden hacerse con respecto a otras características de seguridad de la aeronave. Por ejemplo, cualquier ajuste de aceleración puede modificarse con el fin de garantizar que la velocidad de la aeronave se mantenga dentro de límites seguros o aprobados, por ejemplo para evitar un exceso de velocidad, una velocidad insuficiente o producir condiciones de entrada en pérdida. También, pueden modificarse los ajustes de timón de profundidad para garantizar que la inclinación de la aeronave se mantiene dentro de los límites de seguridad o aprobados, por ejemplo para evitar exceder un ángulo de entrada en pérdida.

Puede incluirse una característica de seguridad adicional. El método puede comprender volver a una trayectoria de vuelo limitada verticalmente si la desviación en la posición vertical excede un umbral preestablecido. Esto puede permitir que se establezca un umbral para satisfacer un rendimiento de navegación necesaria (RNP) para un descenso de aproximación continuo. Si la aeronave excede este RNP, la ley de control descrita anteriormente puede abandonarse en favor de la adopción de una trayectoria de vuelo limitada vertical (a expensas de la previsibilidad y por lo tanto conduciendo normalmente a desviaciones más significativas de la trayectoria de vuelo de cuatro dimensiones predeterminada).

La presente invención reside también en un ordenador de control de vuelo programado para implementar cualquiera de los métodos descritos anteriormente. Además, la presente invención reside en una aeronave que tiene tal ordenador de control de vuelo. El ordenador de control de vuelo puede localizarse en o cerca de la cabina de la aeronave. La presente invención reside también en un programa de ordenador que, cuando se ejecuta, implementa cualquiera de los métodos descritos anteriormente.

#### Breve descripción de los dibujos

Con el fin de que la presente invención pueda entenderse más fácilmente, se describirán ahora unas realizaciones preferidas, solo a modo de ejemplo, con referencia a los siguientes dibujos en los que:

- La figura 1 es un diagrama de bloques esquemático de un método de control de la trayectoria de vuelo de una aeronave de acuerdo con una primera realización de la presente invención;
- La figura 2 es un diagrama de bloques esquemático de un método de control de la trayectoria de vuelo de una aeronave de acuerdo con una segunda realización de la presente invención;
- La figura 3 es un diagrama esquemático de un aparato operable para controlar la trayectoria de vuelo de una aeronave de acuerdo con una realización de la presente invención;
- La figura 4a es una vista superior de una aeronave que ilustra su posición a lo largo de la derrota;
- La figura 4b es una vista lateral de la aeronave que ilustra su posición vertical;
- La figura 5 es un diagrama de bloques esquemático de un método de control de la trayectoria de vuelo de una aeronave de acuerdo con una tercera realización de la presente invención;
- La figura 6 es un diagrama esquemático de un generador de señal de piloto automático para su uso con las realizaciones de la presente invención; y
- La figura 7 es un diagrama de bloques esquemático de un método de control de la trayectoria de vuelo de una aeronave de acuerdo con una cuarta realización de la presente invención.

#### Descripción detallada de la invención

Se muestra en la figura 1 un método de control de una aeronave para seguir una trayectoria de vuelo de cuatro dimensiones predeterminada. El método comienza en 10 y procede en paralelo en dos etapas, 20 y 30.

En 20, se monitoriza la posición a lo largo de la derrota de la aeronave. La posición a lo largo de la derrota de una aeronave 11 se ilustra en la figura 4a. Es decir, se determina la posición actual de la aeronave 11, y se compara su posición a lo largo de la derrota real con la posición a lo largo de la derrota deseada para ese momento para

determinar la desviación, si la hay. En 40, esta desviación se evalúa para determinar si es o no aceptable. Por ejemplo, la desviación puede evaluarse para garantizar que cae dentro de los niveles de tolerancia aceptados. Si se descubre que la posición a lo largo de la derrota es aceptable, el procedimiento continúa en 50 donde el método vuelve a la etapa 20 de monitorización a través del canal 60. Por otro lado, si se descubre que la desviación no es aceptable, el procedimiento continúa en un procedimiento de ajuste de timón(es) de profundidad en 70. En 70, se genera una orden para ajustar el ajuste del timón(es) de profundidad 13 con el fin de corregir la desviación. Por ejemplo, si se descubre que la aeronave 11 ha progresado demasiado lejos a lo largo de la derrota, se genera una orden del timón de profundidad para provocar que se incline el morro de la aeronave 11. Una vez que la orden se ha generado, el método continúa en la etapa 20 de monitorización a través de los canales 80 y 60, como se muestra en la figura 1.

La posición vertical de la aeronave 11 se maneja de forma independiente como se muestra a mano derecha de la figura 1. Esto se ilustra en la figura 4b. En 30, se monitoriza la posición vertical de la aeronave. Es decir, se determina la posición vertical actual de la aeronave 11 y se compara con la posición vertical deseada en ese momento para establecer la desviación. En 90, esta desviación se evalúa para ver si es o no aceptable. La posición puede monitorizarse de manera que su valor se determina, por ejemplo, cada 0,1 segundos. Preferentemente, las posiciones verticales y a lo largo de la derrota se monitorizan de la orden de una vez por segundo.

Por ejemplo, la desviación se compara con los límites superior e inferior correspondientes a los umbrales superior e inferior. Si se descubre que la desviación está dentro de los umbrales, el método vuelve a la etapa 30 de monitorización a través de los canales 100 y 110. Si por otra parte se descubre que la desviación está fuera de un umbral, el procedimiento continúa en un procedimiento de ajuste de aceleración(es) en 120. El procedimiento 120 de ajuste de aceleración(es) ve el ajuste de aceleración ajustado en respuesta a la desviación, para variar el nivel de empuje de los motores 15. Por ejemplo, si se descubre que la desviación indica que la aeronave 11 está demasiado alta, se reduce el ajuste de aceleración. A continuación, se monitoriza la respuesta de la aeronave 11 y el ajuste de aceleración y se devuelve al ajuste nominal una vez que la posición vertical real vuelve a la posición vertical deseada, como se describirá en más detalle a continuación.

Una vez que se ha completado el procedimiento de ajuste de aceleración en 120, el procedimiento vuelve a la etapa de monitorización en 30 a través de los canales 130 y 110.

La figura 2 se corresponde ampliamente con la figura 1, y las partes similares se indican con números de referencia similares. En esencia, la figura 2 muestra el procedimiento 70 de ajuste del timón(es) de profundidad y el procedimiento 120 de ajuste de aceleración(es) con más detalle que en la figura 1.

El procedimiento 70 de ajuste del timón(es) de profundidad se inicia en 71, donde se determina el cambio de inclinación necesario. Mientras que la orden del timón de profundidad puede generarse de un número de maneras, en esta realización preferida la orden se genera para provocar un aumento o disminución en la inclinación de la aeronave que depende directamente de la desviación en la posición a lo largo de la derrota. De este modo, cuando existe una gran desviación, se genera una orden del timón de profundidad que ve un cambio mayor en la inclinación resultante de la aeronave 11. De este modo, se determina el cambio necesario en la inclinación para la desviación actual en la posición a lo largo de la derrota, usando una tabla de consulta, una ecuación, o cualquier otro método bien conocido.

En 72, se usa el cambio necesario en el ángulo de inclinación determinado en 71 para generar una señal de orden del timón de profundidad apropiada. Por ejemplo, puede calcularse el tamaño de la deflexión del timón de profundidad. La señal de orden del timón de profundidad generada de este modo se aplica en la etapa 73, provocando de esta manera que el timón(es) de profundidad se desvíe y cambie la inclinación de la aeronave 11. La garantía de que se alcance el ángulo de inclinación correcto puede efectuarse de cualquier número de formas comunes, tales como el uso de un bucle de retroalimentación para controlar la deflexión del timón de profundidad. Con la aeronave 11 establecida a la actitud de inclinación deseada, el método pasa a lo largo del canal 80 para volver a la etapa de posición a lo largo de la derrota de monitor en 20.

Volviendo ahora al procedimiento 120 de ajuste de aceleración(es), se realiza una determinación de si la posición vertical es demasiado alta en 121. Si la respuesta es sí, el ajuste de aceleración se reduce desde el ajuste nominal a un valor inferior en 122. Si la respuesta es no, el ajuste de aceleración se aumenta desde el valor nominal a un valor superior en 126.

Si el ajuste de aceleración se ha cambiado a la posición inferior, el método continúa en 123, donde se determina una vez más la desviación de la posición vertical. En este caso, se necesita una determinación de que se ha eliminado el error de posición vertical positivo (en lugar de simplemente caer dentro de los umbrales). Una forma práctica de verificar esto es preguntar si la desviación de la posición vertical de la aeronave 11 vuelve a cero o a valores negativos. Si se descubre aún que la aeronave 11 tiene una desviación positiva en la posición vertical, la determinación de si la posición vertical es aceptable, se contesta negativamente y el método vuelve a la determinación en 123 en virtud del canal 124. Este bucle continúa hasta que se descubra que la desviación positiva de la posición vertical se ha cancelado, punto en el que el método pasa a la etapa 125, donde el ajuste de aceleración se devuelve al valor nominal. Con este cambio realizado, el método vuelve a la etapa de posición

vertical del monitor en 30 a través del canal 130.

Si se ha cambiado el ajuste de aceleración a la posición superior, el método continúa en 127, donde se determina una vez más la desviación a partir de la posición vertical. En este caso, se necesita una determinación de que se ha eliminado el error de posición vertical negativo (en lugar de simplemente caer dentro de los umbrales). Una forma práctica de verificar esto es preguntar si la desviación de la posición vertical de la aeronave vuelve a cero o a valores positivos. Si se descubre que la aeronave 11 tiene aún una desviación negativa en la posición vertical, la determinación de si la posición vertical es aceptable se contesta negativamente y el método vuelve a la determinación en 127 en virtud del canal 128. Este bucle continúa hasta que se descubra que la desviación negativa de la posición vertical se ha cancelado, en cuyo caso el método pasa a la etapa 125, donde el ajuste de aceleración se devuelve al valor nominal. Con este cambio realizado, el procedimiento vuelve a la etapa de posición vertical del monitor en 30 a través del canal 130.

Ahora que se han descrito los métodos de control de la trayectoria de vuelo de una aeronave, se describirán los sistemas dispuestos para poner esos métodos en vigor. La figura 3 es una representación esquemática de una de tales disposiciones. Como se ha descrito anteriormente, la invención puede residir en un ordenador 16 de control de vuelo que está programado para implementar cualquiera de los métodos y puede localizarse en o cerca de una cabina 17 de la aeronave 11 (véase la figura 4).

Los sensores de la aeronave proporcionan datos indicativos de la posición y velocidad de la aeronave 11 al bloque 200 de sensores de la aeronave. Por ejemplo, los sensores pueden comprender sensores GPS, sistemas de navegación inercial, altímetros, acelerómetros, sensores de presión, etc. Los datos proporcionados por los sensores 200 se usan por el bloque 200 de sensores de la aeronave para generar unas señales de información de posición reales para su uso por otras partes dentro de la aeronave 11.

Además, se usa un bloque 202 de cálculo de referencia de orientación para generar una trayectoria de vuelo de cuatro dimensiones nominal para seguirse por la aeronave 11. Con el fin de calcular la trayectoria de vuelo, el bloque 202 de cálculo de referencia de orientación recibe un número de entradas que incluyen, por ejemplo, las intenciones del piloto, los datos relativos al rendimiento de la aeronave 11, las condiciones meteorológicas vigentes y previstas y las limitaciones de trayectoria. Los datos de la aeronave pueden incluir el peso, y el rendimiento aerodinámico y de propulsión. Las condiciones meteorológicas pueden incluir temperatura, presión y perfiles de viento. Las limitaciones de trayectoria pueden incluir puntos de recorrido, limitaciones de velocidad y de altitud y un índice de coste. Estas entradas se usan para determinar la trayectoria de vuelo de cuatro dimensiones nominal, y de ahí para proporcionar señales de información de posición deseadas para su uso por otras partes de la aeronave 11.

Tratando primero con la navegación lateral, el bloque 200 de sensores de la aeronave genera señales que indican la latitud  $lat_A$  (s) real y la longitud  $lon_A$  (s) real para el punto actual en el tiempo. Estas señales se proporcionan a un bloque 204 de navegación lateral. Además, el bloque 202 de cálculo de referencia de orientación genera señales que indican la latitud  $lat_N$  (s) deseada y la longitud  $lon_N$  (s) deseada para el punto actual en el tiempo. El bloque 204 de navegación lateral compara la latitud y la longitud real de la aeronave 11 con los valores deseados, y usa las superficies de control de la aeronave 11 para seguir la trayectoria lateral nominal de manera convencional. Debido a la naturaleza convencional de esta parte del sistema, no se describirá adicionalmente.

Volviendo ahora al control del timón(es) de profundidad, el tiempo  $t_A$  (s) de llegada a la posición a lo largo de la derrota actual se genera por el bloque 200 de sensores de la aeronave y el tiempo  $t_N$  (s) de llegada deseado se genera por el bloque 202 de cálculo de referencia de orientación, y la de velocidad  $v_{gA}$  (s) respecto al suelo real se genera por el bloque 200 de sensores de la aeronave y la velocidad  $v_{gN}$  (s) respecto al suelo deseada se genera por el bloque 202 de cálculo de referencia de orientación. Las diferencias entre los respectivos valores reales y deseados se descubren en los restadores 206 y 218 para producir el error  $\Delta t$  de tiempo y el error  $\Delta t_g$  de velocidad respecto al suelo, respectivamente. Las señales de error  $\Delta t$  y  $\Delta t_g$  se proporcionan a un generador 208 de señal de piloto automático.

El generador 208 de señal de piloto automático toma las señales de error,  $\Delta t$  y  $\Delta t_g$ , y calcula el cambio necesario en la CAS de la aeronave para corregir el error. Esto puede lograrse, por ejemplo, usando un sistema de control de retroalimentación que recibe el error de tiempo, el error de la velocidad respecto al suelo, y de la velocidad actual como entradas, así como los datos de vuelo adicionales que pueden ser necesarios para los cálculos, tales como datos del estado termodinámico del aire y del viento, y a su vez calcula las correcciones para la CAS. Con la CAS corregida determinada, el generador 208 de señal de piloto automático genera una señal 210 que representa esta CAS y la proporciona al piloto automático. A continuación, de manera convencional, el piloto automático responde al cambio en la señal 210 CAS ordenando actuaciones del timón de profundidad hasta que se dé cuenta de la CAS solicitada.

El generador de señal de piloto automático puede recibir los errores antes mencionados, o en una realización alternativa, el generador de señal de piloto automático puede recibir los errores de posición a lo largo de la derrota como una función de tiempo,  $\Delta s$  (t), y los errores de la velocidad respecto al suelo como una función del tiempo,  $\Delta v_g$  (t). Además, puede recibir la CAS, o cualquier otra variable que determine de forma inequívoca la velocidad actual

de la aeronave 11, así como los datos de vuelo adicionales que pueden ser necesarios para los cálculos, tales como los datos del estado termodinámico del aire y del viento.

5 Volviendo ahora a la posición vertical, el bloque 200 de sensores de la aeronave proporciona una señal  $h_A$  (s) que  
 10 representa la posición vertical real de la aeronave 11 en la posición a lo largo de la derrota actual y el bloque 202 de  
 cálculo de referencia de orientación proporciona una señal  $h_N$  (s) que representa la posición vertical deseada de la  
 aeronave 11 en la posición a lo largo de la derrota actual. Estas señales se proporcionan a un restador 212 que  
 resta la una de la otra para producir una señal  $\Delta h$  de error de posición vertical. Esta señal  $\Delta h$  de error se proporciona  
 a un selector 214 de nivel de auto-aceleración. El selector 214 de nivel de auto-aceleración recibe entradas  
 15 adicionales correspondientes al valor  $\Delta H$  (h) de umbral, el ajuste  $T_N$  de la aceleración nominal, y los ajustes  $T_U$  y  $T_L$   
 de la aceleración superior e inferior.

El selector 214 de nivel de auto-aceleración compara la magnitud de la señal  $\Delta h$  de error con el umbral  $\Delta H$  (h). Si la  
 20 magnitud de la señal  $\Delta h$  de error supera el umbral  $\Delta H$  (h) y la señal de error es positiva, esto implica que la aeronave  
 11 está muy alta y el selector 214 de nivel de auto-aceleración responde generando una señal 216 de auto-  
 aceleración correspondiente al ajuste  $T_L$  de la aceleración inferior. Si la magnitud de la señal  $\Delta h$  de error excede el  
 umbral  $\Delta H$  (h) y la señal de error es negativa, esto implica que la aeronave 11 está demasiado baja y el selector 214  
 de nivel de auto-aceleración responde generando una señal 216 de auto-aceleración correspondiente al ajuste  $T_U$  de  
 la aceleración superior.

25 Cuando el selector 214 de nivel de auto-aceleración está produciendo, o el ajuste  $T_U$ ,  $T_L$  de la aceleración superior o  
 inferior como la señal 216 de auto-aceleración, el selector 214 de nivel de auto-aceleración vuelve a la monitorizar la  
 señal  $\Delta h$  de error para establecer cuando alcanza el cero. Una vez que se alcanza el cero, la señal 216 de auto-  
 aceleración cambia para coincidir con el ajuste  $T_N$  de la aceleración nominal.

30 Aunque no se muestra, la disposición de la figura 3 puede incluir características de anulación para garantizar que la  
 seguridad de la aeronave 11 no se vea comprometida. Por ejemplo, la señal 216 de auto-aceleración y la señal 210  
 del timón de profundidad pueden filtrarse a través de un bloque de seguridad que garantice que los valores  
 permanecen dentro de los límites de seguridad. Por ejemplo, los valores pueden evaluarse para garantizar que el  
 ángulo de inclinación resultante se mantiene dentro de los límites de seguridad de la aeronave 11 en su  
 configuración actual, que los motores se mantienen dentro de los límites de funcionamiento recomendados, o que un  
 cambio en el empuje del motor y/o una orden de timón de profundidad dada no provocará que la velocidad de la  
 aeronave 11 se aparte de los límites de seguridad.

35 La figura 5 está adaptada de la figura 1, y los números de referencia comunes indican características comunes. Por  
 lo tanto, la figura 5 muestra un método de control de una aeronave 11 para seguir una trayectoria de vuelo de cuatro  
 dimensiones predeterminada. El método se modifica para incluir otras características de seguridad. La figura 6  
 muestra una realización del generador 208 de señal del piloto automático de la figura 3 que incluye medios para  
 efectuar las características de seguridad de la figura 5.

40 El método funciona en paralelo con respecto a las consideraciones de la posición a lo largo de la derrota y la  
 posición vertical. Considerando en primer lugar la posición vertical, la posición vertical se controla en la etapa 30  
 como antes. En la etapa 31, se calcula y se compara la desviación en la posición vertical con un umbral de  
 45 desviación máximo. Por ejemplo, el umbral de desviación máximo puede ser algún límite impuesto por el control del  
 tráfico aéreo. Normalmente, el umbral de desviación máximo dependerá de la maniobra que se esté volando.  
 Durante una aproximación de descenso continuo, el umbral de desviación máximo puede corresponder a un  
 rendimiento de navegación necesario (RNP) impuesto, que puede tomar un valor de 200 pies o menos. Se destaca  
 que el umbral de desviación máximo no es el mismo que los umbrales de cambio de aceleración descritos  
 anteriormente. De hecho, los umbrales de cambio de aceleración deberían ser significativamente más pequeños, por  
 50 ejemplo 100 pies, como los cambios de la aceleración que, en general, deberían entrar en vigor con el fin de evitar  
 desviaciones en la posición vertical mayores que el umbral de desviación máximo.

Si, en 31, la determinación indica que la desviación en la posición vertical ha crecido hasta estar fuera del umbral de  
 desviación máximo, el método actual de guía de vuelo se termina en la etapa 32, donde existe un modo de  
 55 conmutación a otra ley de control, por ejemplo, una con una trayectoria limitada verticalmente. Si la determinación en  
 31 descubre que la aeronave 11 está todavía dentro del umbral de desviación máximo de la desviación de la  
 posición vertical, el método continúa en la etapa 90. En la etapa 90, la desviación en la posición vertical se compara  
 con los umbrales de cambio de la aceleración para determinar si la aceleración(es) debería ajustarse en 120, como  
 se ha descrito anteriormente.

60 Volviendo ahora a la consideración de la posición a lo largo de la derrota, la posición a lo largo de la derrota se  
 monitoriza en la etapa 20, como antes. A continuación, se introduce un retraso en la etapa 21 (cuando sea  
 necesario) para garantizar que el resultado de la determinación del modo de conmutación en la etapa 31 se realiza  
 antes de que el método pueda continuar con la etapa 22.

65



En la etapa 22, se obtiene la CAS actual de la aeronave a partir de los datos de vuelo. La CAS actual de la aeronave se muestra en 212 en la figura 6. En la etapa 23, la desviación en la posición a lo largo de la derrota se calcula y se usa para obtener una nueva orden CAS. En esta realización, se usa un error  $\Delta t$  de tiempo, es decir, cómo de pronto o tarde la aeronave 200 alcanza su posición actual. Para permitir la afinación del efecto de la corrección de la posición a lo largo de la derrota en la orden CAS, este error de tiempo se escala por el multiplicador 220, donde el error de tiempo se multiplica por un factor  $k_i$  de ganancia. De este modo,

$$\Delta CAS = k_i \cdot \Delta t(s) .$$

el factor  $k_i$  de ganancia se elige para que sea pequeño, tal como 1 nudo de corrección por segundo de desviación de tiempo. Da lugar a una eliminación gradual de la desviación de tiempo. La estabilidad puede mejorarse usando un factor  $k_i$  de ganancia que es un operador de Laplace de la forma

$$k_i = k_{i0} + (k_p) s .$$

El error 222 de tiempo escalado se pasa a un sumador 230. El sumador 230 suma el error 222 de tiempo escalado a la CAS 212 actual de la aeronave para formar una nueva orden 232 CAS.

En la etapa 24, se comprueba la orden 232 CAS para asegurarse de que está dentro de los límites deseados. Esto se realiza mediante el filtro 240. El filtro 240 compara la orden 232 CAS con los límites  $CAS_{MAX}$  (h) y  $CAS_{MIN}$  (h) superior e inferior. Estos límites pueden elegirse según sea apropiado, y pueden variar de acuerdo con las condiciones de vuelo actuales y la configuración de la aeronave 200. Por ejemplo, puede usarse un límite máximo general de 340 nudos o Mach 0,82 (lo que sea menor) para una determinada aeronave, se reduce a 250 nudos cuando está a una altitud de 10.000 pies o menos (como se necesita en los cielos europeos). Puede implementarse una transición suave entre estos dos límites superiores que varía linealmente con la altitud. Además, puede establecerse un límite mínimo igual a la velocidad de maniobra mínima para la configuración actual de la aeronave 11.

La orden 232 CAS se deja inalterada si está dentro de estos límites. Como alternativa, el filtro 240 limita la orden 232 CAS a cualquier límite  $CAS_{MAX}$  (h) o  $CAS_{MIN}$  (h) que se haya excedido. La salida del filtro 240 se convierte en la orden 210 CAS que se proporciona al piloto automático, como se indica en la etapa 25. A continuación, el método se repite a través de la trayectoria 60 de retorno.

De este modo, la orden 210 CAS proporcionada al piloto automático está modificada a partir de su forma 212 original para reflejar la desviación en la posición a lo largo de la derrota. El efecto relativo de la desviación puede adaptarse mediante la elección apropiada del factor  $k_i$  de ganancia. El método también incluye la característica de seguridad de garantizar que la orden CAS permanece dentro de los límites  $CAS_{MAX}$  (h) o  $CAS_{MIN}$  (h). Estos límites pueden reflejar la configuración actual de la aeronave y la maniobra que se está volando, como es normal para el caso de evitar una velocidad insuficiente y un exceso de velocidad.

La figura 6 también muestra una implementación particular de las etapas 31 y 32 de la figura 5. La desviación en la señal  $\Delta h$  de la posición vertical se proporciona a un comparador 250 que comprueba la desviación contra un umbral  $\Delta H_{RNP}$  RNP. Como se ha explicado anteriormente, el método continúa si la desviación en la posición vertical está dentro del umbral RNP como se indica en 252, pero conmuta a un modo alternativo en 254 si está fuera del umbral RNP.

La figura 7 muestra una realización adicional del método de la figura 1. De nuevo, los números de referencia similares indican partes similares. La figura 7 ilustra una mejora en cómo se usa la desviación en la posición vertical para ajustar la aceleración(es). Como antes, la posición vertical se monitoriza en la etapa 30. A continuación, se calcula la desviación en la posición vertical en 33. En 34, se calcula la velocidad del cambio de desviación en la posición vertical, es decir, si  $\Delta h$  es la desviación, se calcula  $d\Delta h/dt$ . En 35, se realiza un cálculo de la desviación prevista en la posición vertical durante un tiempo deseado en el futuro. Es decir, una desviación prevista en la posición vertical  $\Delta h_a$  se calcula desde

$$\Delta h_a = \Delta h + \tau \left( \frac{d\Delta h}{dt} \right) ,$$

donde  $\tau$  es el tiempo de predicción necesario. Se ha descubierto que un tiempo de predicción de cinco segundos funciona adecuadamente.

A continuación, en la etapa 91 está la desviación prevista en la posición vertical que se compara con los umbrales de cambio de aceleración para determinar si la aceleración(es) debería cambiarse en 120. De este modo, los cambios de aceleración se basan en que la desviación en la posición vertical se espera que sea de cinco segundos de tiempo. De esta manera, se observa un mejor rendimiento, como se ha anticipado, del retraso inevitable provocado por la lenta respuesta de la aceleración. Por lo tanto, se mitiga la sobrecarga que, de otro modo, se

5 produciría. Esto es especialmente ventajoso en los casos donde se necesitan tolerancias estrictas en la posición vertical. Por ejemplo, esto podría ser una tolerancia estricta en los umbrales del ajuste de la aceleración, o podría ser una tolerancia estricta en el umbral de desviación máximo (que a continuación necesitará una tolerancia estricta en los umbrales del ajuste de la aceleración). Usando tal ley de control predictivo, puede reducirse también el número de ajustes de aceleración.

10 Cuando se usa una predicción de la desviación en la posición vertical, se considera beneficioso comparar la desviación real en la posición vertical con un umbral de desviación máximo, como se ilustra como la etapa 130 en la figura 5, en lugar de comparar la desviación prevista en la posición vertical con el umbral de desviación máximo.

15 Como se ha indicado anteriormente, la presente invención es especialmente beneficiosa cuando se usa con un vuelo de aproximaciones de descenso continuo. En tales circunstancias, la presente invención proporciona una mejor certeza de la posición de la aeronave 11 en cualquier punto específico en el tiempo. Una concesión que debe hacerse es que el ajuste de aceleración nominal debe ajustarse para estar por encima del empuje de ralentí de los motores para garantizar que un ajuste de aceleración  $T_L$  inferior está disponible para corregir las desviaciones por encima de la posición vertical deseada.

20 Como un ejemplo de un umbral adecuado para aplicar en la monitorización de la posición vertical, se ha descubierto que 100 pies proporcionan un buen compromiso entre la precisión de la posición mientras se evitan cambios demasiado frecuentes en el ajuste de aceleración. Con un umbral de 100 pies por encima y por debajo de la posición vertical deseada, se ha descubierto que las aproximaciones en descenso continuo pueden volarse normalmente con solo unos pocos cambios en el ajuste de aceleración.

25 Será evidente para los expertos en la materia que pueden hacerse variaciones a las realizaciones anteriores sin alejarse necesariamente del alcance de la invención que se define por las reivindicaciones adjuntas.

30 Por ejemplo, el método de la figura 5 y la disposición de la figura 6 puede modificarse para mejorar la estabilidad. La orden 232 CAS puede modificarse sumando un factor dependiente de la desviación en la velocidad respecto al suelo. Por lo tanto, el método puede incluir una etapa adicional entre las etapas 23 y 24 donde se crea un orden CAS modificada, con la orden CAS modificada comprobándose en la etapa 24. La figura 6 puede adaptarse para recibir una entrada correspondiente a  $\Delta V_g$ , la desviación en velocidad respecto al suelo. Esta entrada puede convertirse a un error equivalente en la velocidad respecto al aire. A continuación, la desviación puede escalarse mediante un factor  $k_c$  de ganancia. Se ha descubierto un factor de ganancia de la unidad para funcionar adecuadamente, de tal manera que la desviación en la velocidad respecto al aire calibrada es igual a, pero de signo opuesto, la desviación en la velocidad respecto al suelo. La desviación escalada en la velocidad calibrada puede pasarse a un restador donde se resta de la orden 232 CAS para formar la orden CAS modificada que se pasa al filtro 240. A continuación, el filtro 240 puede procesar la orden CAS modificada como se ha descrito anteriormente.

**REIVINDICACIONES**

1. Un método de controlar una aeronave (11) para seguir una trayectoria de vuelo de cuatro dimensiones predeterminada que especifica la posición tridimensional de la aeronave sobre un número de puntos en el tiempo, que comprende:
- 5
- monitorizar una posición (20) a lo largo de la derrota y una posición (30) vertical de la aeronave en relación con las posiciones deseadas correspondientes especificadas por la trayectoria de vuelo de cuatro dimensiones predeterminada para detectar las desviaciones de las posiciones deseadas;
- 10
- usar (70) los timones (13) de profundidad de la aeronave para corregir las desviaciones de la posición a lo largo de la derrota de la aeronave a partir de la posición a lo largo de la derrota deseada ; y
- usar (120) el acelerador de la aeronave para corregir las desviaciones previstas de la posición vertical real de la aeronave a partir de la posición vertical deseada alterando el ajuste de aceleración a partir de un valor nominal hasta un valor ajustado cuando la posición vertical prevista difiere de la posición vertical deseada por más de un umbral, y
- 15
- donde el método comprende además calcular repetidamente una desviación prevista en la posición vertical:
- calculando la desviación actual de la posición vertical real a partir de la posición vertical deseada, calculando la tasa de cambio de la desviación en la posición vertical, multiplicando la tasa de cambio por un periodo de tiempo de predicción, y sumando la tasa de cambio multiplicada de este modo a la desviación actual en la posición vertical obteniendo de este modo la desviación prevista en la posición vertical.
- 20
2. El método de la reivindicación 1, que comprende usar un umbral que está en función de la altitud de la aeronave.
- 25
3. El método de la reivindicación 2, que comprende usar un umbral que varía de tal manera que aumenta al aumentar la altitud.
4. El método de cualquiera de las reivindicaciones anteriores, que comprende suministrar un piloto automático con controles de velocidad calibrados para controlar el timón de profundidad para corregir las desviaciones en la posición a lo largo de la derrota.
- 30
5. El método de cualquier reivindicación anterior, donde usar el acelerador de la aeronave para corregir las desviaciones de la posición vertical de la aeronave comprende:
- 35
- aumentar el ajuste de aceleración a partir de un valor nominal a un valor mayor cuando la posición vertical cae por debajo de la posición vertical deseada mediante un primer umbral, y
- disminuir el ajuste de aceleración a partir del valor nominal a un valor menor cuando la posición vertical se eleva por encima de la posición vertical deseada mediante un segundo umbral.
- 40
6. El método de cualquier reivindicación anterior, que comprende además, después de ajustar el ajuste de aceleración y mientras el ajuste de aceleración está en el valor mayor o menor ajustado, continuar monitorizando la posición a lo largo de la derrota y la posición vertical de la aeronave en relación con las posiciones deseadas correspondientes en la trayectoria de vuelo de cuatro dimensiones predeterminada; usar los timones de profundidad de la aeronave para corregir las desviaciones de la posición a lo largo de la derrota de la aeronave a partir de la posición a lo largo de la derrota deseada; y devolver el ajuste de aceleración al valor nominal una vez que la posición vertical de la aeronave corresponde a la posición vertical deseada.
- 45
7. El método de la reivindicación 6, donde los valores mayor y menor del ajuste de aceleración se compensan a partir del valor nominal mediante una cantidad común.
- 50
8. El método de cualquier reivindicación anterior, que comprende calcular el valor ajustado necesario del ajuste de aceleración para lograr la posición vertical deseada.
9. Una ordenador (16) de control de vuelo programado para implementar el método de cualquier reivindicación anterior.
- 55
10. Una aeronave (11) que tiene un ordenador (16) de control de vuelo de acuerdo con la reivindicación 9.
11. Un programa de ordenador que, cuando se ejecuta, implementa el método de cualquiera de las reivindicaciones 1 a 8.
- 60

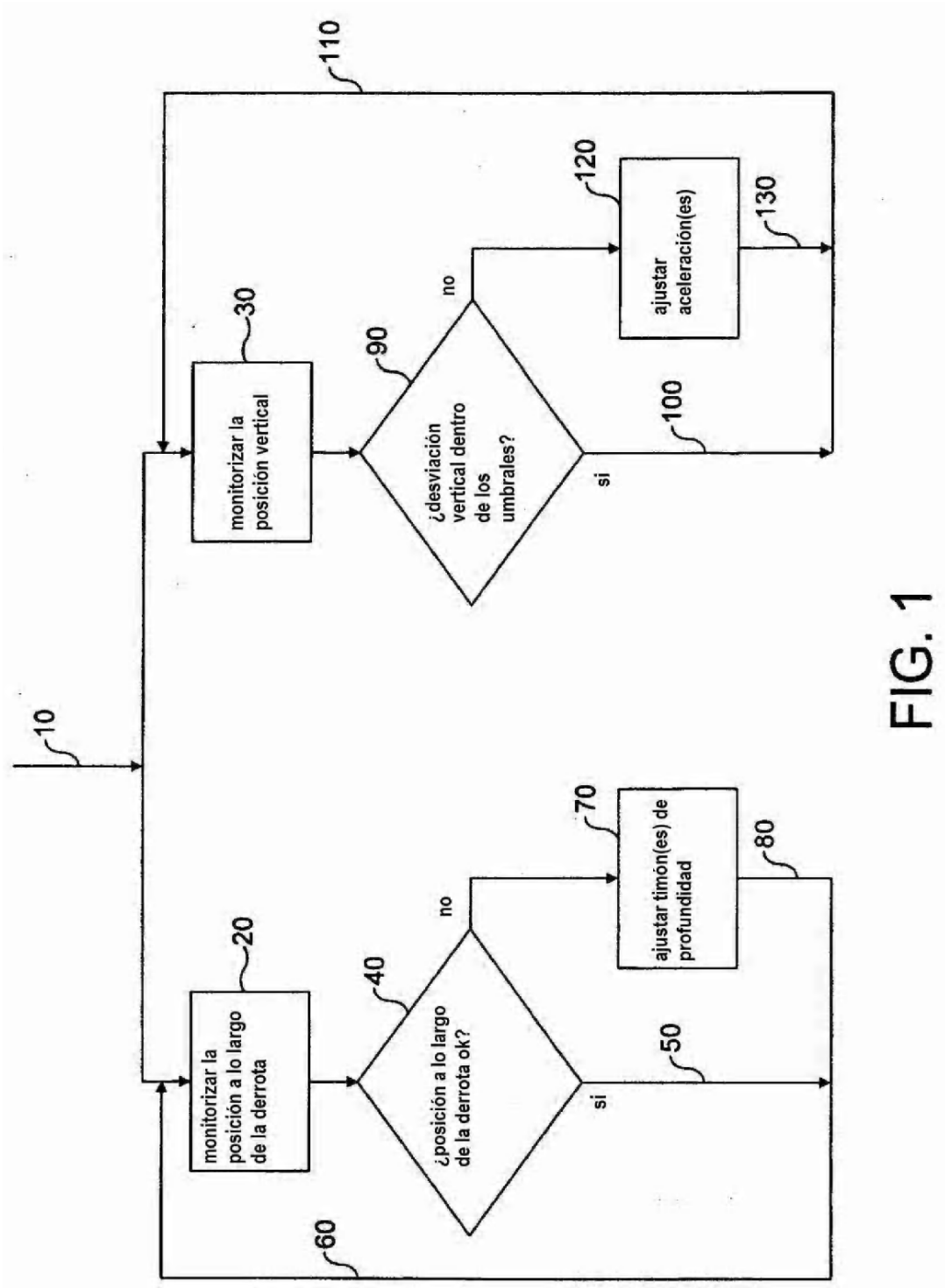


FIG. 1

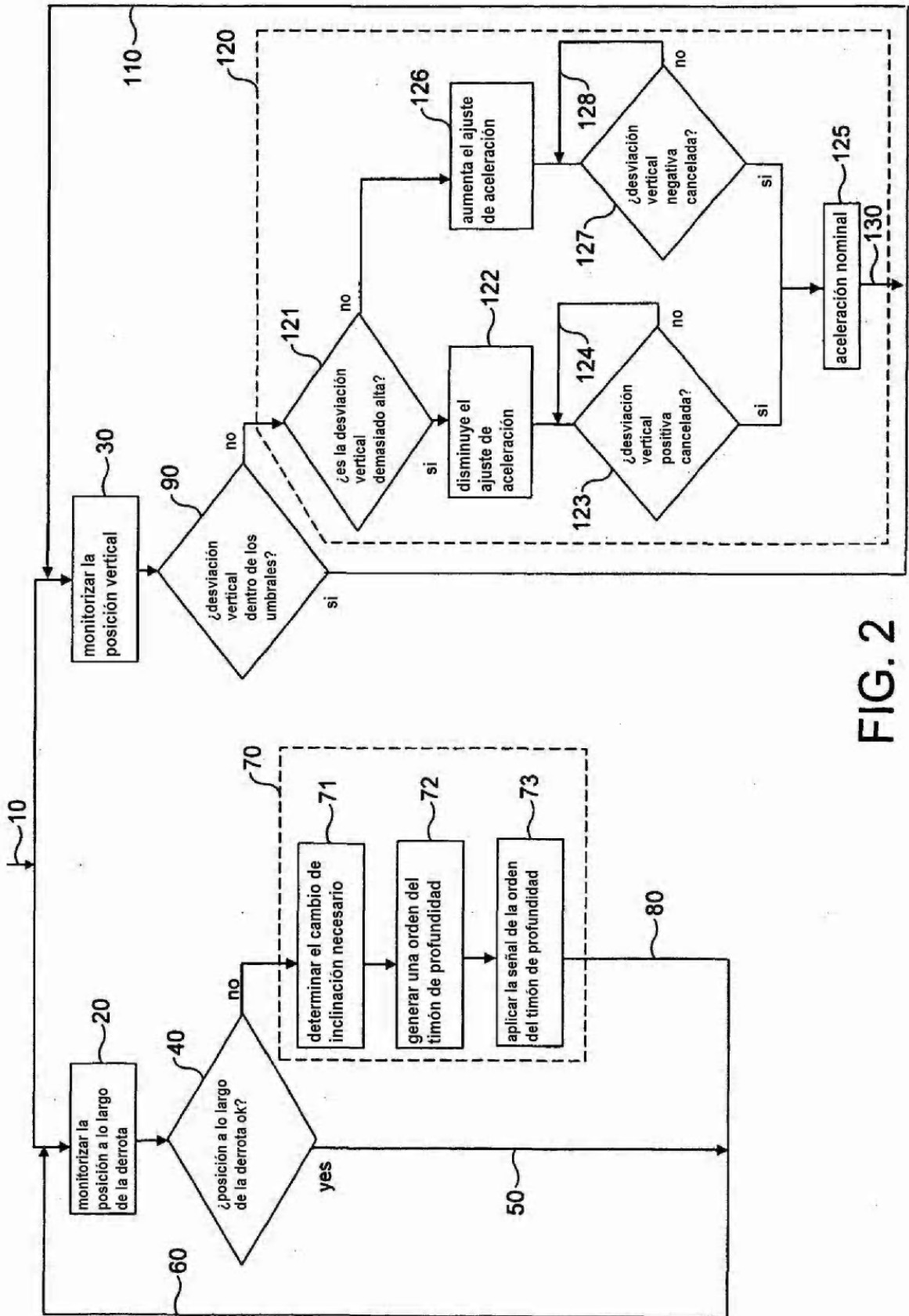


FIG. 2

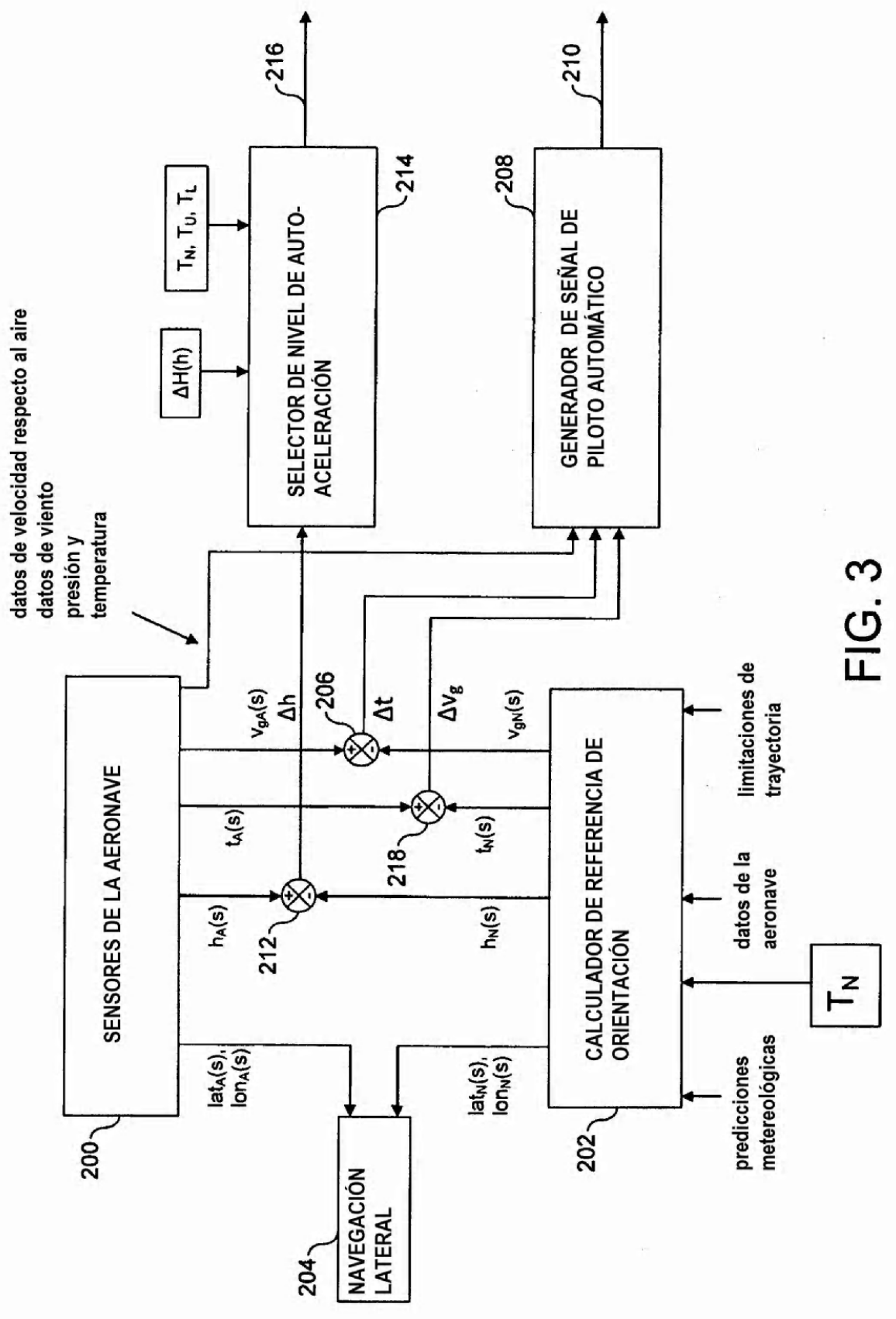


FIG. 3

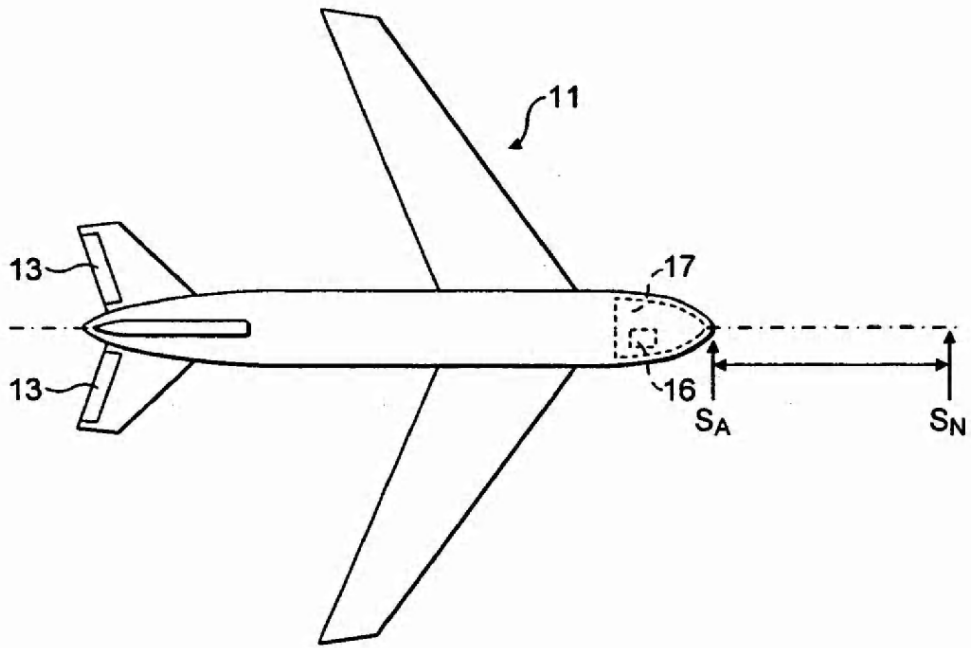


FIG. 4a

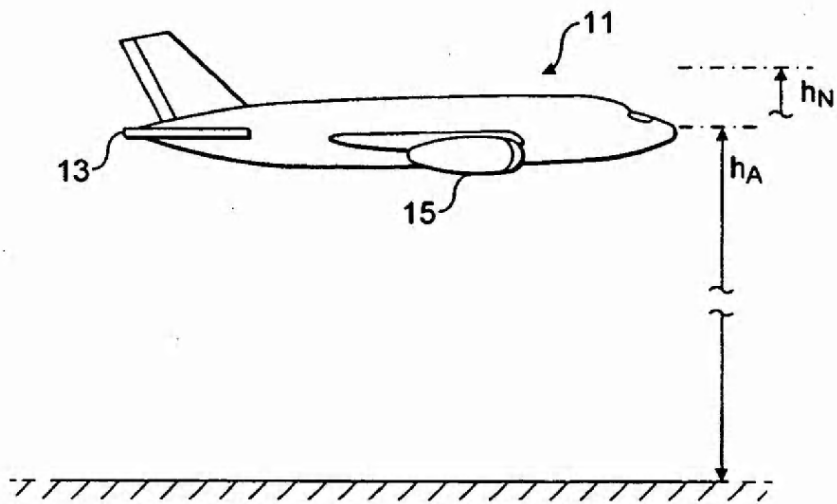


FIG. 4b

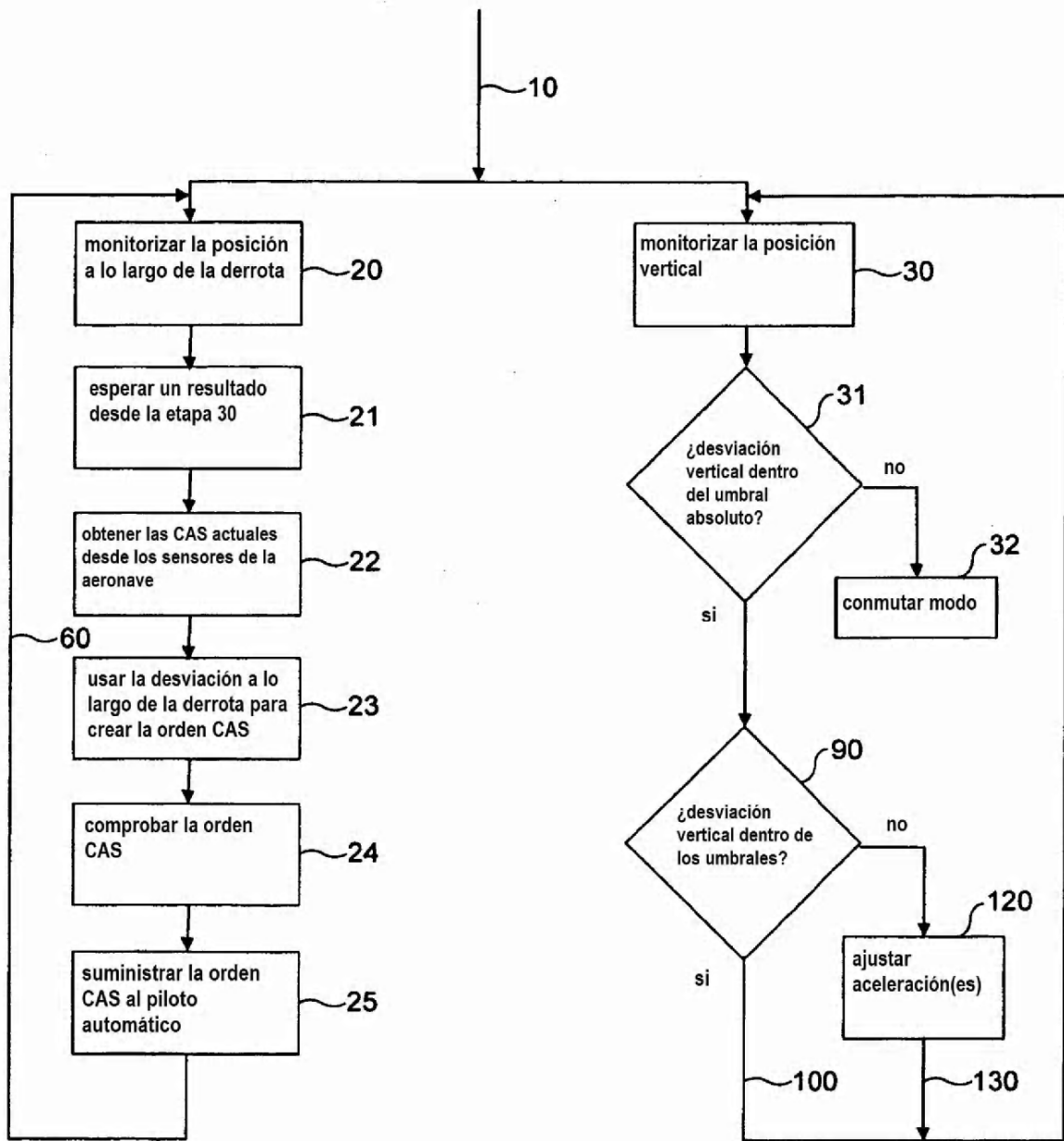


FIG. 5



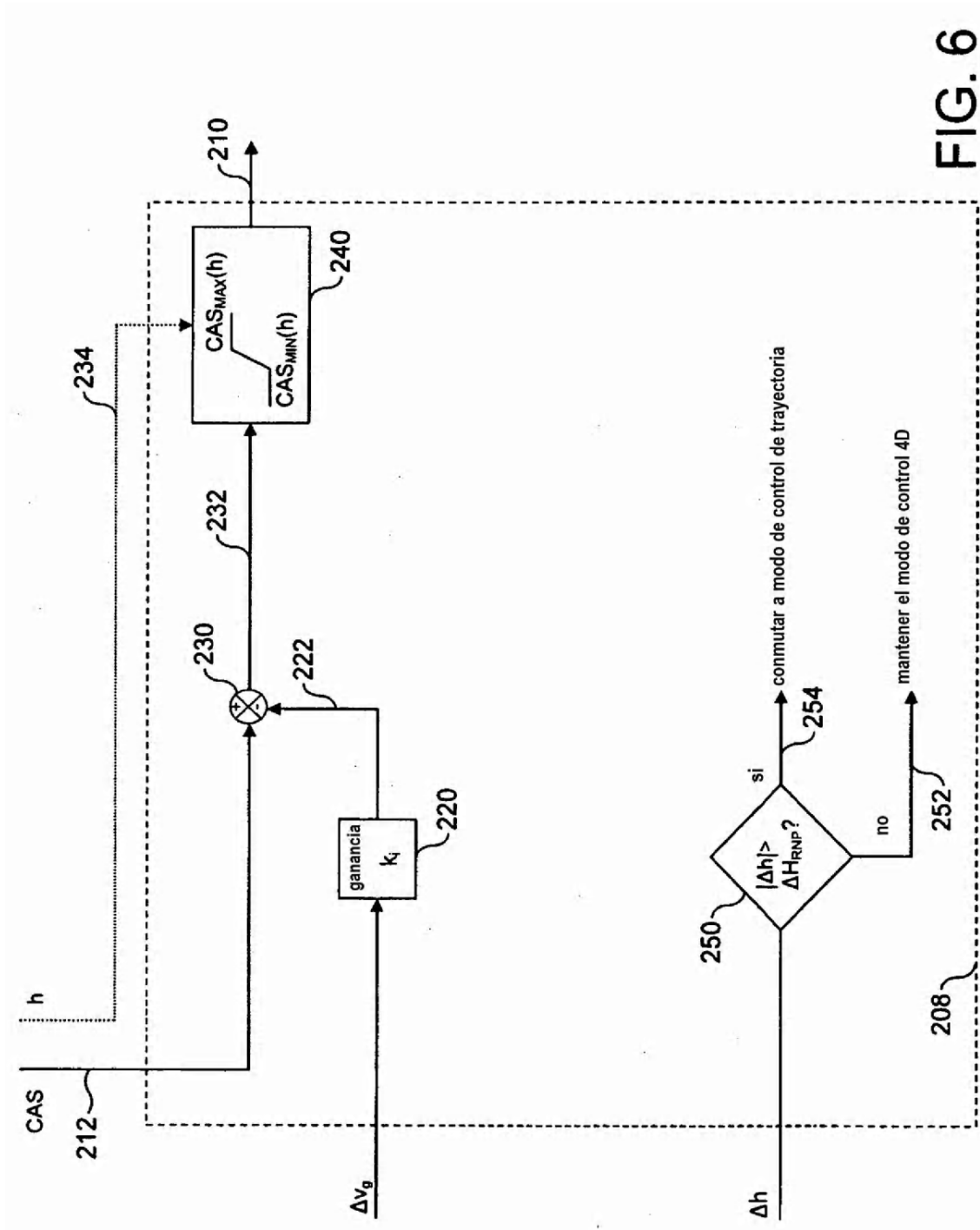


FIG. 6

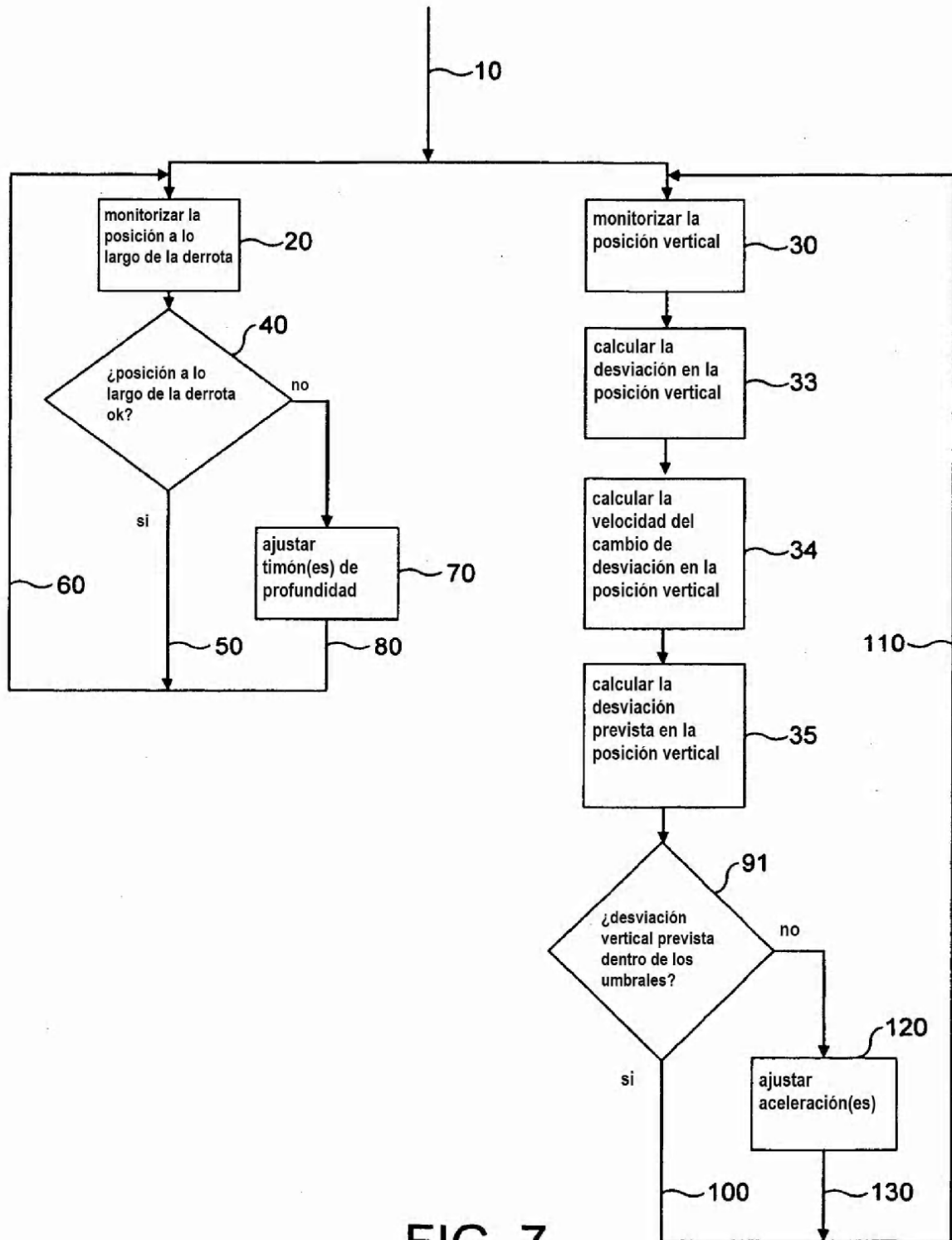


FIG. 7