

19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 485 294**

51 Int. Cl.:

G05D 1/06

(2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **24.08.2010 E 10382237 (5)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **25.06.2014 EP 2423773**

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

45 Fecha de publicación y mención en BOPI de la traducción de la patente:
13.08.2014

73 Titular/es:

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

72 Inventor/es:

**BURNSIDE, KEVIN;
GARRIDO-LÓPEZ, DAVID y
ELMER, KEVIN**

74 Agente/Representante:

UNGRÍA LÓPEZ, Javier

ES 2 485 294 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

Guiado en cuatro dimensiones de una aeronave

5 Campo de la invención

La presente invención se refiere a métodos de control de la trayectoria de vuelo de una aeronave para seguir tan cerca como sea posible una trayectoria de vuelo en cuatro dimensiones predeterminada. La presente invención es especialmente útil en vuelos de aproximación en descenso continuo con empuje al ralentí o con empuje no al ralentí.

10

Antecedentes de la invención

En general, las trayectorias de vuelo se calculan en tres dimensiones, por ejemplo, la altitud y la posición lateral. Calcular una trayectoria de vuelo en cuatro dimensiones requiere que la posición tridimensional de la aeronave se especifique a través de un número de puntos en el tiempo.

15

La capacidad para hacer volar una aeronave de acuerdo con una trayectoria de vuelo predeterminada con una alta precisión de manera que pueda predecirse su posición en función del tiempo se está haciendo cada vez más importante en el control del tráfico aéreo. Esto permitiría al control de tráfico aéreo flexibilizar las separaciones entre las aeronaves, conduciendo a un uso más eficiente del espacio aéreo.

20

Aunque es aplicable a todas las fases de vuelo de una aeronave, un área que podría beneficiarse especialmente de una capacidad mejorada para volar con una trayectoria de vuelo en cuatro dimensiones es la de las aproximaciones en descenso continuo de las aeronaves en vuelo a los aeropuertos. Normalmente, la aeronave se aproximará a un aeropuerto bajo la guía de los controladores aéreos. Los controladores aéreos tienen la tarea de garantizar la llegada segura de la aeronave a su destino, aunque también garantizar que se maximiza la capacidad del aeropuerto. En general, el primer requisito se satisface garantizando que se mantienen las separaciones mínimas especificadas entre las aeronaves. El control del tráfico aéreo está sujeto a variables que pueden actuar para reducir la separación entre las aeronaves, tales como vientos variables, tanto en velocidad como en dirección, y diferentes prácticas de pilotaje. No obstante, un gran número de aeronaves pueden funcionar con seguridad confinadas en un espacio relativamente pequeño ya que el control del tráfico aéreo puede corregir estas variables a nivel táctico usando un guiado vectorial por radar, un cambio de velocidad y/o un cambio de altitud. Como resultado, una aproximación normal a un aeropuerto implicará una aproximación escalonada en la que se permitirá a la aeronave descender por etapas a altitudes sucesivamente más bajas a medida que el resto del tráfico aéreo lo 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 hacer frente al problema del ruido en las proximidades de los aeropuertos es desarrollar nuevos procedimientos de guiado que reduzcan el número de aeronaves que vuelan sobre zonas sensibles a baja altura con ajustes de empuje altos y/o con configuraciones aerodinámicas no autorizadas (por ejemplo, sin el tren de aterrizaje y/o los flaps desplegados). Desafortunadamente, las aproximaciones escalonadas convencionales actúan para empeorar este problema ya que las aeronaves se mantienen a bajas altitudes, donde el empuje del motor debe ser suficiente para mantener el nivel de vuelo.

40

45

Las aproximaciones en descenso continuo (CDA) se conocen bien. Estas aproximaciones se entienden como la aproximación de la aeronave a un aeropuerto descendiendo de manera continua con los motores ajustados muy cerca de un empuje al ralentí o, idealmente, con un empuje al ralentí. Evidentemente, las aproximaciones en descenso continuo son muy beneficiosas en términos de reducción de ruidos ya que garantizan que las aeronaves se mantienen tan alto como sea posible por encima de las zonas sensibles mientras que, al mismo tiempo, reducen la producción de ruido en la fuente a través de un uso cuidadoso del motor y los flaps. Las aproximaciones en descenso continuo también benefician la eficiencia del combustible, la emisión de contaminantes y reducen el tiempo de vuelo.

50

55

Sin embargo, un inconveniente de las aproximaciones en descenso continuo es una reducción de la capacidad de los aeropuertos ya que la tasa de aterrizajes es menor que con las aproximaciones escalonadas convencionales. Esto se debe a que las aproximaciones en descenso continuo deben planificarse en detalle antes de comenzar la aproximación y, durante la aproximación, la aproximación no puede someterse a correcciones tácticas para garantizar una separación segura de las aeronaves similares a las usadas en las aproximaciones escalonadas convencionales. Además, volar con los motores en empuje al ralentí o cerca del empuje al ralentí significa que hay muy poco margen para reducir los ajustes de empuje para controlar la separación. Hasta la fecha, esto ha obligado a los controladores aéreos a imponer requisitos de gran espaciamiento entre las aeronaves para garantizar que la aeronave llegue al aeropuerto separada por una distancia de seguridad, teniendo en cuenta la reducción potencial en el espaciamiento de la aeronave que se aproxima en vuelo como resultado de los cambios del viento y otras variables. Este aumento de la separación produce la reducción no deseada en la capacidad del aeropuerto.

60

65

A pesar de las muchas ventajas asociadas con las aproximaciones en descenso continuo, la penalización de la capacidad ha impedido su uso generalizado en los aeropuertos. Hasta la fecha, las aproximaciones en descenso continuo se han usado en su mayoría en aeropuertos con bajos niveles de tráfico aéreo o en aeropuertos más transitados durante momentos de tranquilidad (por ejemplo, durante la noche). Por lo tanto, es deseable poder hacer

5 vuelos en aproximación en descenso continuo que minimicen las variables en el historial de posición en cuatro dimensiones de la aeronave. Esto permitiría a los controladores aéreos reducir de manera segura el espaciamiento entre las aeronaves, satisfaciendo de este modo las necesidades de capacidad de los aeropuertos modernos.

El documento EP 2.154.594 describe un método de vuelo en aproximación usando órdenes de aceleración para

10 corregir las desviaciones en la posición vertical y órdenes de timón de profundidad para corregir las desviaciones en la posición horizontal.

Sumario de la invención

15 Con estos antecedentes, y de acuerdo con un primer aspecto, la presente invención radica en un método de guiado de una aeronave para seguir una trayectoria de vuelo en cuatro dimensiones predeterminada durante un descenso con un ajuste de empuje nominal correspondiente a un empuje al ralentí o un empuje no al ralentí. El método comprende monitorizar una posición a lo largo de la derrota real y una posición vertical real de la aeronave en relación con las posiciones deseadas correspondientes en la trayectoria de vuelo predeterminada. Las órdenes de

20 control se generan en base a las desviaciones de la posición vertical real de la aeronave con respecto a la posición vertical deseada. Las órdenes de timón de profundidad se generan en base a la desviación de la posición a lo largo de la derrota real con respecto a la posición a lo largo de la derrota deseada.

La generación de órdenes de control se implementa de dos formas diferentes, dependiendo de si la desviación de la

25 posición vertical real con respecto a la posición vertical deseada indica que la aeronave está demasiado baja o demasiado alta. Si la aeronave está demasiado baja, se genera y se aplica una orden de aceleración que aumenta el ajuste de empuje por encima del empuje nominal.

Se genera una orden de aerofreno que se aplica para desplegar los aerofrenos cuando la aeronave está demasiado

30 alta. Cuando el empuje nominal es un empuje al ralentí, se genera la orden de aerofreno cada vez que se determina que la aeronave está demasiado alta. Cuando se vuela con un empuje no al ralentí, no tiene que generarse una orden de aerofreno cada vez que se determina que la aeronave está demasiado alta. Por ejemplo, puede generarse tanto una orden de aerofreno como una orden de empuje, y la orden de empuje puede aplicarse para reducir el ajuste de empuje por debajo del ajuste nominal. Esta orden de empuje puede establecer el empuje al ralentí. En algunas circunstancias, la opción preferida puede ser una reducción de empuje. Por ejemplo, cuando se vuela en un

35 empuje no al ralentí, la preferencia puede ser en primer lugar reducir el empuje a un empuje al ralentí y solo entonces desplegar los aerofrenos cuando la corrección deseada a la posición vertical no se cumplirá solo por la reducción de empuje. En este caso, puede haber algunas ocasiones en las que determinar que la aeronave está demasiado alta conduzca solo a una orden de empuje sin orden de aerofreno. Como alternativa, si se advierte que

40 no es posible una reducción adecuada en el empuje, solo entonces pueden usarse los aerofrenos. En consecuencia, el uso de aerofrenos solo se plantea cuando la aeronave está volando con un empuje muy próximo al ralentí, por lo que no es posible la reducción requerida en el empuje.

La desviación en la posición a lo largo de la derrota puede usarse solo en la generación de órdenes de timón de

45 profundidad (por ejemplo, no en la generación de órdenes de aceleración o de aerofreno). Este método está diseñado principalmente para ser un método de navegación vertical de la aeronave dirigido automáticamente por un ordenador de gestión de vuelo.

Las órdenes de aceleración y las órdenes de aerofreno pueden entonces usarse para controlar el acelerador o los

50 aceleradores y los aerofrenos de la aeronave, respectivamente, por ejemplo para ajustar el empuje producido por los motores y la resistencia aerodinámica. La orden de aceleración puede hacer que el ajuste de empuje aumente y permanezca en el ajuste aumentado hasta que se emita una nueva orden de aceleración, o la orden de aceleración puede hacer que el empuje aumente durante un período de tiempo predeterminado o hasta que se logre un determinado aumento de la energía total. Como alternativa, la orden de aceleración puede hacer que el ajuste de

55 empuje disminuya y permanezca en el ajuste disminuido hasta que se emita una nueva orden de aceleración, o la orden de aceleración puede hacer que el empuje disminuya durante un período de tiempo predeterminado o hasta que se logre una determinada disminución de la energía total. Las órdenes de aerofreno, a su vez, pueden usarse para desplegar los aerofrenos. La orden de aerofreno puede hacer que los aerofrenos permanezcan desplegados hasta que se emita una nueva orden de aerofreno, o pueden hacer que el aerofreno se despliegue durante un

60 período de tiempo predeterminado o hasta que se logre una determinada reducción de la energía total. Además, las órdenes de timón de profundidad pueden usarse para controlar el timón o los timones de profundidad de la aeronave, por ejemplo, para ajustar el cabeceo de la aeronave. Las órdenes de timón de profundidad pueden hacer que los timones de profundidad se desvíen hasta que se emita una nueva orden de timón de profundidad, o durante un período de tiempo predeterminado o hasta que se logre un determinado cambio en el ángulo de cabeceo.

65

La desviación en la posición a lo largo de la derrota puede calcularse al menos de dos formas. Esta desviación puede representarse como la diferencia espacial entre las posiciones a lo largo de la derrota real y deseada en un punto específico en el tiempo, por ejemplo, como un error de distancia. Como alternativa, esta desviación puede representarse como la diferencia de tiempo entre cuando la aeronave alcanza realmente un punto de la trayectoria predeterminada en comparación con el tiempo deseado en alcanzar ese punto, por ejemplo, cuan pronto o tarde alcanzará la aeronave su posición actual. Debe considerarse cualquier error que represente la desviación de la posición a lo largo de la derrota con respecto a la posición a lo largo de la derrota deseada.

Anteriormente, se ha propuesto controlar la posición a lo largo de la derrota usando órdenes de aceleración y controlar la posición vertical, usando órdenes de timón de profundidad, véanse por ejemplo las patentes de Estados Unidos números 6.507.783 y 4.536.843. A primera vista, esto parece razonable ya que las desviaciones verticales se controlan de manera eficaz por el timón de profundidad, garantizando el conocimiento de la situación vertical óptima y el cumplimiento sencillo con restricciones de altitud. Mientras que la patente de Estados Unidos número 4.764.872 introduce la idea de controlar simultáneamente la velocidad vertical y la velocidad aérea entregando la orden de velocidad vertical al sistema de auto-aceleración y la orden de velocidad aérea al canal de cabeceo de piloto automático, la presente invención parece volver al uso más habitual de las ordenes de timones de profundidad y de aceleración en sus inicios, ya que las órdenes de timón de profundidad se usan en el presente documento para corregir desviaciones en la posición a lo largo de la derrota.

Usar órdenes de timón de profundidad para controlar las desviaciones en la posición a lo largo de la derrota en vez de usar solo órdenes de aceleración, da como resultado un beneficio principal en que el tiempo de respuesta de la aeronave a un cambio en la orden de timón de profundidad es normalmente más rápido que el tiempo de respuesta de la aeronave a un cambio en la orden de aceleración. Como resultado, puede obligarse a que la posición a lo largo de la derrota real siga estrechamente la posición a lo largo de la derrota deseada.

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 mediante la transferencia del error a la posición vertical. Intercambiando la energía cinética y la energía potencial de esta manera, la energía cinética no deseada puede almacenarse momentáneamente en forma de energía potencial que, si fuera necesario, puede convertirse de nuevo, finalmente, en energía cinética por los accionamientos del timón de profundidad. De esta manera, se sacrifica la precisión de la posición vertical en beneficio de la precisión en la posición a lo largo de la derrota, con una eficiencia mejorada ya que la energía cinética no deseada se almacena para su uso posterior en lugar de disiparse con la resistencia adicional, como en los métodos anteriores.

Se ha encontrado beneficioso proporcionar un control primario de la posición a lo largo de la derrota. El control de la posición a lo largo de la derrota se logra usando el timón o los timones de profundidad y sin ajustar el acelerador o los aceleradores debido a que la desviación de la posición a lo largo de la derrota se usa para calcular solo las órdenes de timón de profundidad. Por lo tanto, la corrección primaria es un cambio en la orden de timón de profundidad.

Para reducir el número de órdenes de aceleración y de aerofreno, se prefiere que estas órdenes de control se produzcan solo cuando la desviación de la posición vertical supere un límite. A continuación se dan más detalles de los límites que pueden usarse. El uso de un límite significa que, si el ajuste del timón de profundidad conduce a una desviación de la posición vertical que supera el límite, entonces se usan órdenes de aceleración, órdenes de aerofreno, o ambas, para controlar la posición vertical. Sin embargo, en lugar de intentar corregir los errores en la posición vertical de manera continua, se toleran desviaciones en la posición vertical. Estos pequeños errores se monitorizan y de hecho pueden mantenerse dentro de valores tolerables por sí mismos. No obstante, si los errores siguen creciendo, pueden usarse el acelerador o los aceleradores o los aerofrenos para reducir el error. Esto se logra cambiando el ajuste de aceleración o desplegando los aerofrenos solo una vez que la posición vertical real se desvía con respecto a la posición vertical deseada en más de la cantidad límite.

Esto es especialmente beneficioso, ya que reduce el número de órdenes de aceleración emitidas. De esta manera, la aeronave puede volar sin la necesidad de cambios continuos o incluso frecuentes en el ajuste de empuje, protegiendo de este modo al motor del desgaste y los desgarros y proporcionando un ahorro de combustible. También proporciona una manera eficaz de desacoplamiento del control del timón de profundidad y de aceleración. Se ha demostrado que las pequeñas correcciones de los ajustes de aceleración alrededor de los valores de empuje próximos al ralenti son suficientes para garantizar un confinamiento vertical razonable de la trayectoria.

Además, el uso de límites también es beneficioso ya que conduce a un despliegue menos frecuente de los aerofrenos. Cuando se vuela a baja altura sobre el suelo, por ejemplo, durante la aproximación final a un aeropuerto, el despliegue de los aerofrenos puede provocar el aumento de ruido, en detrimento de los que están en tierra.

Puede usarse un límite común para cuando la desviación vertical está por encima y por debajo de la posición vertical deseada. Como alternativa, pueden establecerse diferentes límites.

Las órdenes de timón de profundidad pueden generarse solo en base a las desviaciones en la posición a lo largo de la derrota. De hecho, se ha descubierto que esto funciona bien cuando se permite una tolerancia razonable para las desviaciones en la posición vertical. Sin embargo, se ha descubierto que puede realizarse una mejora y esto supone un beneficio específico cuando hay una mayor exigencia para la tolerancia en las desviaciones de la posición vertical.

Esto se debe al tiempo de respuesta lento asociado con las órdenes de aceleración, por ejemplo, una vez que se produce una nueva orden de aceleración, hay un retraso en la respuesta de los motores para producir el empuje correspondiente al nuevo ajuste de aceleración y, a continuación, hay un retraso adicional en la respuesta de la aeronave al ajuste de aceleración modificado. Esto también se aplica en menor medida al despliegue del aerofreno, por ejemplo, hay un retraso inevitable mientras que la velocidad cae lentamente. Estos tiempos de respuesta lentos pueden adaptarse en circunstancias en las que hay tolerancias de posición vertical relajadas. Sin embargo, estos tiempos de respuesta lentos implican que los límites superior e inferior a las desviaciones en la posición vertical pueden entrecruzarse repetidamente, lo que conduce a un movimiento oscilatorio de la aeronave. Aunque esto no conducirá a una pérdida del control, produce un número de cambios de aceleración no deseados. Esto conduce a un aumento del desgaste y los desgarros de los motores y a una disminución del ahorro de combustible.

La mejora hace que la orden de control se genere no solo en base a la desviación de la posición a lo largo de la derrota real con respecto a la posición a lo largo de la derrota deseada, sino a una combinación de la posición a lo largo de la derrota y la desviación de la posición vertical real con respecto a la posición vertical deseada. En efecto, esto devuelve algo del error potencial que de otro modo pasaría a una desviación en la posición vertical de vuelta al error de energía cinética en la posición a lo largo de la derrota. Por lo tanto, se sacrifica parte de la precisión en la posición a lo largo de la derrota para lograr una mayor precisión en la posición vertical con el fin de cumplir con los requisitos más estrictos de la posición vertical.

Las órdenes de timón de profundidad pueden generarse en base a combinaciones ponderadas de las desviaciones en la posición a lo largo de la derrota y la posición vertical. Por lo tanto, puede darse una ponderación diferente a la contribución de las desviaciones en la posición a lo largo de la derrota y la posición vertical. Esto permite dar una ponderación relativamente pequeña a la desviación en la posición vertical, de manera que se permite que dominen las desviaciones en la posición a lo largo de la derrota. Por lo tanto, aún puede accionarse de manera primaria el control para reducir las desviaciones en la posición a lo largo de la derrota.

Tener diferentes ponderaciones también permite un ajuste preciso del funcionamiento del sistema de guiado. En consecuencia, el método puede ajustarse, por ejemplo, para cumplir con un determinado requisito de tolerancia de posición vertical mediante la ponderación de la contribución de la desviación en la posición vertical en relación con la desviación en la posición a lo largo de la derrota. Por lo tanto, solo puede sacrificarse la exactitud necesaria en la posición a lo largo de la derrota para cumplir el requisito de precisión de la posición vertical.

El método puede comprender además la monitorización de la desviación de la velocidad respecto al suelo real de la aeronave en relación con una velocidad respecto al suelo deseada, y la adición de otro término proporcional a la desviación de la velocidad respecto al suelo a la combinación ponderada de desviaciones en la que se basan las órdenes de timón de profundidad. Por lo tanto, se introduce un término en la determinación de las órdenes de timón de profundidad para mejorar el seguimiento de la velocidad respecto al suelo deseada. El resultado es un sistema de guiado que pretende minimizar una combinación de desviaciones en la posición a lo largo de la derrota, la velocidad respecto al suelo y la posición vertical. Como la desviación de la velocidad respecto al suelo se alimenta de la orden de timón de profundidad, forma parte del control primario y puede prevalecer sobre las desviaciones en la posición vertical. Como ya se ha descrito anteriormente, la prevalencia también puede promoverse generando órdenes de timón de profundidad en base a combinaciones ponderadas de las desviaciones en la posición a lo largo de la derrota, la posición vertical y la velocidad respecto al suelo. La ventaja de usar contribuciones ponderadas, en las que las ponderaciones de las tres contribuciones pueden modificarse unas en relación con las otras, es la que ya se ha descrito anteriormente.

El método puede comprender el uso de un piloto automático para modificar una orden de timón de profundidad de velocidad aérea calibrada en base a las desviaciones de la posición a lo largo de la derrota real con respecto a la posición a lo largo de la derrota deseada y la posición vertical real con respecto a la posición vertical deseada y, opcionalmente, la velocidad respecto al suelo real con respecto a la velocidad respecto al suelo deseada. Los términos pueden ponderarse, en gran parte, de la misma manera que se ha descrito anteriormente.

Como se ha mencionado anteriormente, el método puede comprender generar órdenes de control en base a las desviaciones de la posición vertical real de la aeronave con respecto a la posición vertical deseada cuando la posición vertical real difiere de la posición vertical deseada en más de uno o más límites. Las órdenes de control pueden usarse para aumentar el ajuste de empuje por encima de empuje nominal o para disminuir el empuje desde un empuje no al ralentí, o para desplegar los aerofrenos. Los límites pueden variarse de manera que dependan de la altitud de la aeronave. Por ejemplo, los límites pueden variar de manera que aumenten al aumentar la altitud.

- El uso de límites que varían con la altitud puede beneficiar la eficiencia del método, y también puede mejorar la seguridad del vuelo. Por ejemplo, el primer límite y/o el segundo límite pueden establecerse para ser más mayores en una segunda altitud de lo que lo son en una primera altitud más baja. De este modo, los límites pueden establecerse para ser mayores a grandes alturas donde no hay conflicto potencial con otras rutas aéreas, y los límites pueden reducirse, por ejemplo reducirse progresivamente en alturas más bajas, lo que optimiza el uso del motor. Esto puede comprender tener un límite de variación continua o límites de bandas, por ejemplo, límites que toman un cierto valor en un número de intervalos de altitud diferentes.
- Pueden usarse más de un par de límites. Por ejemplo, pueden usarse dos o más límites para establecer los niveles de aceleración por encima del ralentí o para desplegar los aerofrenos, con órdenes de control adecuadas asignadas para cada límite. Por ejemplo, un límite que indica una mayor desviación por debajo de la posición vertical deseada puede conducir a un mayor aumento en el ajuste de empuje que un límite que indica una menor desviación.
- Después de ajustar el ajuste de empuje, el ajuste de empuje puede permanecer en el valor más alto o más bajo. Mientras el ajuste de empuje está en este estado modificado, el método puede comprender además continuar monitorizando 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; y generar órdenes de aceleración y usar las órdenes de aceleración para devolver el ajuste de empuje al ralentí una vez que la posición vertical real de la aeronave se corresponde con la posición vertical deseada. En consecuencia, el ajuste de empuje de la aeronave se cambia simplemente una vez al ajuste más alto y se deja en ese ajuste hasta que se ha eliminado el error de la posición vertical. Una vez que se ha corregido el error, el ajuste de empuje se devuelve simplemente al valor nominal. Ventajosamente, esto da como resultado cambios menos frecuentes en el ajuste de empuje.
- El ajuste de aceleración nominal puede decidirse de antemano con el fin de realizar cálculos de referencia de guiado. El ajuste de aceleración nominal no es necesariamente un valor fijo, sino que puede variar a lo largo del vuelo planificado con el fin de cumplir con las limitaciones. Por ejemplo, el ajuste de aceleración nominal puede tomar diferentes valores para diferentes segmentos de un descenso con el fin de cumplir con las limitaciones de altitud determinadas o las imitaciones de velocidad determinadas (o ambas).
- Muchos sistemas de gestión de vuelo (FMS) actuales calculan trayectorias de descenso en empuje al ralentí cuando es posible. Por lo tanto, seleccionar un empuje al ralentí como el ajuste de aceleración nominal tiene la ventaja de que las trayectorias calculadas por FMS actuales pueden usarse fácilmente como la trayectoria nominal.
- El ajuste de aceleración modificado puede determinarse para una aeronave determinada o puede calcularse simultáneamente durante el vuelo, o "en vuelo". Por ejemplo, dependiendo del peso bruto actual y el error del ángulo de trayectoria de vuelo actual, puede calcularse un ajuste de aceleración modificado 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. Por lo tanto, el método puede comprender calcular el valor ajustado necesario del ajuste de aceleración para lograr la posición vertical deseada. Preferentemente, los cálculos de las órdenes de aceleración se limitan de tal manera que el ajuste de aceleración se mantenga dentro de un límite superior.
- Después de emitir una orden de aerofreno, los aerofrenos se despliegan preferentemente durante un periodo de tiempo predeterminado antes de retraerse automáticamente. Opcionalmente, mientras que están desplegados los aerofrenos, el método comprende continuar monitorizando 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, y generar órdenes de aerofreno y usar las órdenes de aerofreno para retraer los aerofrenos una vez que la posición vertical real de la aeronave se corresponde con la posición vertical deseada.
- El periodo de tiempo que los aerofrenos están desplegados puede determinarse o puede calcularse en vuelo. Por ejemplo, los aerofrenos pueden desplegarse durante un periodo de tiempo para dar lugar a una tasa de reducción de energía total para garantizar que la aeronave anulará su desviación vertical en una cantidad de tiempo determinada. Por lo tanto, el método puede comprender calcular el periodo de tiempo necesario para lograr la posición vertical deseada.
- El método puede comprender generar órdenes de control en base a predicciones de las desviaciones de la posición vertical real de la aeronave con respecto a la posición vertical deseada. Por ejemplo, el método puede comprender calcular repetidamente una desviación prevista en la posición vertical: calculando la desviación actual de la posición vertical real con respecto a la posición vertical deseada, calculando la tasa de cambio de la desviación en la posición vertical, multiplicando la tasa del cambio por un lapso de tiempo de predicción, y añadiendo la tasa de cambio multiplicada de este modo a la desviación actual en la posición vertical, obteniendo de esta manera la desviación prevista en la posición vertical; y generar una orden de aceleración, una orden de aerofreno, o ambas, en base a la desviación prevista en la posición vertical. Como alternativa, puede descubrirse una posición vertical prevista de la aeronave en un periodo de tiempo determinado en el futuro determinando la tasa de cambio de la posición vertical real, multiplicando esta tasa de cambio por el periodo de tiempo determinado, y añadiendo la posición vertical real al producto. A continuación, puede descubrirse la desviación prevista en la posición vertical comparando la posición vertical prevista con la posición vertical deseada al final del periodo de tiempo determinado.

Además, el método puede comprender generar órdenes de timón de profundidad en base a predicciones de las desviaciones de la posición vertical real de la aeronave con respecto a la posición vertical deseada y a las desviaciones de la posición a lo largo de la derrota real con respecto a la posición a lo largo de la derrota deseada. Opcionalmente, pueden usarse predicciones de la desviación de la velocidad respecto al suelo real con respecto a la velocidad respecto al suelo deseada cuando se generan órdenes de timón de profundidad. Por ejemplo, el método puede comprender el cálculo repetido de una desviación prevista (por ejemplo, en la posición vertical, la posición a lo largo de la derrota y/o la velocidad respecto al suelo): calculando la desviación actual del valor real con respecto al valor deseado, calculando la tasa de cambio de la desviación, multiplicando la tasa de cambio por un lapso de tiempo de predicción, y añadiendo la tasa de cambio multiplicada de este modo a la desviación actual, obteniendo de esta manera la desviación prevista; y generar una orden de timón de profundidad en base a la desviación o las desviaciones previstas. Como alternativa, puede descubrirse una posición vertical prevista, una posición a lo largo de la derrota y/o una velocidad respecto al suelo de la aeronave en un período de tiempo determinado en el futuro determinando la tasa de cambio del valor real, multiplicando esta tasa de cambio por el período de tiempo determinado, y añadiendo el valor real al producto. A continuación, puede descubrirse la desviación prevista comparando el valor previsto con el valor deseado al final del período de tiempo determinado.

El período de tiempo determinado, (por ejemplo, el lapso de tiempo de predicción) puede elegirse adecuadamente, y puede ser el mismo para la posición vertical, la posición a lo largo de la derrota y la velocidad respecto al suelo, o puede tomar el mismo valor para dos de los tres de estos valores. Se ha descubierto que cinco segundos funcionan bien para cualquiera de la posición vertical, la posición a lo largo de la derrota y la velocidad respecto al suelo. Con dicho lapso de tiempo de predicción, el método predice de manera eficaz la desviación en la posición vertical/posición a lo largo de la derrota/velocidad respecto al suelo en un tiempo de cinco segundos. Esto mitiga el tiempo de respuesta lento de la aeronave a las órdenes de aceleración y, en menor medida, la respuesta lenta a los aerofrenos. Como resultado, se obtiene una mejor respuesta en el comportamiento de la aeronave (por ejemplo, esto también ayuda a eliminar el movimiento oscilatorio de la aeronave alrededor de la referencia de guiado descrita anteriormente que puede surgir cuando se siguen tolerancias de posición vertical estrictas).

Pueden adoptarse muchos enfoques diferentes para generar órdenes de timón de profundidad sin alejarse del alcance de la presente invención. Por ejemplo, pueden monitorizarse las desviaciones entre la posición a lo largo de la derrota y la posición vertical (y, como complemento, la velocidad respecto al suelo) y puede corregirse cualquier desviación (por pequeña que sea) o cualquier desviación en una combinación ponderada de estas desviaciones (por pequeña que sea), mediante una orden de timón de profundidad adecuada. Como alternativa, pueden introducirse límites, de tal manera que una orden para mover el timón o los timones de profundidad solo se plantea cuando la desviación supera un límite. El límite puede establecerse muy bajo en relación con los límites de las órdenes de control para garantizar que se recurre al control del timón de profundidad con preferencia sobre el control del empuje/los aerofrenos. Además, la desviación de la posición a lo largo de la derrota real con respecto a la posición a lo largo de la derrota deseada puede monitorizarse de manera continua o a intervalos. Los intervalos pueden establecerse según se desee.

Emitir órdenes de timón de profundidad hace que cambie la altitud de la aeronave. Por ejemplo, si se descubre que la aeronave se ha desplazado demasiado a lo largo de la derrota, las órdenes de timón de profundidad se usan para elevar el morro de la aeronave, disminuyendo de este modo la velocidad respecto al suelo de la aeronave y haciendo que se ralentice el progreso de la aeronave a lo largo de la derrota. La orden de timón de profundidad puede implementarse de muchas maneras diferentes. Por ejemplo, las órdenes pueden enviarse al timón o los timones de profundidad para modificar el cabeceo de la aeronave mediante un incremento del ajuste. Como alternativa, puede plantearse una orden de timón de profundidad que provoque un cambio en el cabeceo de la aeronave que depende del tamaño de las desviaciones. Como se ha mencionado anteriormente, las órdenes de velocidad aérea calibrada (CAS) pueden generarse y proporcionarse al piloto automático. Posteriormente, el piloto automático genera 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 la velocidad respecto al suelo, el error de posición a lo largo de la derrota, y la velocidad aérea calibrada actual (junto con 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 que se derivan de los ajustes del timón de profundidad, los ajustes de la aceleración, y los ajustes de los aerofrenos, pueden hacerse con respecto a otros elementos de seguridad de la aeronave. Por ejemplo, puede modificarse cualquier ajuste de empuje y el despliegue de los aerofrenos con el fin de garantizar que la velocidad aérea de la aeronave se mantiene dentro de los límites de seguridad o aprobados, por ejemplo, para evitar condiciones de exceso de velocidad, baja velocidad o pérdida de velocidad. Por lo tanto, el método puede comprender garantizar que las órdenes CAS permanezcan entre unos límites superior e inferior. Esto puede hacerse limitando la orden CAS a un valor superior si de uno u otro modo supera ese valor, y limitando la orden CAS a un valor inferior si de uno u otro modo cae por debajo de ese valor. Además, los ajustes del timón de profundidad pueden modificarse para garantizar que el cabeceo de la aeronave se mantiene dentro de los límites de seguridad o aprobados, por ejemplo, para evitar que sobrepase un ángulo de entrada en pérdida.

65

Puede incluirse una característica de seguridad adicional. El método puede comprender recalculando una nueva trayectoria vertical, o volver a una trayectoria de vuelo limitada verticalmente si la desviación en la posición vertical supera un límite preestablecido. Esto puede permitir que se establezca un límite para satisfacer una performance de navegación requerida (RNP) para un descenso en aproximación continuo. Si la aeronave supera esta RNP, la norma de control descrita anteriormente puede abandonarse en favor de la adopción de una trayectoria de vuelo limitada verticalmente, posiblemente a expensas de la previsibilidad y que, por lo tanto, conduce normalmente a unas desviaciones más significativas de la trayectoria de vuelo en cuatro dimensiones predeterminada. Como alternativa, si la aeronave supera esta RNP, el método puede comprender la modificación de la trayectoria en cuatro dimensiones recalculando una nueva trayectoria vertical, usando predicciones mejoradas. Esta alternativa puede requerir un proceso de prevención de conflictos, renegociación y autorización del proveedor de servicios de tránsito aéreo específico en futuros procedimientos basados en RNP.

La presente invención también radica en un ordenador de control de vuelo programado para implementar cualquiera de los métodos descritos anteriormente. Además, la presente invención radica en una aeronave que tiene un ordenador de control de vuelo de este tipo. El ordenador de control de vuelo puede localizarse en o cerca de la cabina de la aeronave. La presente invención también radica en un programa de ordenador que, cuando se ejecuta, implementa cualquiera de los métodos descritos anteriormente. El programa de ordenador puede almacenarse en una memoria legible por máquina.

20 Breve descripción de los dibujos

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

- 25 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 2a es una vista desde arriba de una aeronave que ilustra su posición a lo largo de la derrota;
- La figura 2b es una vista lateral de la aeronave que ilustra su posición vertical;
- 30 La figura 3 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 4 es un diagrama esquemático de un aparato que puede funcionar para controlar la trayectoria de vuelo de una aeronave de acuerdo con una realización de la presente invención;
- 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;
- 35 La figura 6 es un diagrama esquemático de un generador de señales de piloto automático para su uso con realizaciones de la presente invención;
- 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; y
- 40 La figura 8 es un diagrama esquemático de un generador de señales de piloto automático alternativo que es similar en algunos aspectos al que se muestra en la figura 6.

Descripción detallada de la invención

45 Un método de control de una aeronave 200 (figura 2) para seguir una trayectoria de vuelo en cuatro dimensiones predeterminada se muestra como 100 en la figura 1. El método comienza en 102 y avanza en paralelo a dos procesos, 104 y 106. Un tercer proceso paralelo, que puede o puede no usarse en el método, se muestra en 108.

50 El proceso 104 paralelo se refiere a la posición vertical de la aeronave 200, el proceso 106 paralelo se refiere a la posición a lo largo de la derrota de la aeronave 200, y el proceso 108 paralelo se refiere a la velocidad respecto al suelo de la aeronave 200. El tercer proceso 108 paralelo, indicado por las líneas discontinuas, puede incluirse o no en el método. El método mostrado en la figura 1 puede ponerse en práctica considerando solo la posición vertical y la posición a lo largo de la derrota. En la siguiente descripción, debe suponerse que se considera la velocidad respecto al suelo.

55 En primer lugar se considerará el proceso 104 paralelo que se refiere a la posición vertical de la aeronave 200. La posición vertical de una aeronave 200 se ilustra en la figura 2b. En 110, se monitoriza la posición vertical de la aeronave. Es decir, se determina la posición vertical actual de la aeronave 200. La posición vertical puede monitorizarse de manera que su valor se determine, por ejemplo, cada 0,1 segundos. Preferentemente, la posición vertical se monitoriza del orden de una vez por segundo o más rápido. En 120, se compara la posición vertical determinada con la posición vertical deseada para ese momento para establecer la desviación en la posición vertical.

65 En el segundo proceso 106 paralelo, la posición a lo largo de la derrota de la aeronave 200 se monitoriza en 122. La posición a lo largo de la derrota de la aeronave 200 se ilustra en la figura 2a. Es decir, se determina la posición a lo largo de la derrota actual de la aeronave 200. Esta puede monitorizarse de manera que su valor se determine, por ejemplo, cada 0,1 segundos. Preferentemente, la posición a lo largo de la derrota se monitoriza del orden de una vez

por segundo o más rápido. En 124, la posición a lo largo de la derrota determinada se compara con la posición a lo largo de la derrota deseada para ese momento y se determina la desviación en la posición a lo largo de la derrota.

En el tercer proceso 108 paralelo, se monitoriza la posición de la velocidad respecto al suelo de la aeronave 200 en 126. La velocidad V_{GS} con respecto al suelo de la aeronave 200 se ilustra en la figura 2b. Esta puede monitorizarse de manera que su valor se determine, por ejemplo, cada 0,1 segundos. Preferentemente, la velocidad respecto al suelo se monitoriza del orden de una vez por segundo o más rápido. En 128, la velocidad respecto al suelo determinada se compara con la velocidad respecto al suelo deseada para ese momento (o posición) y se determina la desviación en la velocidad respecto al suelo.

Las desviaciones en la posición vertical, la posición a lo largo de la derrota y la velocidad respecto al suelo encontradas en las etapas 120, 124 y 128 se usan en dos procesos 140 y 170 paralelos.

Un proceso 140 de control de ajuste se inicia en la etapa 141, donde se recibe la desviación en la posición vertical calculada en la etapa 120. Como en la etapa 141, la desviación en la posición vertical se evalúa para ver si es o no es aceptable. Por ejemplo, la desviación en la posición vertical se compara con los límites superior e inferior correspondientes a los límites de control superior e inferior. Los límites de control superior e inferior pueden establecerse en los mismos o en diferentes valores. Por ejemplo, los dos límites pueden establecerse en 100 pies o 200 pies.

Si se descubre que la desviación en la posición vertical está dentro de los límites, el método sigue un bucle 103 de retorno para volver a los procesos 104, 106 y 108 de monitorización. El bucle 103 de retorno garantiza que el método 100 se ejecuta continuamente, por ejemplo, entrando en bucle repetidamente durante un tiempo especificado. Por ejemplo, el método 100 puede repetir todo el tiempo que la aeronave 200 está realizando una aproximación en descenso continuo. El bucle 103 de retorno puede incluir medios para garantizar que el par de procesos 140 y 170 paralelos permanezcan en el tiempo, por ejemplo, que ambos procesos se completen antes de que se inicie la siguiente iteración.

Volviendo a la consideración de la desviación vertical en la etapa 141, si se descubre que la desviación en la posición vertical está fuera de un límite de control, el método continúa con un procedimiento de ajuste de aceleración/aerofreno en 142. El procedimiento 142 de ajuste de aceleración/aerofreno hace o que el ajuste del acelerador o los aceleradores aumente para variar el nivel de empuje de los motores 210 o que se despliegue el aerofreno o los aerofrenos 230 para ralentizar la aeronave 200 en respuesta a la desviación en la posición vertical. Por ejemplo, si se descubre que la desviación indica que la aeronave 200 está demasiado alta, se despliegan los aerofrenos 230. Si se descubre que la desviación indica que la aeronave 200 está demasiado baja, se aumenta el ajuste de aceleración. A continuación, se monitoriza la respuesta de la aeronave 200, y el ajuste de aceleración/los aerofrenos se devuelven a su 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 el procedimiento de control de ajuste se ha completado en 142, el método continúa en el bucle 103 de retorno.

En la etapa 171 se inicia un proceso 170 de ajuste del timón o los timones de profundidad. En su forma más general, el proceso 170 solo recibe la desviación en la posición a lo largo de la derrota desde la etapa 124. Sin embargo, el proceso 170 puede, además, recibir la desviación en la posición vertical desde la etapa 120 y/o la desviación en la velocidad respecto al suelo desde la etapa 128, como se indica por las líneas discontinuas en la figura 1. A continuación se describe una realización preferida en la que las tres desviaciones se reciben desde las etapas 120, 122 y 126.

En la etapa 171, se comprueban las desviaciones de la posición vertical, la posición a lo largo de la derrota y la velocidad respecto al suelo para determinar si una desviación resultante de una combinación de estas tres desviaciones está dentro de los valores aceptables o no. Como alternativa, las tres desviaciones pueden comprobarse por separado para determinar si alguna de las desviaciones es inaceptable. Como se apreciará, cuando solo se usa la desviación en la posición vertical, puede realizarse una simple comparación de esta desviación con un límite.

Si se descubre que la desviación combinada es aceptable, el método se repite a través del bucle 103 de retorno. Por otro lado, si se descubre que la desviación combinada no es aceptable, el método continúa con un procedimiento de ajuste del timón o los timones de profundidad en 172.

En 172, se genera una orden para ajustar la configuración del timón o los timones 220 de profundidad con el fin de corregir la desviación combinada inaceptable. Por ejemplo, si se descubre que la aeronave 200 ha progresado demasiado lejos a lo largo de la derrota, se genera una orden de timón de profundidad para hacer que se eleve el morro de la aeronave 200. Una vez que se ha generado la orden de timón de profundidad en 172, el método continúa en el bucle 103 de retorno.

La figura 3 corresponde en general a la figura 1, donde las partes similares se indican con números de referencia similares. En esta figura se incluye el proceso 108 de velocidad respecto al suelo suplementario y el proceso 170 de

ajuste del timón o los timones de profundidad usa las tres desviaciones, aunque debe entenderse que estas características suplementarias pueden omitirse en algunas realizaciones. En esencia, la figura 3 muestra el procedimiento 142 de control de ajuste y el procedimiento 172 de ajuste del timón o los timones de profundidad con más detalle que la figura 1.

5 Con respecto al procedimiento 142 de control de ajuste, en 144 se realiza una determinación de si la posición vertical está demasiado alta. Si la respuesta es sí, en 146 se reduce el ajuste de aceleración desde el ajuste nominal a un valor más bajo, si es posible. Si se vuela con un empuje al ralentí, no es una opción reducir el empuje. Cuando la reducción de la aceleración no está disponible o se considera insuficiente para reducir por sí sola la desviación vertical, también se despliega el aerofreno. Si la respuesta es no, el ajuste de aceleración se aumenta desde el ajuste nominal a un valor superior en 148. Sin embargo, si se implementa, el ajuste de aceleración se corresponde con el empuje al ralentí o el empuje no al ralentí para el ajuste nominal. Los ajustes de aceleración modificados pueden modificarse de forma variable, o mediante un desajuste fijo. Por ejemplo, los ajustes de empuje modificados pueden ser un empuje nominal de $\pm 4,45$ kN (1.000 lbf) (para cada motor) para el ajuste superior/inferior. Cuando el ajuste nominal es menor de 4,45 kN (1.000 lbf) de empuje al ralentí, entonces el ajuste de empuje inferior puede ser el ajuste de empuje al ralentí. En un típico jet de pasajeros de tamaño medio, los cambios de 4,45 kN (1.000 lbf) en el empuje es probable que provoquen un cambio en el ángulo de la trayectoria de vuelo de menos de un grado. Además, estos cambios de empuje deben ser capaces de asumir intensidades de error del viento de hasta el orden de 50 nudos. Esta tolerancia se aplica al vuelo en línea recta, y es mucho más reducida para los giros. Los efectos de los errores de viento al hacer giros pueden mitigarse manteniendo el radio de giro lo más grande posible. Los errores de temperatura también provocan una desviación en la posición vertical.

Si se ha disminuido el ajuste de aceleración, o se han desplegado los aerofrenos, o ambos, en 146, el método continúa en 150, donde se determina una vez más la desviación de la posición vertical. En este caso, se requiere una determinación de que se ha eliminado el error de posición vertical positivo (en lugar de simplemente caer dentro de los límites de cambio de aceleración). Una forma práctica de verificar esto es preguntar si la desviación de la posición vertical de la aeronave 200 vuelve a cero o valores negativos. Si se descubre que la aeronave 200 todavía tiene una desviación positiva en la posición vertical, la determinación de si la posición vertical es aceptable recibe una respuesta negativa y el método entra en bucle de vuelta a la determinación en 150 como se muestra. Este bucle continúa hasta que se descubre que se ha anulado la desviación positiva de la posición vertical, y en ese momento el método avanza a la etapa 151, donde las aceleraciones se devuelven a su ajuste nominal si se reducen, y los aerofrenos se retraen si se habían desplegado anteriormente. Tras hacer este cambio, el método continúa en el bucle 103 de retorno.

Si se ha cambiado el ajuste de aceleración a la posición superior en 148, el método continúa desde la etapa 148 a la etapa 152 donde se determina la desviación de la posición vertical. En este caso, se requiere una determinación de que se ha eliminado el error de posición vertical negativo (en lugar de simplemente caer dentro de los límites de cambio de aceleración). Una forma práctica de verificar esto es preguntar si la desviación de la posición vertical de la aeronave 200 vuelve a cero o valores positivos. Si se descubre que la aeronave 200 todavía tiene una desviación positiva en la posición vertical, la determinación de si la posición vertical es aceptable recibe una respuesta negativa y el método entra en bucle de vuelta a la determinación en 152 como se muestra. Este bucle continúa hasta que se descubre que se ha anulado la desviación negativa de la posición vertical, en cuyo caso el método avanza a la etapa 154 donde el ajuste de aceleración se devuelve al ajuste nominal (al ralentí). Tras hacer este cambio, el procedimiento continúa en el bucle 103 de retorno.

Volviendo ahora al procedimiento de ajuste del timón o los timones 172 de profundidad, comienza en 174 donde se determina el cambio de cabeceo requerido. Mientras que la orden de timón de profundidad puede generarse de un número de maneras, en esta realización la orden se genera para provocar un aumento o una disminución en el cabeceo de la aeronave que depende directamente de la desviación combinada inaceptable. Por lo tanto, cuando existe una gran desviación, se genera una orden de timón de profundidad que da como resultado un cambio mayor en el cabeceo de la aeronave 200. De este modo, se determina el cambio requerido en el cabeceo para la desviación o las desviaciones combinadas inaceptables. Esto puede determinarse usando una tabla de consulta, una ecuación, o cualquier otro método bien conocido. La desviación combinada puede formarse de cualquier manera bien conocida, por ejemplo, como una adición o una combinación ponderada.

En 176, se usa el cambio requerido en el ángulo de cabeceo determinado en 174 para generar una señal de orden de timón de profundidad adecuada. Por ejemplo, puede calcularse el tamaño de la deflexión del timón de profundidad. La señal de orden de timón de profundidad generada de este modo se aplica en la etapa 178 para un período de tiempo adecuado para provocar el cambio requerido en el cabeceo. Por lo tanto, la deflexión del timón o los timones 220 de profundidad cambia y de esta manera el cabeceo de la aeronave 200 responde para adoptar el ángulo de cabeceo deseado. Garantizar que se alcanza el ángulo de cabeceo 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 200 establecida en la inclinación de cabeceo deseada, el método continúa en el tramo 103, como se ha descrito anteriormente.

Ahora que se han descrito los métodos de control de la trayectoria de vuelo de una aeronave 200, se describirán los sistemas dispuestos para poner en práctica esos métodos. La figura 4 es una representación esquemática de un sistema 400 de este tipo. Como se ha descrito anteriormente, la invención puede radicar en un ordenador 201 de control de vuelo que está programado para implementar cualquiera de los métodos y está localizado en o cerca de la cabina 203 de la aeronave 200 (véase la figura 2).

Los sensores de aeronave proporcionan datos indicativos de la posición y la velocidad de la aeronave 200 al bloque 410 de sensores de 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 se usan por el bloque 410 de sensores de aeronave para generar señales de información de posición real para su uso por otras partes de la aeronave 200.

Además, se usa un bloque 420 calculador de referencias de guiado para generar una trayectoria de vuelo en cuatro dimensiones nominal que debe seguir la aeronave 200. Con el fin de calcular la trayectoria de vuelo, el bloque 420 calculador de referencias de guiado recibe un número de entradas que incluye, por ejemplo, las intenciones del piloto, los datos relativos al rendimiento de la aeronave 200, las condiciones meteorológicas vigentes y previstas y las limitaciones de la trayectoria. Los datos de la aeronave pueden incluir el peso y el rendimiento aerodinámico y de propulsión. Las condiciones meteorológicas pueden incluir perfiles de temperatura, presión y viento. Las limitaciones de la trayectoria pueden incluir puntos de referencia, limitaciones de velocidad y altitud y un índice de costes. Estas entradas se usan para determinar la trayectoria de vuelo en cuatro dimensiones nominal y, por lo tanto, para proporcionar señales de información de la posición deseada para su uso por otras partes de la aeronave 200.

Tratando en primer lugar el guiado lateral, el bloque 410 de sensores de 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 430 de guiado lateral. Además, el bloque 420 calculador de referencias de guiado 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 430 de guiado lateral compara la latitud y la longitud reales de la aeronave 200 con los valores deseados, y usa las superficies de control de la aeronave 200 para seguir la trayectoria lateral nominal de una manera convencional. Debido a la naturaleza convencional de esta parte del sistema, no se describirá adicionalmente.

Volviendo ahora al control del timón o los timones de profundidad, la hora de llegada real a la posición $t_A(s)$ a lo largo de la derrota actual, la posición $h_A(s)$ vertical real y la velocidad $V_{gA}(s)$ respecto al suelo real se generan por el bloque 410 de sensores de aeronave, y la hora $t_N(s)$ de llegada deseada, la posición $h_N(s)$ vertical deseada y la velocidad $v_{gN}(s)$ respecto al suelo deseada en la posición a lo largo de la derrota actual se generan por el bloque 420 calculador de referencias de guiado. Las diferencias entre los valores reales y deseados respectivos se encuentran en los sustractores 442, 444 y 446 para producir un error Δh de posición vertical, un error Δt de tiempo y un error Δv_g de velocidad respecto al suelo, respectivamente. Las señales Δh , Δt y Δv_g de error se proporcionan a un generador 450 de señales de piloto automático.

El generador 450 de señales piloto automático toma las señales de error, Δh , Δt y Δv_g , y calcula el cambio requerido en la CAS de la aeronave para corregir los errores. Esto puede lograrse, por ejemplo, usando un sistema de control de retroalimentación que recibe el error de posición vertical, el error de tiempo, el error de velocidad respecto al suelo, y la velocidad aérea actual como entradas, así como los datos de vuelo adicionales que pueden ser necesarios para los cálculos tales como el estado termodinámico del aire y los datos del viento, y a su vez calcula correcciones a la CAS. Con la CAS corregida determinada, el generador 450 de señales piloto automático genera una señal 455 que representa esta CAS y la proporciona al piloto automático. A continuación, de manera convencional, el piloto automático responde al cambio en la señal 455 CAS ordenando accionamientos del timón o los timones 220 de profundidad hasta que se alcanza la CAS solicitada.

El generador 450 de señales piloto automático puede recibir los errores anteriormente mencionados, o en una realización alternativa, el generador de señales de piloto automático puede recibir errores de posición a lo largo de la derrota como una función $\Delta s(t)$ de tiempo, por ejemplo, la diferencia espacial entre las posiciones a lo largo de la derrota real y deseada en un punto específico en el tiempo. Además, los errores de velocidad respecto al suelo pueden recibirse como una función de tiempo, $\Delta v_g(t)$. Además, el generador 450 de señales piloto automático puede recibir la CAS, o cualquier otra variable que determina de forma inequívoca la velocidad aérea actual de la aeronave 200, así como los datos de vuelo adicionales que pueden ser necesarios para los cálculos tales como el estado termodinámico del aire y los datos del viento.

Volviendo ahora a la posición vertical, el bloque 410 de sensores de aeronave proporciona una señal $h_A(s)$ que representa la posición vertical real de la aeronave 200 en la posición a lo largo de la derrota actual y el bloque 420 calculador de referencias de guiado proporciona una señal $h_N(s)$ que representa la posición vertical deseada de la aeronave 200 en la posición a lo largo de la derrota actual. Estas señales se proporcionan a un sustractor 442 que resta la una de la otra para producir una señal Δh de error de posición vertical. Esta señal Δh de error se proporciona a un selector 460 de nivel de auto-aceleración/selector de aerofreno. El selector 460 de nivel de auto-aceleración/selector de aerofreno recibe más entradas correspondientes a un valor $\Delta H(h)$ límite de control y los ajustes T_U de aceleración superiores.

El selector 460 de nivel de auto-aceleración/selector de aerofreno compara la magnitud de la señal Δh de error con el límite $\Delta H(h)$ de control. Si la magnitud de la señal Δh de error supera el límite $\Delta H(h)$ de cambio de aceleración y la señal Δh de error es positiva, esto implica que la aeronave 200 está demasiado alta y el selector 460 de nivel de auto-aceleración/selector de aerofreno responde generando una señal 465 de despliegue de aerofrenos que hace
 5 que se desplieguen los aerofrenos, u ordenando un ajuste T_L de aceleración inferior, o ambos. Si la magnitud de la señal Δh de error supera el límite $\Delta H(h)$ de cambio de aceleración y la señal Δh de error es negativa, esto implica que la aeronave 200 está demasiado baja y el selector 460 de nivel de auto-aceleración responde generando una señal 465 de auto-aceleración que se corresponde con el ajuste T_U de aceleración superior.

10 Cuando el selector 460 de nivel de auto-aceleración/selector de aerofreno está produciendo o la señal de despliegue de aerofrenos o el ajuste T_U de aceleración como la señal 465, el selector 460 de nivel de auto-aceleración/selector de aerofreno vuelve a monitorizar la señal Δh de error para establecer cuándo llega a cero. Una vez que llega a cero, la señal 465 cambia para producir una señal 465 de retracción de aerofrenos o una señal 465 de auto-aceleración que establece las aceleraciones en empuje nominal, o ambas, según el caso.

15 Aunque no se muestra, la disposición de la figura 4 puede incluir características de anulación para garantizar que la seguridad de la aeronave 200 no se vea comprometida. Por ejemplo, la señal 465 de aerofreno/auto-aceleración y la señal 455 de timón de profundidad pueden filtrarse a través de un bloque de seguridad que garantiza que los valores se mantengan dentro de los límites de seguridad. Por ejemplo, pueden comprobarse los valores para garantizar que
 20 el ángulo de cabeceo resultante se mantiene dentro de los límites de seguridad para la aeronave 200 en su configuración actual, que los motores se mantienen en funcionamiento dentro de los límites recomendados, o que un cambio en el empuje del motor y/o una orden de timón de profundidad determinada no harán que la velocidad aérea de la aeronave 200 se aleje de los límites de seguridad. A continuación se consideran detalles adicionales de dichos sistemas.

25 La figura 5 es una adaptación de la figura 1, y los números de referencia comunes indican características comunes. Se supone que el proceso 108 paralelo debe estar presente en el método de la figura 5. Por lo tanto, la figura 5 muestra un método de control de una aeronave 200 para seguir una trayectoria de vuelo en cuatro dimensiones predeterminada. El método se modifica para incluir características de seguridad adicionales. La figura 6 muestra una
 30 realización del generador 450 de señales de piloto automático de la figura 4 que incluye medios para efectuar las características de seguridad de la figura 5.

Una vez que las desviaciones en la posición vertical, la posición a lo largo de la derrota y la velocidad respecto al suelo se han determinado en las etapas 120, 124 y 128, el método continúa en la etapa 130. En la etapa 130, la
 35 desviación en la posición vertical se compara con un límite de desviación máximo. Por ejemplo, el límite de desviación máximo puede ser algún límite impuesto por el control del tráfico aéreo. Normalmente, el límite de desviación máximo dependerá de la maniobra que se haga en vuelo. Durante una aproximación en descenso continuo, el límite de desviación máximo puede corresponderse con una performance de navegación requerida (RNP) impuesta, que puede tomar un valor de 200 pies aproximadamente. Se destaca que el límite de desviación
 40 máximo no es el mismo que el límite de control. De hecho, los límites de control deben ser significativamente más pequeños, por ejemplo, de 100 pies, ya que los aumentos de la aceleración y los despliegues de los aerofrenos deben realizarse, en general, con el fin de evitar desviaciones en la posición vertical mayores que el límite de desviación máximo.

45 Si, en 130, la determinación indica que la desviación en la posición vertical ha aumentado hasta estar fuera del límite de desviación máximo, el método 100 actual de guiado de vuelo finaliza en la etapa 132, donde hay un modo de cambio a cualquier otra norma de control, por ejemplo, una con una trayectoria limitada verticalmente, o se mantiene la misma norma de control pero con un cambio a una trayectoria nominal diferente. Si la determinación en 130 encuentra que la aeronave 200 está todavía dentro del límite de desviación máximo para la desviación de la posición
 50 vertical, el método continúa en la etapa 141. En la etapa 141, la desviación en la posición vertical se compara con los límites de control en 142 para determinar si debe aumentarse o disminuirse el ajuste de aceleración, o si deben desplegarse los aerofrenos, como se ha descrito anteriormente.

55 El proceso 170 de ajuste del timón o los timones de profundidad contiene una nueva primera etapa en 173. En este caso, se introduce (cuando sea necesario) un retraso para garantizar que el resultado de la determinación del modo de cambio en la etapa 130 se realiza antes de que el método pueda continuar en la etapa 174.

60 En la etapa 174, la CAS actual de la aeronave se obtiene a partir de los datos de vuelo. La CAS actual de la aeronave se muestra en 602 en la figura 6. En la etapa 175, la desviación en la velocidad respecto al suelo se usa para obtener una nueva orden CAS. La desviación en la velocidad respecto al suelo se convierte en una desviación equivalente en velocidad aérea calibrada por el conversor 610 como la relación entre la velocidad aérea calibrada y la velocidad aérea verdadera en la altitud y la velocidad aérea actual. Esto puede representarse como

$$\Delta CAS_1 = -k_c \cdot f(CAS, h) \cdot \Delta v_{gs}(s) .$$

Por lo tanto, el conversor 610 requiere la altitud de la aeronave 200, y la altitud actual se proporciona como se indica en 601. Esto produce una salida 612 que se pasa a un multiplicador 614 donde la desviación en la velocidad aérea calibrada se escala por el factor k_c de ganancia que aparece en la ecuación anterior. Se ha descubierto que un factor de ganancia de la unidad funciona bien, de tal manera que la desviación en la velocidad aérea calibrada es igual pero de signo opuesto a la desviación en la velocidad respecto al suelo. La desviación escalada en la velocidad 616 aerodinámica calibrada se pasa a un sustractor 620 donde se resta de la CAS 602 actual de la aeronave para formar la nueva orden 604 CAS.

La siguiente etapa en el método 100 es para usar la desviación en la posición a lo largo de la derrota para modificar la orden CAS, como se indica en 176 en la figura 5. En esta realización, se usa un error Δt de tiempo, por ejemplo, cuan temprano o tarde alcanzará la aeronave 200 su posición actual. Este error de tiempo se escala por el multiplicador 630 donde el error de tiempo se multiplica por un factor k_i de ganancia. Por lo tanto

$$\Delta CAS_2 = k_i \cdot \Delta t(s) .$$

Se elige un factor k_i de ganancia pequeño, tal como 1 nudo de corrección por segundo de desviación de tiempo. Esto da como resultado una eliminación gradual de la desviación de tiempo. El error 632 de tiempo escalado se pasa a un sumador 634. El sumador 634 añade el error 632 de tiempo escalado a la orden 604 CAS para formar una orden 606 CAS modificada una vez.

El método continúa en la etapa 177 donde se usa la desviación en la posición vertical para modificar la orden CAS. Como se muestra en la figura 6, la desviación en la altura Δh vertical se pasa a un multiplicador 640 donde se multiplica por un factor k_h de ganancia para proporcionar una desviación escalada en la posición 642 vertical. Por lo tanto

$$\Delta CAS_3 = k_h \cdot \Delta h(s) .$$

Se ha descubierto que un valor del orden de 1 nudo por 50 pies de desviación es aceptable para k_h . La salida 642 se pasa a un sumador 644 donde se añade a la orden 606 CAS modificada una vez. Como resultado, el sumador 644 produce una orden 608 CAS modificada dos veces como su salida.

En la etapa 178, se comprueba la orden 608 CAS modificada dos veces para garantizar que está dentro de los límites deseados. Esto se realiza por el filtro 650. El filtro 650 compara la orden 608 CAS modificada dos veces con los límites $CAS_{MAX}(s,h)$ y $CAS_{MIN}(s,h)$ superior e inferior. Estos límites pueden elegirse según proceda, y pueden variar de acuerdo con las condiciones de vuelo actuales y la configuración de la aeronave 200. Por ejemplo, puede usarse un límite superior de 340 nudos o 0,82 mach (el que sea menor) para una aeronave determinada, y reducirse a 250 nudos cuando esté a una altitud de 10.000 pies o menos (como se requiere en los cielos europeos). Puede implementarse una transición suave entre estos dos límites superiores, donde la transición 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 200.

La orden CAS modificada dos veces se deja inalterada si está dentro de estos límites. Como alternativa, el filtro 650 limita la orden 608 CAS modificada dos veces cualquiera que sea el límite $CAS_{MAX}(h)$ o $CAS_{MIN}(h)$ que se supere. La salida desde el filtro 650 se convierte en la orden 455 CAS que se proporciona al piloto automático, como se indica en la etapa 179. A continuación, el método 100 se repite a través del bucle 103 de retorno.

Por lo tanto, la orden 455 CAS proporcionada al piloto automático refleja las desviaciones en la velocidad respecto al suelo, la posición a lo largo de la derrota y la posición vertical. El efecto relativo de cada desviación puede adaptarse mediante la elección adecuada de los factores k_c , k_i y k_h de ganancia. El método también incluye la característica de seguridad de garantizar que la orden CAS permanece dentro de los límites $CAS_{MAX}(h)$ y $CAS_{MIN}(h)$. Estos límites pueden reflejar la configuración actual de la aeronave y la maniobra que se realiza en vuelo, como es normal para el caso de la prevención de la baja velocidad y la velocidad excesiva.

La figura 6 también muestra una implementación específica de las etapas 130 y 132 de la figura 5. La desviación en la señal Δh de posición vertical se proporciona a un comparador 660 que comprueba la desviación con un límite RNP ΔH_{RNP} . Como se ha explicado anteriormente, el método 100 continúa si la desviación en la posición vertical está dentro del límite RNP como se indica en 662, pero cambia a un modo alternativo en 664 si está fuera del límite RNP.

La figura 7 muestra una realización adicional del método 100 de la figura 1. Una vez más, los números de referencia similares indican partes similares. La figura 7 ilustra una mejora en el proceso 140 de control de ajuste. Como antes, la posición vertical se monitoriza en la etapa 110 y la desviación en la posición vertical se calcula en 120. A continuación, en el proceso 140 de control de ajuste, se introducen otras dos etapas en 143 y 145.

En 143, se calcula la tasa de cambio de la desviación en la posición vertical, por ejemplo, si Δh es la desviación, se calcula $d\Delta h/dt$. A continuación, en 145, se hace un cálculo de una desviación prevista en la posición vertical para un tiempo deseado en el futuro. Es decir, se calcula una desviación prevista en la posición Δh_a vertical a partir de

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

5 donde τ es el tiempo de predicción requerido. Se ha descubierto que un tiempo de predicción de cinco segundos funciona bien.

10 A continuación, en la etapa 141A, se compara la desviación prevista en posición vertical con los límites de control para determinar si la orden de aceleración debe cambiarse o emitirse la orden de despliegue de aerofrenos en 142. Por lo tanto, el momento para que se modifiquen los aceleradores y los aerofrenos se basa en cuál se espera que sea la desviación en la posición vertical en cinco segundos de tiempo. De esta manera, se entiende como el mejor rendimiento el retraso inevitable provocado por una respuesta de aceleración lenta y se anticipa una caída de energía lenta. Por lo tanto, se mitiga la sobrecarga que, de otro modo, se produciría. Esto es especialmente ventajoso en los casos en donde se requieren tolerancias estrictas en la posición vertical. Por ejemplo, puede ser una tolerancia estricta en los límites de control, o puede ser una tolerancia estricta en el límite de desviación máximo (que entonces requerirá una tolerancia estricta en los límites de aceleración). Mediante el uso de una norma de control predictiva, también puede reducirse el número de ajustes de aceleración/despliegues de aerofreno.

20 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 límite 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 límite de desviación máximo.

25 La figura 8 muestra una realización alternativa del generador 450 de señales piloto automático de la figura 4. Como se observará, la figura 8 se asemeja mucho a la figura 6 (que muestra una primera realización de un generador 450 de señales de piloto automático), y los números de referencia comunes indican características comunes. El generador 450 de señales de piloto automático de la figura 8 puede usarse con el método de la figura 5 que muestra un método de control de una aeronave 200 para seguir una trayectoria de vuelo en cuatro dimensiones predeterminada. Sin embargo, el método está adaptado para hacer uso de los valores previstos para las desviaciones en la posición a lo largo de la derrota, la posición vertical y la velocidad respecto al suelo. Como tal, la etapa 140 de control de ajuste puede parecerse a la mostrada y descrita con respecto a la figura 7. Sin embargo, a diferencia del método de la figura 7, las desviaciones previstas se usan en el proceso 170 de ajuste del timón o los timones de profundidad como se describirá a continuación.

35 El proceso 170 de ajuste del timón o los timones de profundidad contiene una primera etapa en 173, donde se introduce un retraso (cuando sea necesario) para garantizar que el resultado de la determinación del modo de cambio en la etapa 130 se realiza antes de que el método pueda continuar en la etapa 174.

40 En la etapa 174, la posición h vertical actual de la aeronave, la velocidad aérea calibrada CAS y la posición s a lo largo de la derrota se obtienen a partir de los datos de vuelo, como se muestra en la figura 6 en 601, 602 y 603, respectivamente.

45 En la etapa 175, la desviación en la velocidad respecto al suelo se usa para obtener una nueva orden CAS. Esto puede representarse como

$$\Delta CAS_1 = -k_c \cdot f(CAS, h) \cdot \Delta v_{gs}(s + \sigma_v).$$

50 El cálculo comienza descubriendo la desviación prevista en la velocidad respecto al suelo. Se prevé la desviación en la velocidad respecto al suelo para una futura posición $s + \sigma_v$, por ejemplo, en un desplazamiento σ_v de posición adicional a lo largo de la derrota. Un valor típico para σ_v es 500 metros. Este cálculo se realiza por la unidad 613 aritmética que recibe como entradas la altura h actual, la posición s a lo largo de la derrota actual, la velocidad v con respecto al suelo actual y la velocidad V_N con respecto al suelo deseada en $(s + \sigma_v)$, por ejemplo, 500 metros a partir de la posición actual. La unidad 613 aritmética calcula la tasa de cambio actual de la velocidad respecto al suelo con la posición a lo largo de la derrota, lo multiplica por el desplazamiento de posición, y lo suma a la velocidad respecto al suelo actual para determinar la velocidad respecto al suelo prevista en $(s + \sigma_v)$. A continuación, se resta la velocidad respecto al suelo deseada para producir el error previsto en la velocidad respecto al suelo,

$$\Delta v_g = \left[v + \sigma_v \frac{dv}{ds} \right] - [v_N(s + \sigma_v)]$$

Por lo tanto, la unidad 613 aritmética produce una salida que se pasa a un multiplicador 614 donde la desviación prevista en la velocidad respecto al suelo se escala por el factor k_c de ganancia que aparece en la ecuación anterior. Se ha descubierto que un factor de ganancia de la unidad funciona bien. La desviación prevista escalada en la velocidad respecto al suelo mostrada en 616 se convierte en una desviación prevista equivalente en velocidad aérea calibrada por el conversor 610 como la relación entre la velocidad aérea calibrada y la velocidad aérea verdadera en la altitud y la velocidad aérea actual. Por lo tanto, el conversor 610 requiere la altitud y velocidad aérea de la aeronave 200, y que se proporcionan como se indica en la figura 8. La desviación prevista escalada en la velocidad 616 aérea calibrada se pasa a un sustractor 620 donde se resta de la CAS 602 actual de la aeronave para formar la nueva orden 604 CAS.

La próxima etapa en el método 100 es para usar una desviación prevista en la posición a lo largo de la derrota para modificar la orden CAS, como se indica en 176 en la figura 5. En esta realización, se usa un error Δt de tiempo previsto, por ejemplo, cuán temprano o tarde alcanzará la aeronave 200 su posición actual. La desviación en el error de tiempo previsto se usa para obtener una nueva orden CAS. Esto puede representarse como

$$\Delta CAS_2 = -k_i \cdot f(CAS, h) \cdot \Delta t (s + \sigma_T) .$$

El cálculo se inicia descubriendo el error de tiempo previsto. El error de tiempo se prevé para un desplazamiento σ_T de distancia, por ejemplo, los 500 metros más a lo largo de la derrota mencionados. El desplazamiento σ_T de distancia no necesita ser el mismo que el elegido para la desviación prevista en la posición (σ_V) vertical. Este cálculo se realiza por una segunda unidad aritmética, mostrada en 629, que recibe como entradas la altura h actual, la posición s a lo largo de la derrota actual, el tiempo t actual y el tiempo t_N deseado para llegar a la posición ($s + \sigma_T$) futura, por ejemplo, 500 metros a partir de la posición actual. La unidad 629 aritmética calcula la tasa de cambio actual de los valores de tiempo con la posición a lo largo de la derrota, lo multiplica por el desplazamiento de distancia, y lo suma a la hora actual para determinar la hora prevista de llegada a ($s + \sigma_T$). A continuación, se resta la hora deseada de llegada para producir el error previsto en el tiempo,

$$\Delta t = \left[t + \sigma_T \frac{dt}{ds} \right] - [t_N(s + \sigma_T)]$$

Por lo tanto, la unidad 629 aritmética produce una salida que se pasa a un multiplicador 630, donde el error de tiempo previsto se escala por el factor k_i de ganancia que aparece en la ecuación anterior. Se elige un factor k_i de ganancia pequeño, tal como 1 nudo de corrección por segundo de desviación temporal. Da como resultado una eliminación gradual de la desviación temporal. El error 632 de tiempo previsto escalado se pasa al conversor 610 que convierte el tiempo previsto escalado en una desviación prevista equivalente en la orden de velocidad aérea calibrada. La señal resultante se pasa a un sumador 634. El sumador 634 suma la señal CAS equivalente derivada del error de tiempo previsto escalado a la orden 604 CAS para formar una orden 606 CAS modificada una vez.

El método continúa en la etapa 177 donde se usa una desviación prevista en la posición vertical para modificar la orden 606 CAS. La nueva orden CAS puede representarse como

$$\Delta CAS_3 = -k_h \cdot f(CAS, h) \cdot \Delta h(s + \sigma_H) .$$

El cálculo se inicia descubriendo la desviación vertical prevista. La desviación vertical se prevé para una posición $s + \sigma_H$ futura, por ejemplo, en un desplazamiento σ_H de posición más a lo largo de la derrota. Un valor típico para σ_H es 500 metros. El desplazamiento σ_H de distancia no necesita ser el mismo que el elegido para la desviación prevista en la posición (σ_V) vertical o el error (σ_T) de tiempo. Este cálculo se realiza por la unidad 639 aritmética que recibe como entradas la altura h actual, la posición s a lo largo de la derrota actual, la posición h vertical actual y la posición h_N vertical deseada en ($s + \sigma_H$), por ejemplo, 500 metros a partir de la posición actual. La unidad 639 aritmética calcula la tasa de cambio actual de la posición vertical con la posición a lo largo de la derrota, lo multiplica por el desplazamiento de posición, y lo suma a la posición vertical actual para determinar la posición vertical prevista en ($s + \sigma_H$). A continuación, se resta la posición vertical deseada para producir el error previsto en la posición vertical,

$$\Delta h = \left[h + \sigma_H \frac{dh}{ds} \right] - [h_N(s + \sigma_H)]$$

- 5 Por lo tanto, la unidad 629 aritmética produce una salida que se pasa a un multiplicador 640 donde la desviación prevista en la posición vertical se escala por el factor k_h de ganancia que aparece en la ecuación anterior. Se ha descubierto que un valor del orden de 1 nudo por 50 pies de desviación es aceptable para k_h . La salida 642 se pasa a un conversor 610, donde se convierte a un cambio equivalente en la orden de velocidad aérea calibrada. La salida proporcionada por el conversor 610 se pasa a un sumador 644 donde se suma a la orden 606 CAS modificada una vez. Como resultado, el sumador 644 produce una orden 608 CAS modificada dos veces como su salida.
- 10 En la etapa 178, se comprueba la orden 608 CAS modificada dos veces para garantizar que está dentro de los límites deseados, como se ha descrito anteriormente. La orden CAS modificada dos veces se deja inalterada si está dentro de estos límites, o si se supera cualquiera de los límites $CAS_{MAX}(h)$ o $CAS_{MIN}(h)$. La salida del filtro 650 se convierte en la orden 455 CAS que se proporciona al piloto automático, como se indica en la etapa 179. A continuación, el método 100 se repite a través del bucle 103 de retorno.
- 15 De manera similar a como se ha descrito anteriormente, la realización de la figura 8 también muestra una implementación específica de las etapas 130 y 132 de la figura 5 donde se proporciona la desviación prevista en la señal Δh de posición vertical a un comparador 660 que comprueba la desviación con un límite RNP ΔH_{RNP} . El método 100 continúa si la desviación en la posición vertical está dentro del límite RNP como se indica en 662, pero
- 20 cambia a un modo alternativo en 664 si está fuera del límite RNP.
- Como se ha señalado anteriormente, la presente invención es especialmente beneficiosa cuando se usa en vuelos de aproximación en descenso continuo. Como ejemplo de un límite de control adecuado para aplicar al monitorizar la posición vertical, se ha descubierto que 100 pies proporcionan un buen compromiso con la precisión de la
- 25 posición a la vez que evitan cambios demasiado frecuentes en el ajuste de aceleración/despliegue de los aerofrenos. Con un límite de 100 pies por encima y por debajo de la posición vertical deseada, se ha descubierto que normalmente pueden realizarse vuelos de aproximación en descenso continuo solo con unos pocos cambios en el ajuste de aceleración/los aerofrenos.
- 30 Será evidente para los expertos en la materia que pueden hacerse variaciones en las realizaciones anteriores sin alejarse necesariamente del alcance de la invención que se define por las reivindicaciones adjuntas.

REIVINDICACIONES

1. Un método de guiado de una aeronave para seguir una trayectoria de vuelo en cuatro dimensiones predeterminada durante un descenso con un ajuste de empuje nominal correspondiente a un empuje al ralentí o un empuje no al ralentí, comprendiendo el método:
- 5
- monitorizar una posición a lo largo de la derrota real y una posición vertical real de la aeronave en relación con las posiciones deseadas correspondientes en la trayectoria de vuelo predeterminada;
- 10
- generar órdenes de control en base a las desviaciones de la posición vertical real de la aeronave con respecto a la posición vertical deseada; y
- generar órdenes de timón de profundidad en base a la desviación de la posición a lo largo de la derrota real con respecto a la posición a lo largo de la derrota deseada;
- y caracterizado por que** generar órdenes de control comprende:
- 15
- si la desviación de la posición vertical real con respecto a la posición vertical deseada indica que la aeronave está demasiado baja, generar una orden de aceleración para aumentar el ajuste de empuje por encima del empuje nominal; y
- generar una orden de aerofreno para desplegar los aerofrenos (230) cuando la desviación de la posición vertical real con respecto a la posición vertical deseada indica que la aeronave está demasiado alta.
- 20
2. Método de acuerdo con la reivindicación 1, que comprende generar una orden de aceleración para disminuir el ajuste de empuje por debajo del empuje nominal cuando la desviación de la posición vertical real con respecto a la posición vertical deseada indica que la aeronave está demasiado alta.
- 25
3. El método de la reivindicación 2 que comprende, si la desviación de la posición vertical real con respecto a la posición vertical deseada indica que la aeronave está demasiado alta, generar una orden de aceleración para disminuir el ajuste de empuje cuando se vuela con un empuje no a ralentí y generar una orden de aerofreno para desplegar los aerofrenos cuando se determina que la reducción del empuje por sí sola es insuficiente para corregir la desviación en la posición vertical.
- 30
4. El método de cualquier reivindicación anterior que comprende, si la desviación de la posición vertical real con respecto a la posición vertical deseada indica que la aeronave está demasiado alta, generar órdenes de aceleración cuando la posición vertical real difiere de la posición vertical deseada en más de un primer límite.
- 35
5. El método de cualquier reivindicación anterior que comprende, si la desviación de la posición vertical real con respecto a la posición vertical deseada indica que la aeronave está demasiado alta, generar órdenes de aerofreno cuando la posición vertical real difiere de la posición vertical deseada en más de un segundo límite.
- 40
6. El método de cualquier reivindicación anterior, que comprende generar órdenes de aceleración en base a las desviaciones de la posición vertical real de la aeronave con respecto a la posición vertical deseada cuando la posición vertical real difiere de la posición vertical deseada en más de un límite común, y generar órdenes de aerofreno en base a las desviaciones de la posición vertical real de la aeronave con respecto a la posición vertical deseada cuando la posición vertical real difiere de la posición vertical deseada en más del límite común.
- 45
7. El método de cualquier reivindicación anterior, que comprende además, después de modificar el ajuste de empuje por encima del ajuste nominal y mientras que el ajuste de empuje está en el valor más alto modificado, continuar monitorizando la posición vertical real de la aeronave en relación con la posición vertical deseada; y generar órdenes de aceleración y usar las órdenes de aceleración para devolver el ajuste de empuje al ajuste de empuje nominal una vez que la posición vertical real de la aeronave se corresponde con la posición vertical deseada.
- 50
8. El método de cualquier reivindicación anterior, que comprende además, después de desplegar los aerofrenos y mientras que los aerofrenos todavía están desplegados, continuar monitorizando la posición vertical real de la aeronave en relación con la posición vertical deseada, y generar una orden de aerofreno para retraer los aerofrenos una vez que la posición vertical real de la aeronave se corresponde con la posición vertical deseada.
- 55
9. El método de la reivindicación 2 o cualquiera de las reivindicaciones 3 a 8 cuando dependen de la reivindicación 2, que comprende además, después de modificar el ajuste de empuje y mientras que el ajuste de empuje está en el valor más bajo modificado, continuar monitorizando la posición vertical real de la aeronave en relación con las posiciones verticales deseadas correspondientes, y generar una orden de aceleración para devolver el ajuste de empuje al ajuste de empuje nominal una vez que la posición vertical real de la aeronave se corresponde con la posición vertical deseada.
- 60
10. El método de cualquier reivindicación anterior, que comprende generar órdenes de timón de profundidad en base a la desviación de la posición a lo largo de la derrota real con respecto a la posición a lo largo de la derrota deseada y a la desviación de la posición vertical real con respecto a la posición vertical deseada.
- 65

11. El método de la reivindicación 10, que comprende generar órdenes de timón de profundidad en base a combinaciones ponderadas de las desviaciones en la posición a lo largo de la derrota y la posición vertical.
- 5 12. El método de la reivindicación 10 o la reivindicación 11, que comprende además monitorizar la velocidad respecto al suelo real de la aeronave en relación con una velocidad respecto al suelo deseada, y donde generar órdenes de timón de profundidad se basa además en la desviación de la velocidad respecto al suelo real de la aeronave con respecto a la velocidad respecto al suelo deseada de la aeronave.
- 10 13. El método de la reivindicación 12, que comprende generar órdenes de timón de profundidad en base a las combinaciones ponderadas de las desviaciones en la posición a lo largo de la derrota, la posición vertical y la velocidad respecto al suelo.
- 15 14. El método de cualquier reivindicación anterior, que comprende usar un piloto automático para modificar una orden de velocidad aérea calibrada para incluir los términos basados en las desviaciones de la posición a lo largo de la derrota real con respecto a la posición a lo largo de la derrota deseada, la posición vertical real con respecto a la posición vertical deseada, y la velocidad respecto al suelo real con respecto a la velocidad respecto al suelo deseada.
- 20 15. El método de la reivindicación 14, que comprende generar una orden de timón de profundidad de velocidad aérea calibrada que incluye términos ponderados en base a las desviaciones de la posición a lo largo de la derrota real con respecto a la posición a lo largo de la derrota deseada, la posición vertical real con respecto a la posición vertical deseada, y la velocidad respecto al suelo real con respecto a la velocidad respecto al suelo deseada, y donde se da a cada término una ponderación diferente.
- 25 16. El método de cualquier reivindicación anterior, que comprende generar órdenes de control en base a las predicciones de las desviaciones de la posición vertical real de la aeronave con respecto a la posición vertical deseada.
- 30 17. El método de cualquier reivindicación anterior, que comprende generar órdenes de timón de profundidad en base a las predicciones de las desviaciones de la posición vertical real de la aeronave con respecto a la posición vertical deseada y en las predicciones de las desviaciones de la posición a lo largo de la derrota real con respecto a la posición a lo largo de la derrota deseada.
- 35 18. El método de la reivindicación 10 o cualquiera de las reivindicaciones 11 a 17 cuando dependen de la reivindicación 10, que comprende generar órdenes de timón de profundidad en base a predicciones de las desviaciones de la posición vertical real de la aeronave con respecto a la posición vertical deseada y a las predicciones de las desviaciones de la posición a lo largo de la derrota real con respecto a la posición a lo largo de la derrota deseada.
- 40 19. Un ordenador (201) de control de vuelo programado para implementar el método de cualquier reivindicación anterior.
20. Una aeronave (200) que tiene un ordenador (201) de control de vuelo de acuerdo con la reivindicación 19.
- 45 21. Un programa de ordenador que, cuando se ejecuta, implementa el método de cualquiera de las reivindicaciones 1 a 18.

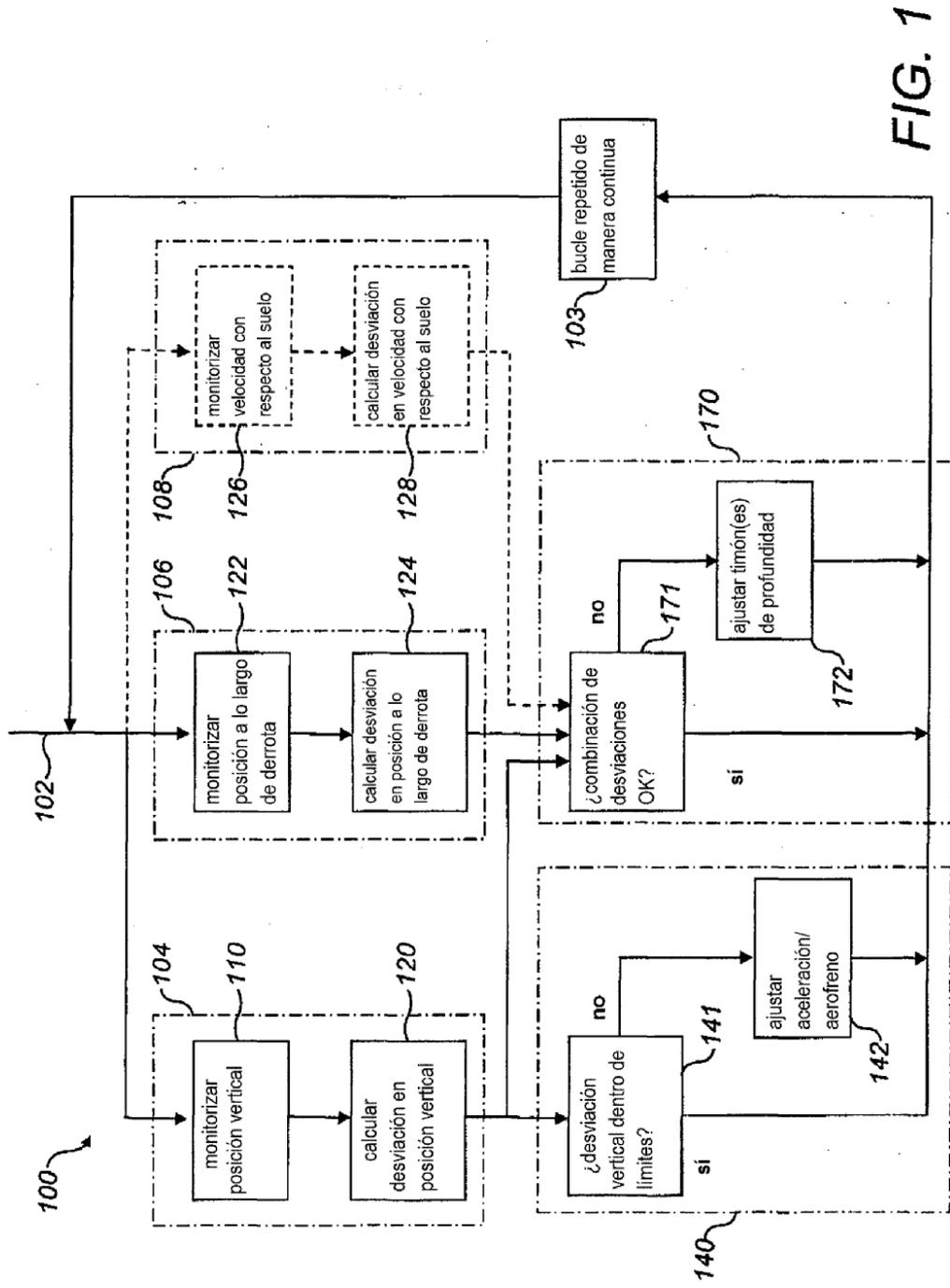


FIG. 1

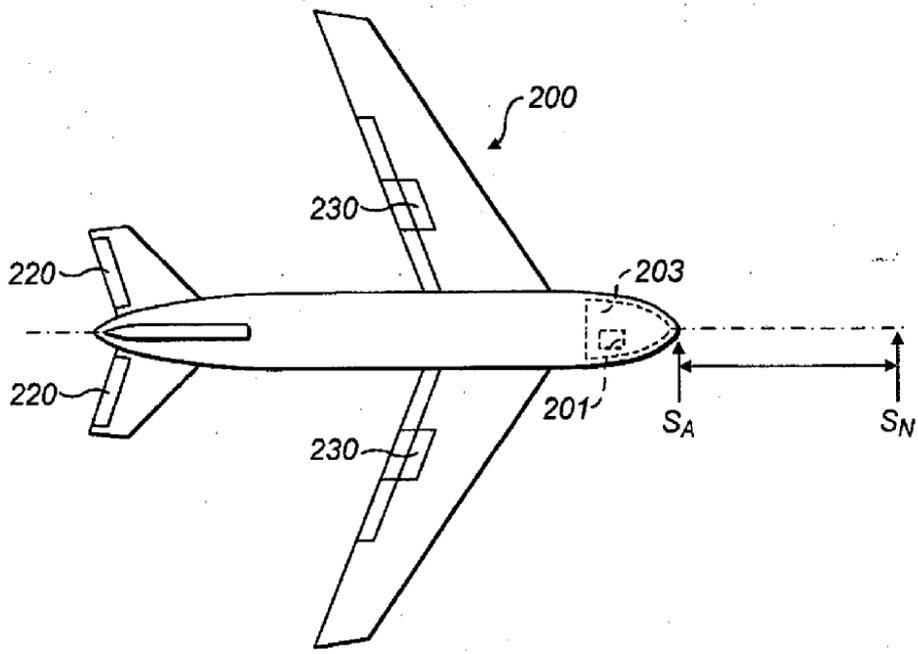


FIG. 2a

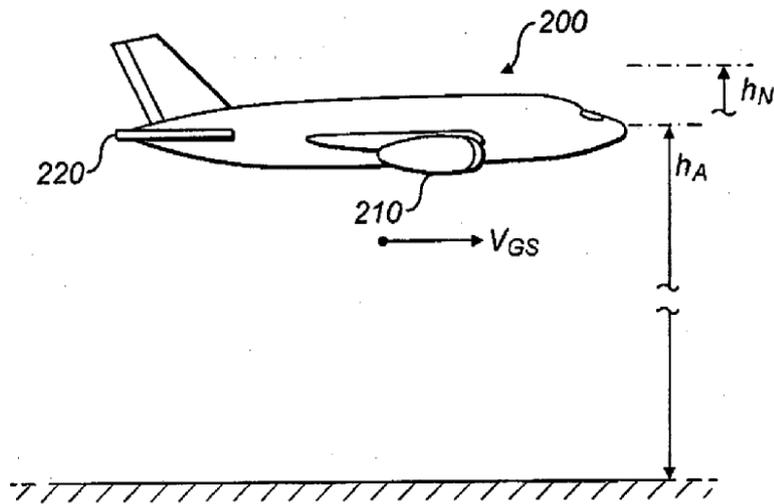
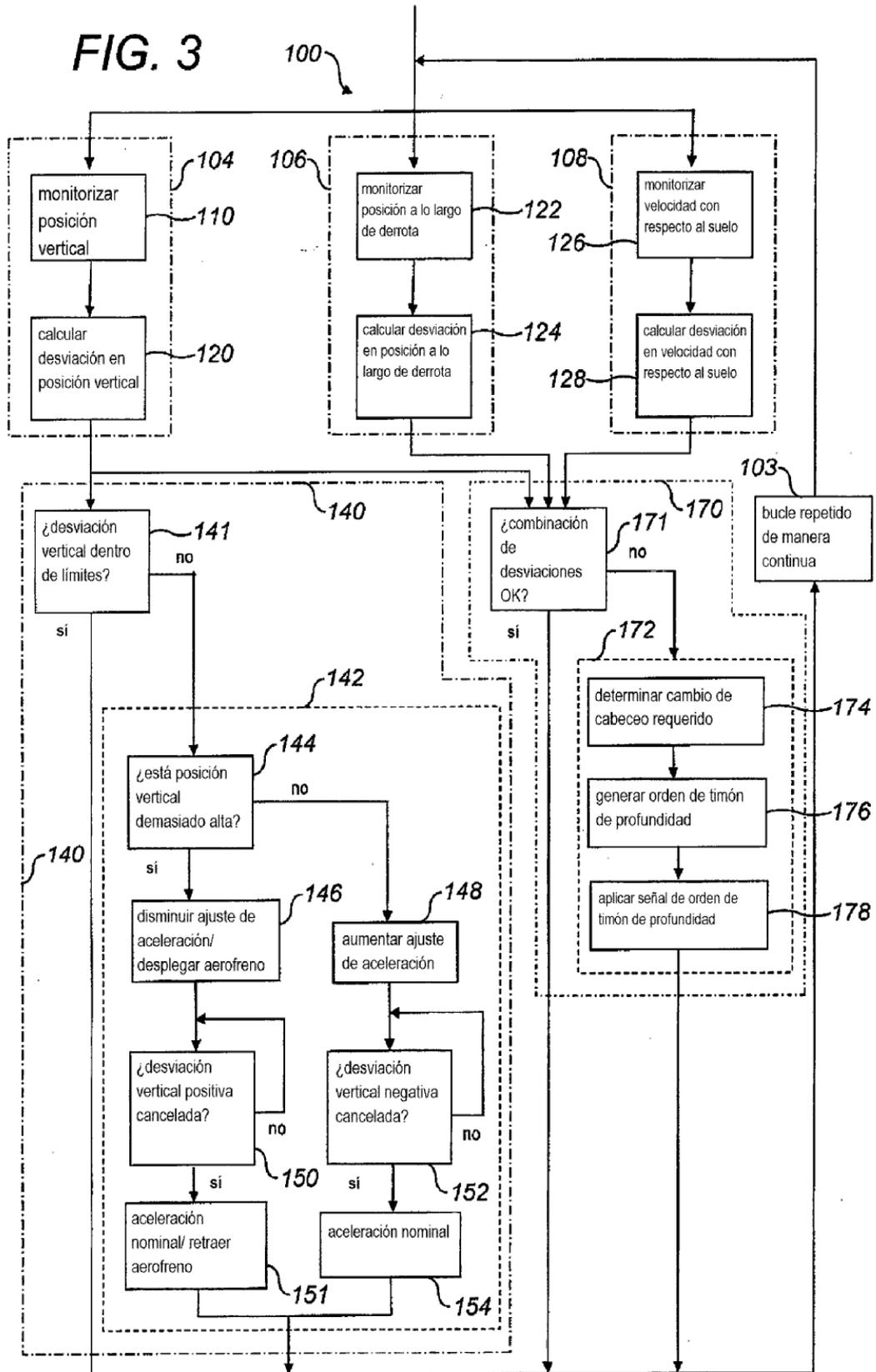


FIG. 2b

FIG. 3



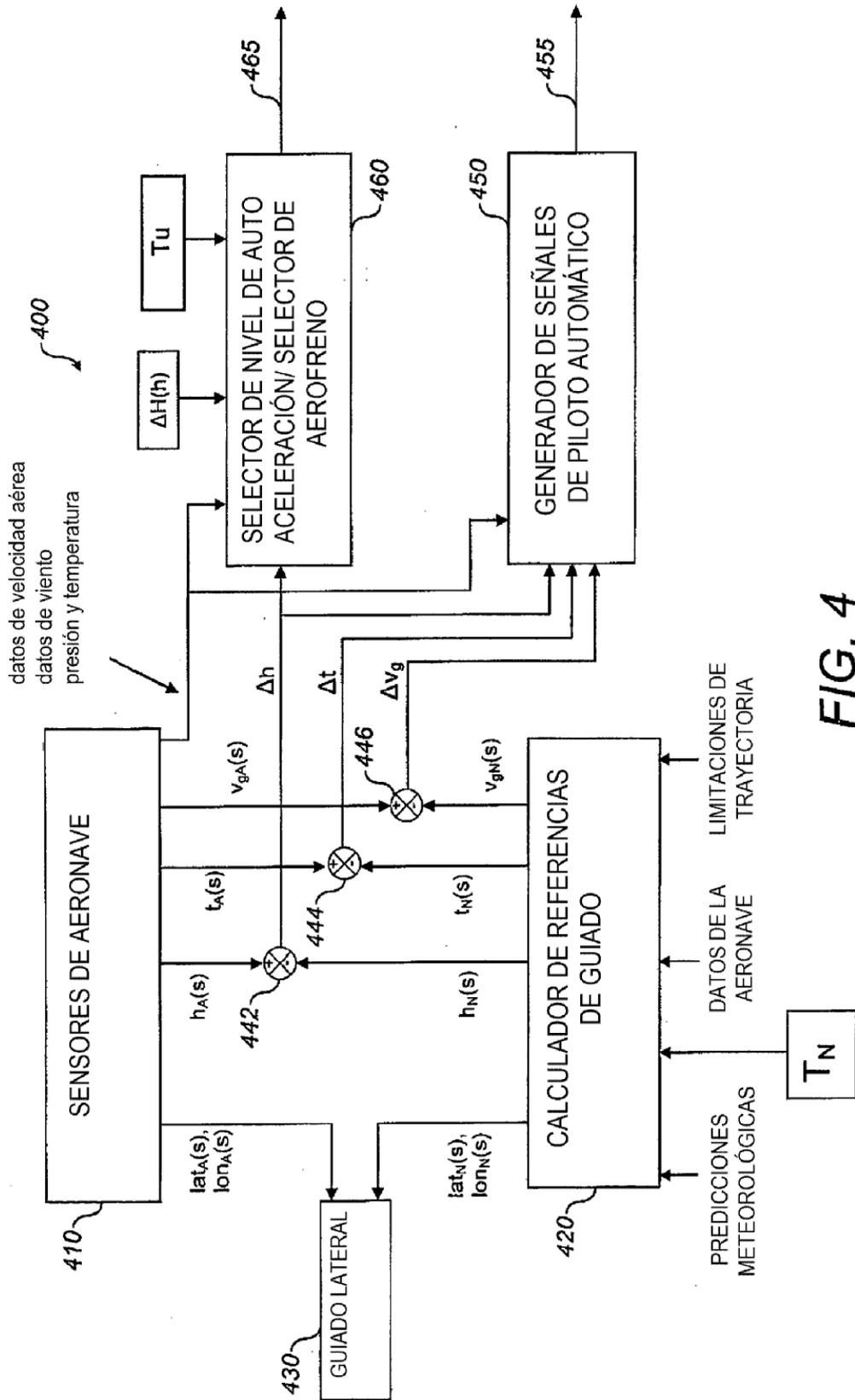


FIG. 4

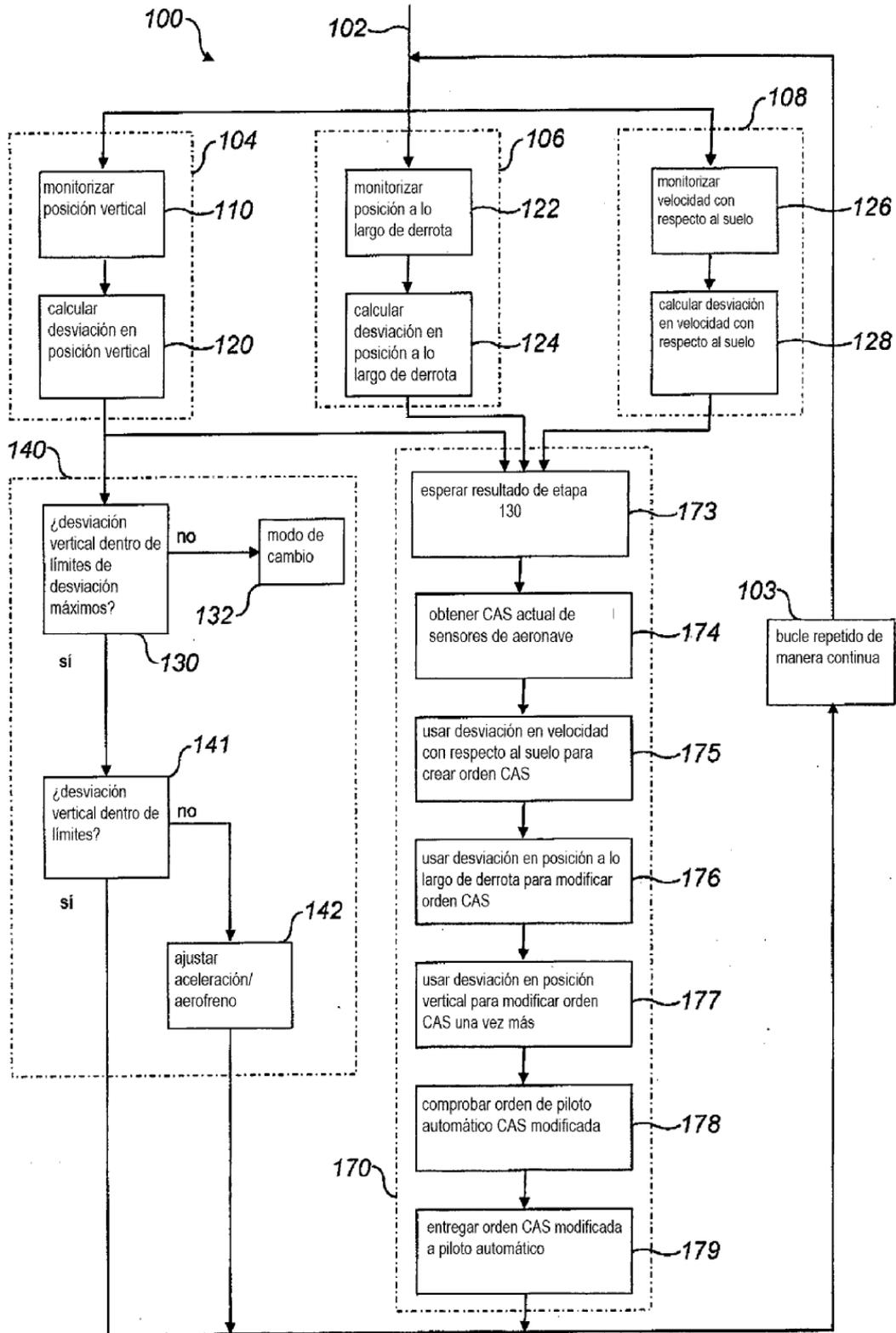


FIG. 5

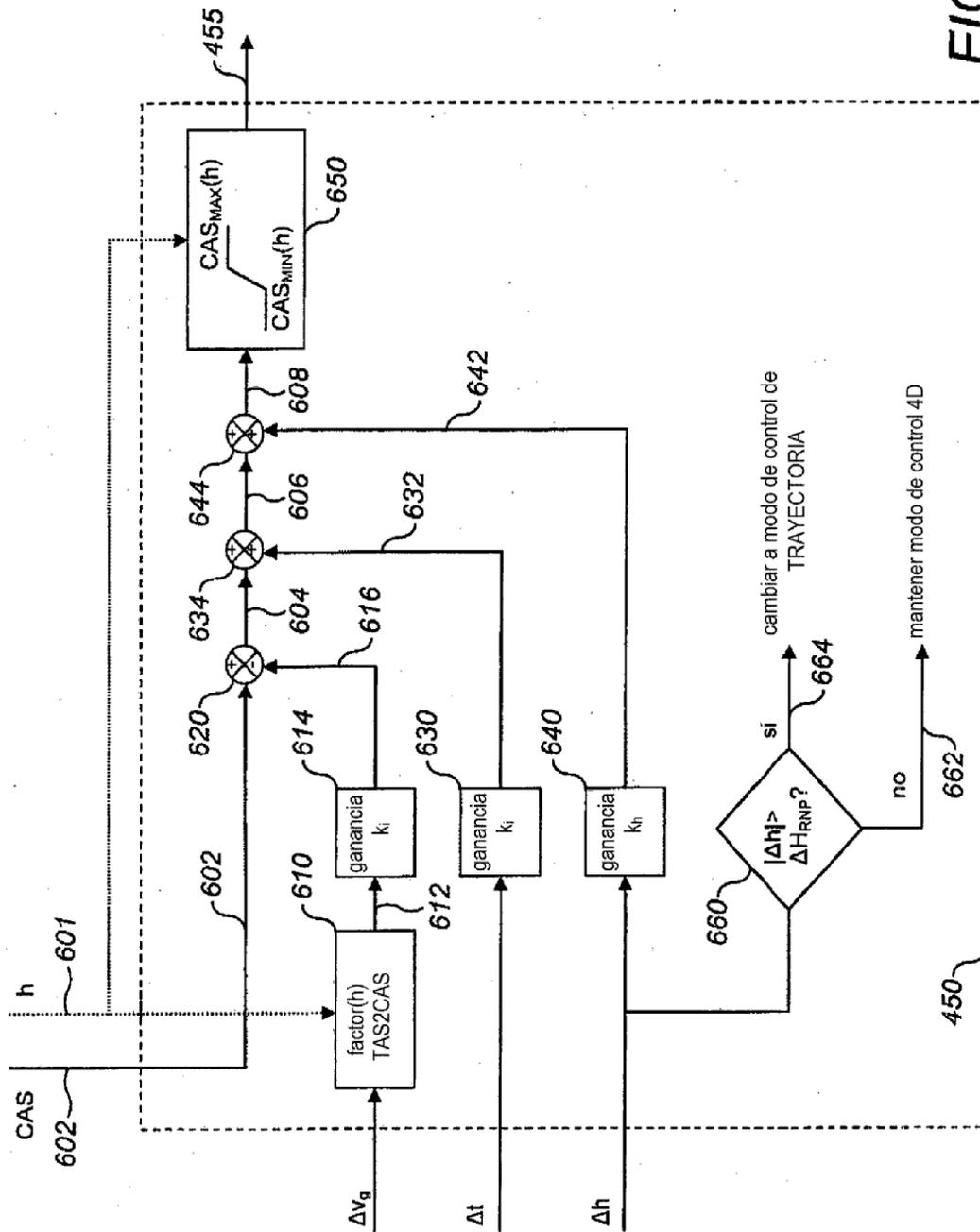


FIG. 6

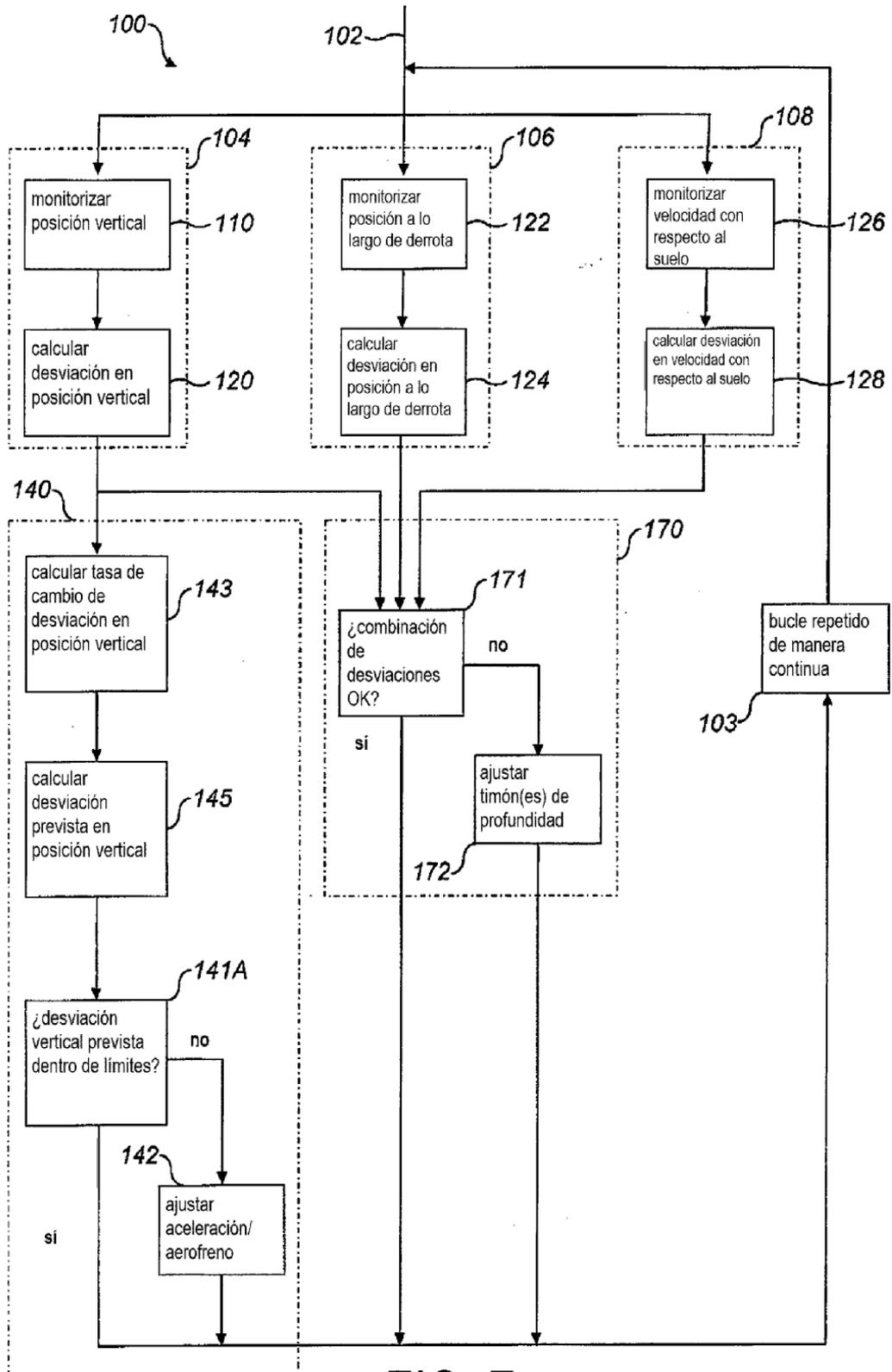


FIG. 7

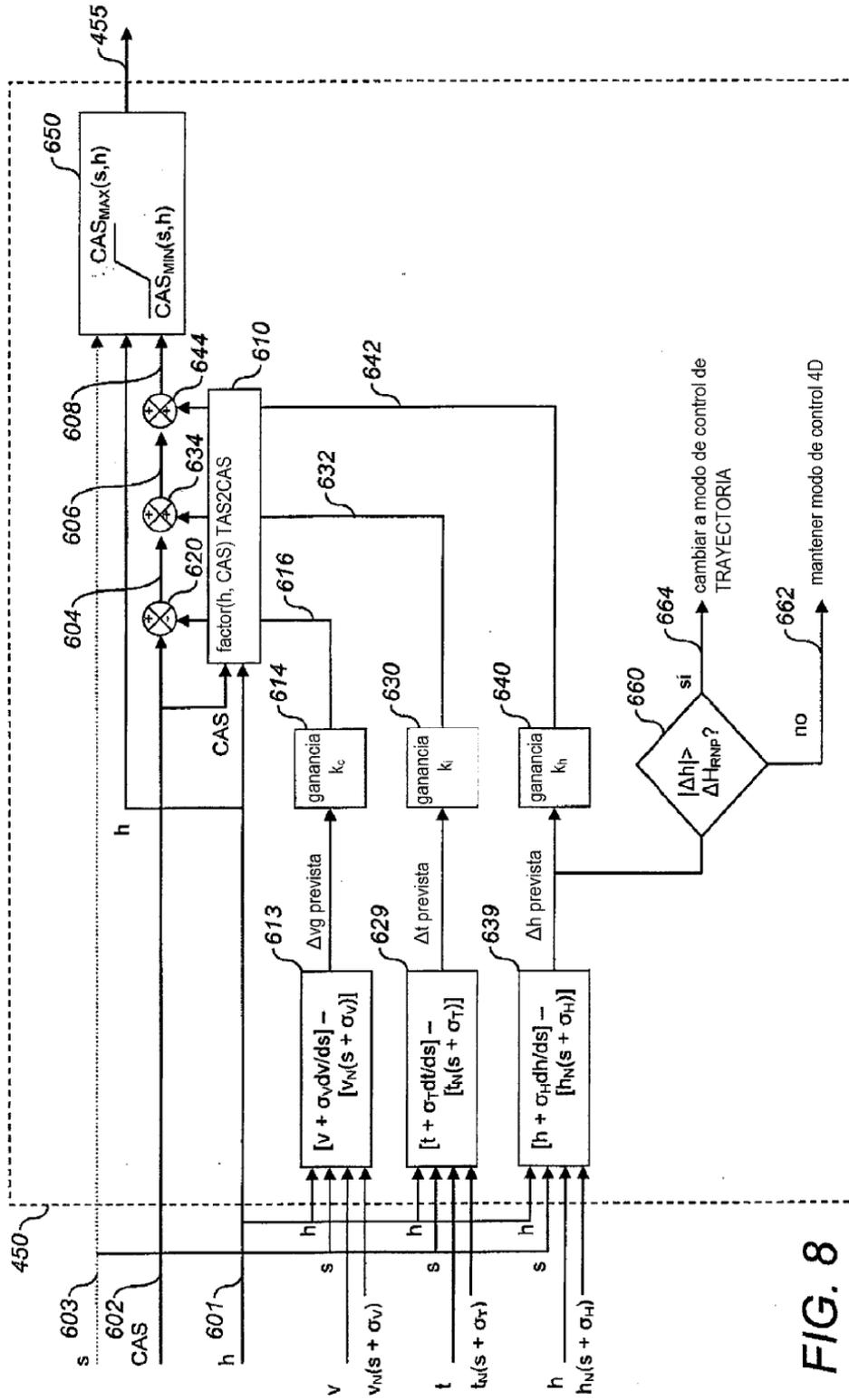


FIG. 8