

19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 371 321**

51 Int. Cl.:
G05D 1/06

(2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Número de solicitud europea: **09380031 .6**

96 Fecha de presentación: **25.02.2009**

97 Número de publicación de la solicitud: **2224305**

97 Fecha de publicación de la solicitud: **01.09.2010**

54 Título: **PUESTA EN PRÁCTICA DE APROXIMACIONES DE DESCENSO CONTINUO PARA MÁXIMA PREVISIBILIDAD EN UNA AERONAVE.**

45 Fecha de publicación de la mención BOPI:
29.12.2011

45 Fecha de la publicación del folleto de la patente:
29.12.2011

73 Titular/es:
**THE BOEING COMPANY
100 NORTH RIVERSIDE PLAZA
CHICAGO, IL 60606-1596, US**

72 Inventor/es:
**Garrido-Lopez, David y
Gomez Ledesma, Ramon**

74 Agente: **Ungría López, Javier**

ES 2 371 321 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

Puesta en práctica de aproximaciones de descenso continuo para máxima previsibilidad en una aeronave

5 **Campo de la invención**

La presente invención se refiere a procedimientos para calcular y realizar en vuelo unas aproximaciones de descenso continuo a un aeropuerto o similar, y a sistemas de navegación de aeronave para llevar a cabo estos procedimientos.

10

Antecedentes de la invención

Normalmente, una aeronave se aproximará a un aeropuerto bajo el asesoramiento de los controladores de tráfico aéreo. A los controladores de tráfico aéreo se les encomienda garantizar la llegada con seguridad de la aeronave a su destino, a la vez que también han de garantizar que se maximiza la capacidad del aeropuerto. El requisito anterior se cumple por lo general garantizando que unas separaciones especificadas mínimas se mantienen entre las aeronaves.

15

El control de tráfico aéreo está sometido a incertidumbres que pueden actuar para reducir la separación entre las aeronaves tal como vientos variables, tanto en la velocidad como en la dirección, y las diferentes prácticas de pilotaje. No obstante, grandes números de aeronaves pueden operar de forma segura limitadas en un espacio relativamente pequeño debido a que el control de tráfico aéreo puede corregir estas incertidumbres a un nivel táctico usando guía vectorial por radar, cambio de velocidad y/o cambio de altitud. Como resultado, una aproximación típica a un aeropuerto implicará una aproximación escalonada en la que la aeronave se autoriza a descender de forma escalonada a unas altitudes sucesivamente más bajas a medida que el resto del tráfico aéreo lo permita.

20

25

Una alternativa es realizar en vuelo unas aproximaciones de descenso continuo a los aeropuertos, debido a que esto proporciona unas ventajas significativas. Por ejemplo, el ruido del tráfico aéreo alrededor de los aeropuertos tiene unas consecuencias sociales, políticas y económicas importantes para las autoridades, las aerolíneas y las comunidades aeroportuarias. Las aproximaciones de descenso continuo son una forma razonable de afrontar este problema de ruido debido a que éstas reducen el número de aeronaves que vuelan sobre zonas sensibles a una baja altitud con una configuración de empuje alta y/o con unas configuraciones aerodinámicas no limpias (por ejemplo, con el tren de aterrizaje y/o los flaps desplegados). Por el contrario, las aproximaciones de pauta descendente convencionales dan lugar a que se exacerbe este problema puesto que las aeronaves se mantienen a unas altitudes bajas, en las que el empuje de motor ha de ser suficiente para mantener el vuelo a nivel. Las aproximaciones de descenso continuo también favorecen la eficiencia de combustible y minimizan el tiempo de vuelo.

30

35

No obstante, las aproximaciones de descenso continuo crean problemas para el control de tráfico aéreo. Las aproximaciones han de planearse en detalle y entonces las variaciones en el histórico de vuelo esperado (por ejemplo, debido a las condiciones de viento predominantes) no pueden someterse a correcciones tácticas para garantizar una separación entre aeronaves con seguridad como las que se usan en las aproximaciones de descenso escalonado convencionales. Por lo general, esto significa que los controladores de tráfico aéreo han de imponer unas separaciones más grandes entre las aeronaves para garantizar que las aeronaves llegan al aeropuerto separadas por una distancia segura, teniendo en mente las diferencias potenciales en cuanto a la separación entre aeronaves como resultado de los cambios de viento y de otras incertidumbres. Un aumento de este tipo en cuanto a la separación da como resultado una reducción no deseable en cuanto a la capacidad del aeropuerto.

40

45

La solicitud de patente europea con número EP07380053.4, publicada como EP 1962256 A1 y de titularidad compartida, proporciona unos antecedentes adicionales acerca de las aproximaciones de descenso continuo, y describe una forma de minimizar las incertidumbres en cuanto a los históricos de posición y la velocidad con respecto al suelo de aeronaves que realizan en vuelo aproximaciones de descenso continuo de tal modo que se obtiene una certeza mayor en los tiempos de llegada. Esto permite que los controladores de tráfico aéreo reduzcan con seguridad la separación entre las aeronaves, cumpliendo por lo tanto las necesidades de capacidad de los aeropuertos modernos. Esto se consigue manteniendo un ángulo de trayectoria de vuelo aerodinámico constante a la vez que se realiza en vuelo la aproximación de descenso continuo. Esto produce la más baja incertidumbre en cuanto al tiempo de llegada de aeronave, y ofrece una ventaja significativa sobre la ley de control favorecida anteriormente de mantener una velocidad con respecto al aire constante.

50

55

El ángulo de trayectoria de vuelo aerodinámico que ha de mantenerse puede elegirse de manera que produce la variación mínima en el coeficiente de sustentación. Dicho de otra forma, puede determinarse un ángulo de trayectoria de vuelo aerodinámico que muestra sólo la variación mínima entre la parte superior y la parte inferior de descenso de la aproximación de descenso continuo. Es probable que el ángulo de trayectoria de vuelo aerodinámico óptimo varíe para cualquier tipo particular de aeronave, y puede incluso variar para modelos diferentes dentro de ese tipo. Es probable que el ángulo de trayectoria de vuelo aerodinámico óptimo se vea afectado también por parámetros adicionales, tal como el peso de la aeronave, el viento esperado y el gradiente de viento y las

60

65

condiciones atmosféricas esperadas. El ángulo de trayectoria de vuelo aerodinámico que ha de mantenerse puede determinarse usando una tabla de consulta de datos, o puede determinarse usando simulaciones. Esto puede realizarse a bordo de la aeronave o en el aeropuerto. El aeropuerto puede asignar un ángulo de trayectoria de vuelo aerodinámico común para todos los tipos de aeronave que llegan al aeropuerto, y puede también asignar una velocidad con respecto al suelo que ha de cumplirse en la parte superior del descenso.

La presente invención tiene como objetivo el desarrollo de los procedimientos que se describen en el documento EP07380053.4.

Sumario de la invención

Frente a estos antecedentes y a partir de un primer aspecto, la presente invención se basa en un procedimiento de vuelo de una aproximación de descenso continuo con un histórico de velocidad deseada con respecto al suelo en una aeronave, incluyendo la aproximación de descenso continuo un viraje, comprendiendo el procedimiento:

- (a) adoptar un ángulo de trayectoria de vuelo aerodinámico predeterminado en el inicio de la aproximación de descenso continuo;
- (b) realizar en vuelo la aproximación de descenso continuo a la vez que se mantiene el ángulo de trayectoria de vuelo aerodinámico predeterminado intentando de ese modo seguir el histórico de velocidad deseada con respecto al suelo; y caracterizado por
- (c) calcular una corrección en el ángulo de trayectoria de vuelo aerodinámico predeterminado para compensar una deriva en la velocidad real con respecto al suelo a partir del histórico de velocidades deseadas con respecto al suelo cuando se realiza el viraje; y
- (d) realizar el viraje a la vez que se mantiene el ángulo de trayectoria de vuelo aerodinámico corregido;
- (e) en el que el cálculo de la corrección en el ángulo de trayectoria de vuelo aerodinámico predeterminado comprende evaluar un error en la velocidad con respecto al suelo que se corresponde con una diferencia prevista en la velocidad real con respecto al suelo de la aeronave tras la compleción del viraje con respecto a la velocidad deseada con respecto al suelo, obteniendo un error en la energía cinética que se corresponde con el error en la velocidad con respecto al suelo, usando una diferencia de energía potencial que se corresponde con el error en la energía cinética para calcular la corrección equivalente en el ángulo de trayectoria de vuelo aerodinámico predeterminado para proporcionar la diferencia de energía potencial, de tal modo que el ángulo de trayectoria de vuelo aerodinámico corregido produce un cambio en la altitud y por lo tanto en la energía potencial de la aeronave tras la compleción del viraje para corregir el error en la energía cinética que se corresponde con la diferencia en la energía cinética real de la aeronave tras la compleción del viraje con respecto a la energía cinética deseada.

Se ha observado que pueden hacerse unas mejoras adicionales a los procedimientos que se proponen en el documento EP07380053.4. En particular, pueden hacerse mejoras cuando se realizan virajes durante una aproximación de descenso continuo. El documento EP07380053.4 propone mantener un ángulo de trayectoria de vuelo aerodinámico constante durante el descenso, y esto funciona bien a la hora de producir unos históricos de velocidad con respecto al suelo que son menos sensibles a los efectos de unos vientos que varían al realizar en vuelo el descenso. Se ha observado que mientras que esto funciona bien cuando se vuela en las fases en línea recta del descenso, las diferencias entre el vector viento real y el vector viento nominal dan lugar a que la velocidad de la aeronave con respecto al suelo se desvíe cuando se realizan virajes. El efecto se debe a una deriva de la aeronave no esperada que se ejerce por la masa de aire circundante que no puede percibirse directamente por los sensores de velocidad con respecto al aire. Como consecuencia, se producen errores en el tiempo de llegada esperado de la aeronave.

Para mitigar este problema, se aplica una corrección al ángulo de trayectoria de vuelo aerodinámico que se sigue durante la aproximación de descenso continuo que puede entonces aplicarse durante el viraje. Esto dará como resultado que la aeronave finalice el viraje a una altitud alterada en relación con si se había seguido el ángulo de trayectoria de vuelo aerodinámico no corregido. El cambio resultante en la energía potencial puede usarse para equilibrar el cambio en la energía cinética al que da lugar la deriva en la velocidad con respecto al suelo. Por ejemplo, puede estimarse el error en la velocidad con respecto al suelo al que da lugar el error en la predicción del viento. El error en la energía cinética correspondiente puede por lo tanto determinarse, y un cambio compensatorio en la energía potencial puede por lo tanto introducirse durante el viraje aplicando una corrección en el ángulo de trayectoria de vuelo aerodinámico que se mantiene durante el viraje.

El procedimiento anterior puede implementarse por un ordenador, por ejemplo, un ordenador a bordo de una aeronave o un ordenador en una instalación de control de tráfico aéreo.

Opcionalmente, el procedimiento comprende medir el vector viento y usar el vector viento medido para calcular el error en la velocidad con respecto al suelo.

El procedimiento puede comprender adoptar una velocidad predeterminada con respecto al suelo en el inicio de la aproximación de descenso continuo. La velocidad predeterminada con respecto al suelo puede elegirse de manera

que produce la más grande previsibilidad del tiempo para realizar en vuelo la aproximación de descenso continuo. Esta velocidad con respecto al suelo puede elegirla el piloto, o puede elegirse por el control de tráfico aéreo y proporcionarse a la aeronave.

5 El cálculo de la corrección requerida en el ángulo de trayectoria de vuelo aerodinámico para los virajes puede realizarse de cualquiera de una serie de formas. En definitiva, lo que se busca es una evaluación del error en la energía cinética al que da lugar la finalización del viraje a una velocidad con respecto al suelo lejos de la velocidad deseada con respecto al suelo, y a continuación un cálculo del cambio en ángulo de trayectoria de vuelo aerodinámico que ocasionará un cambio proporcional en la energía potencial.

10 Por lo tanto, el procedimiento comprende evaluar el error en la energía cinética cuando se calcula la corrección en el ángulo de trayectoria de vuelo aerodinámico predeterminado. Esta evaluación puede realizarse directamente, o como parte de un cálculo más grande. Por ejemplo, el procedimiento puede comprender evaluar el error en la velocidad con respecto al suelo que se corresponde con la diferencia en la velocidad real con respecto al suelo de la aeronave tras la compleción del viraje con respecto a la velocidad deseada con respecto al suelo, y obteniendo el error en la energía cinética a partir del error en la velocidad con respecto al suelo. El error en la energía cinética puede calcularse resolviendo $\Delta E_T \approx mV_{GSf}\Delta V_{GS}$, en la que ΔE_T es el error en la energía cinética, m es representativa de la masa de la aeronave, V_{GSf} es la velocidad deseada con respecto al suelo de la aeronave a la finalización del viraje y ΔV_{GS} es el error en la velocidad con respecto al suelo. El cambio en el ángulo de trayectoria de vuelo

20 aerodinámico puede calcularse resolviendo
$$\Delta\gamma = \frac{v_{GSf} \Delta v_{GS}}{g(s_f - s_i)}$$
, en la que $\Delta\gamma$ es el cambio en ángulo de trayectoria de vuelo aerodinámico, V_{GSf} es la velocidad deseada con respecto al suelo de la aeronave a la finalización del viraje, ΔV_{GS} es el error en la velocidad con respecto al suelo, g es la aceleración debida a la gravedad, s_f es la altitud final y s_i es la altitud inicial.

25 Un procedimiento más directo puede usarse para calcular el cambio en ángulo de trayectoria de vuelo aerodinámico. El procedimiento puede comprender calcular el cambio en el ángulo de trayectoria de vuelo aerodinámico

$$\Delta\gamma = -v_{GSf} \frac{\Delta w_x(\cos \chi_f - \cos \chi_i) + \Delta w_y(\sin \chi_f - \sin \chi_i)}{g|\chi_f - \chi_i|R_c}$$

30 resolviendo $\Delta\gamma$ es el cambio en ángulo de trayectoria de vuelo aerodinámico, V_{GSf} es la velocidad deseada con respecto al suelo de la aeronave a la finalización del viraje, Δw_x es la diferencia en la componente del vector viento previsto en la dirección norte - sur verdadera con respecto a la componente real del vector viento en la dirección norte - sur verdadera, Δw_y es la diferencia en la componente del vector viento previsto en la dirección este - oeste verdadera con respecto a la componente real del vector viento en la dirección este - oeste verdadera, χ_i es el rumbo verdadero inicial, χ_f es el rumbo verdadero final, g es la aceleración debida a la gravedad, y R_c es el radio del viraje. El adjetivo 'verdadero/a' se refiere a unas componentes geográficas verdaderas en lugar de a componentes magnéticas.

35 Los valores que se usan en las ecuaciones anteriores pueden obtenerse de diferentes formas. Algunos pueden medirse o deducirse a partir de mediciones hechas por la aeronave. Por ejemplo, el vector velocidad del viento se determina por la mayoría de los sistemas de navegación de aeronave con capacidades de vuelo instrumental, y las componentes se calculan a continuación. Otros valores pueden conocerse a partir del plan de vuelo de la aproximación, por ejemplo, los rumbos, el radio del viraje y la velocidad final con respecto al suelo. Es probable que estos valores se almacenen en la memoria y estén disponibles para un ordenador o similar que se usa para calcular la corrección en el ángulo de trayectoria de vuelo aerodinámico.

45 Opcionalmente, el procedimiento puede comprender dividir el viraje en segmentos y, para cada segmento, realizar las etapas (c) y (d), a la luz de la etapa (e), para ese segmento. El procedimiento puede comprender determinar si el viraje supera un umbral, y dividir el viraje en segmentos sólo si el viraje supera ese umbral. Por ejemplo, puede usarse un umbral de 30°. El tamaño de los segmentos puede determinarse en muchas formas diferentes. Por ejemplo, pueden crearse unos segmentos que son iguales en tamaño al valor umbral. Alternativamente, el viraje puede dividirse en segmentos iguales: opcionalmente, su tamaño es tan cercano como sea posible al tamaño umbral sin sobrepasar el tamaño umbral.

50 El procedimiento puede comprender volver al ángulo de trayectoria de vuelo aerodinámico predeterminado tras la compleción del viraje y mantener el ángulo de trayectoria de vuelo aerodinámico predeterminado mientras que continúa el vuelo en línea recta. El procedimiento puede comprender realizar también a continuación uno o más virajes adicionales durante la aproximación de descenso continuo, y repetir las etapas (c) y (d), a la luz de la etapa (e), para cada uno de los uno o más virajes. Por lo tanto, las ventajas de la presente invención se aprovechan en cada viraje.

60 La presente invención también se extiende a un ordenador que se programa para llevar a cabo cualquiera de los procedimientos anteriores, a un programa informático que cuando se ejecuta en un ordenador da lugar a que el ordenador lleve a cabo cualquiera de los procedimientos anteriores, y a un medio legible por ordenador que porta tal

un programa informático. El ordenador puede preverse en una aeronave o en cualquier otro lugar (por ejemplo, como parte de una instalación de control de tráfico).

5 Al formar parte de una aeronave, el ordenador puede ser parte de un sistema de navegación de aeronave. Este sistema de navegación de aeronave puede hacerse funcionar para guiar la aeronave durante el vuelo. El sistema de navegación de aeronave puede hacerse funcionar para guiar la aeronave de al menos dos formas diferentes. El sistema de navegación de aeronave puede proporcionarse por ejemplo, puede proporcionar unas indicaciones para el piloto de tal modo que cuando el piloto controla la aeronave de acuerdo con estas indicaciones, se vuela en un ángulo de trayectoria de vuelo aerodinámico constante. Alternativamente, el sistema de navegación de aeronave puede ser parte de un piloto automático o puede proporcionar una información a un piloto automático de tal modo que el piloto automático realiza en vuelo el plan de vuelo de aproximación de descenso continuo. Al formar parte de una instalación de control de tráfico aéreo, el ordenador puede usarse para generar unos planes de vuelo para las aeronaves que vuelan hacia un aeropuerto. Por ejemplo, la instalación de control de tráfico aéreo puede proporcionar detalles a la aeronave, que incluyen el ángulo de trayectoria de vuelo que ha de seguirse durante en las partes en línea recta de la aproximación de descenso continuo, los ángulos de trayectoria de vuelo aerodinámico corregidos que han de seguirse durante los virajes, y las velocidades con respecto al suelo que se tienen como objetivo (por ejemplo, en la parte superior del descenso).

20 La presente invención también se extiende a una aeronave que se dispone para llevar a cabo cualquiera de los procedimientos anteriores.

Otras características opcionales de los procedimientos anteriores se definen en las reivindicaciones adjuntas.

25 Breve descripción de los dibujos

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

30 La figura 1 es un diagrama esquemático que muestra las etapas que se siguen para calcular una velocidad con respecto al suelo a la que va a volarse en la parte superior de una aproximación de descenso continuo; la figura 2 es un diagrama esquemático que muestra las etapas que pueden seguirse cuando se realiza en vuelo una aproximación de descenso continuo; la figura 3 es un diagrama esquemático que muestra las etapas que se siguen cuando se realiza un viraje cuando se realiza en vuelo una aproximación de descenso continuo de acuerdo con una primera realización de la presente invención; 35 la figura 4 es una representación de una aeronave que realiza un viraje mientras que se realiza en vuelo una aproximación de descenso continuo de acuerdo con la primera realización de la presente invención; y la figura 5 es un diagrama esquemático que muestra las etapas que se siguen cuando se realiza un viraje cuando se realiza en vuelo una aproximación de descenso continuo de acuerdo con una segunda realización de la presente invención. 40

Descripción detallada de la invención

45 Tal como se indica anteriormente, la presente invención busca el desarrollo de los procedimientos que se describen en el documento EP07380053.4. En esa solicitud de patente, se propone realizar en vuelo unas aproximaciones de descenso continuo controlando las aeronaves para que sigan un ángulo de trayectoria de vuelo aerodinámico preestablecido γ_{TAS} que produce los tiempos de vuelo más consistentes. Como resultado, las aeronaves permanecerán separadas más regularmente. De forma ventajosa, esto significa que pueden usarse unas separaciones más pequeñas entre los aviones. 50

Normalmente, el ángulo de trayectoria de vuelo aerodinámico real γ_{TAS} que ha de seguirse dependerá de muchos factores. Uno de estos factores es la velocidad con respecto al suelo V_G a la que va a volarse en el inicio de la aproximación de descenso continuo, es decir en la parte superior del descenso. Esta velocidad con respecto al suelo V_G^{TOD} puede calcularse por el aeropuerto y proporcionarse a las aeronaves entrantes. 55

El ángulo de trayectoria de vuelo aerodinámico óptimo γ_{TAS} también varía (para cualquier aeronave particular) de acuerdo con otros parámetros de vuelo tales como el viento, el gradiente de viento, el peso de la aeronave y las condiciones atmosféricas tales como la temperatura y la presión. Debido a que algunas de estas variables variarán de una aproximación de descenso continuo a la siguiente, un ángulo óptimo γ_{TAS} puede determinarse para cada aproximación de descenso continuo. Éste puede calcularse para cualquier aeronave particular por el aeropuerto y a continuación suministrarse a las aeronaves entrantes, junto con la velocidad con respecto al suelo a la que va a volarse en la parte superior del descenso. Como alternativa, la aeronave puede calcular un ángulo óptimo γ_{TAS} basándose en la velocidad con respecto al suelo V_G^{TOD} que se suministra. 60

65 En uno u otro caso, el ángulo óptimo γ_{TAS} puede determinarse automáticamente o puede determinarse manualmente (por ejemplo, por un piloto que consulta unas tablas de datos). Pueden preverse unas funciones que relacionan el

ángulo de trayectoria de vuelo aerodinámico γ_{TAS} con los parámetros de vuelo que se mencionan anteriormente. Alternativamente, pueden preverse unas tablas de ángulos de trayectoria de vuelo aerodinámico γ_{TAS} que permiten una consulta para una combinación particular del tipo de aeronave, el peso de la aeronave, el viento, el gradiente de viento y las condiciones atmosféricas. Estas funciones o tablas pueden estar disponibles para su uso por los ordenadores de la aeronave, los pilotos, los ordenadores del aeropuerto o el personal del aeropuerto.

La previsibilidad en cuanto al tiempo de vuelo no es particularmente sensible a los cambios en el C_L (MP), el coeficiente de sustentación para máxima previsibilidad, de tal modo que la trayectoria de vuelo nominal (y por lo tanto γ_{TAS}) puede calcularse tal como se describe anteriormente si bien para un coeficiente de sustentación C_L objetivo ligeramente diferente. Esto es conveniente debido a que permite que un aeropuerto asigne una única velocidad con respecto al suelo en la parte superior del descenso a la totalidad de las aeronaves que realizan aproximaciones de descenso continuo a un aeropuerto, con independencia de cualquier tipo de aeronave particular. Esto dará como resultado que la mayoría de las aeronaves que vuelan con un coeficiente de sustentación C_L ligeramente alejado con respecto a su coeficiente de sustentación óptimo C_L (MP). No obstante, esta pequeña diferencia significa que la aeronave mostrará unos históricos de velocidad ampliamente similares y sólo una pequeña dispersión en cuanto a los tiempos de vuelo. Esto debería mejorar adicionalmente la capacidad del aeropuerto incluso si cada tipo de avión vuela en un γ_{TAS} diferente.

La figura 1 y la siguiente descripción es una forma para que los aeropuertos calculen una velocidad con respecto al suelo V_G^{TOD} a la que va a volarse en la parte superior del descenso, tal como se describe en el documento EP07380053.4. En la etapa 1, el aeropuerto identifica los tipos de aeronave que se espera que vuelen hacia el aeropuerto. En la etapa 2, para cualquier tipo particular de aeronave, el aeropuerto obtiene el área superficial S del ala para ese tipo de aeronave, el peso típico W^{TOD} de ese tipo de aeronave en la parte superior del descenso y el coeficiente de sustentación óptimo C_L (MP). En la etapa 3, el aeropuerto también determina la presión de aire y la temperatura actuales en la parte superior del descenso, permitiendo de ese modo que se halle la densidad ρ^{TOD} del aire. A partir de esta información, el aeropuerto puede calcular una velocidad objetivo con respecto al aire V_{TAS}^{TOD} para ese tipo de aeronave a partir de:

$$V_{TAS}^{TOD} = \sqrt{\frac{2 \cdot W^{TOD}}{\rho^{TOD} \cdot S \cdot C_L(MP)}}$$

Esta velocidad con respecto al aire V_{TAS}^{TOD} se convierte fácilmente a la velocidad V_G^{TOD} con respecto al suelo usando la velocidad del viento V_{wind}^{TOD} en la parte superior del descenso,

$$\text{es decir, } V_G^{TOD} = V_{TAS}^{TOD} - V_{wind}^{TOD}$$

Por lo tanto, se determina la velocidad con respecto al suelo V_G^{TOD} para ese tipo de aeronave que proporciona el coeficiente de sustentación óptimo C_L (MP). Este proceso se repite para todos los tipos de aeronave que se conocen que usan ese aeropuerto. Diferentes velocidades con respecto al suelo pueden determinarse para diferentes variantes de un tipo de aeronave (por ejemplo, para los Boeing 777 - 200 y 777 - 300, o incluso 777 - 200, 777 - 200ER y 777 - 200LR). Por lo tanto, se determina una serie de velocidades con respecto al suelo, que comprende una velocidad con respecto al suelo V_G^{TOD} para cada tipo particular de aeronave.

En teoría, puede suministrarse a cada aeronave la velocidad con respecto al suelo V_G^{TOD} que sea adecuada para su tipo. No obstante, en la práctica, se determina una velocidad promedio con respecto al suelo V_G^{TOD} que se proporciona a la totalidad de las aeronaves, con independencia de su tipo. Esto puede ser un promedio directo de los valores que se determinan para cada tipo (o variante) de aeronave. El promedio puede determinarse usando unas contribuciones ponderadas para reflejar los números de cualquier tipo particular de aeronave usando ese aeropuerto. Esto puede ser útil debido a que determinados aeropuertos pueden tener unas distribuciones de tipos de aeronave diferentes, por ejemplo, los aeropuertos principales como Heathrow en Londres verán unas aeronaves relativamente más grandes como el Boeing 747 mientras que los aeropuertos regionales tenderán a ver principalmente unas aeronaves más pequeñas como el Boeing 737.

Tal como se menciona anteriormente, conociendo la velocidad con respecto al suelo a la que va a volarse en la parte superior del descenso V_G^{TOD} y el coeficiente de sustentación óptimo C_L (MP) para cualquier tipo particular de aeronave permite que se determine el ángulo de trayectoria de vuelo aerodinámico γ_{TAS} para esa aeronave. Esta determinación puede realizarse por el aeropuerto o por la aeronave. El ángulo γ_{TAS} puede determinarse directamente o pueden deducirse unas tablas de datos que relacionan la velocidad con respecto al suelo V_G^{TOD} con los otros parámetros de vuelo para un tipo de aeronave. Por ejemplo, es posible generar unas tablas que relacionan el ángulo de trayectoria de vuelo aerodinámico óptimo γ_{TAS} con los parámetros de vuelo usando simulaciones (o bien numéricas o tal como si se volara en un simulador de vuelo).

La figura 2 muestra esquemáticamente las etapas que pueden tomarse para realizar en vuelo una aproximación de

descenso continuo tal como se describe en el documento EP07380053.4, es decir usando una ley de control que mantiene un ángulo de trayectoria de vuelo aerodinámico constante γ_{TAS} .

5 En la etapa 10, la aeronave recibe una ubicación de parte superior del descenso desde el destino, normalmente de un controlador de tráfico aéreo asociado con un aeropuerto. La ubicación de parte superior del descenso especificará una posición y una altitud, por ejemplo, 10.000 pies (3.048 m). Alternativamente, esta información puede conocerse ya por parte del piloto de la aeronave. Por ejemplo, puede informarse al piloto en que pista aterrizar de tal modo que el piloto puede consultar la ubicación de parte superior del descenso asociado con esa pista, por ejemplo, a partir de un maletín de vuelo.

10 Además de recibir la ubicación de parte superior del descenso en la etapa 10, la aeronave también recibe desde el destino una velocidad con respecto al suelo que ha de seguirse en la parte superior del descenso V_G^{TOD} . Como para la ubicación de parte superior del descenso, esta información puede estar públicamente disponible de tal modo que el piloto puede recuperar esta información a partir de un maletín de vuelo o similar y por lo tanto la etapa de enviar la velocidad con respecto al suelo puede omitirse.

15 En la presente realización, la velocidad con respecto al suelo especificada V_G^{TOD} es la misma para la totalidad de las aeronaves y por lo tanto garantiza unos históricos de velocidad similares a través de los descensos, permitiendo de ese modo que las separaciones se mantengan a un mínimo. La velocidad con respecto al suelo V_G^{TOD} puede calcularse tal como se describe anteriormente.

20 En la etapa 12, se determina el ángulo de trayectoria de vuelo aerodinámico γ_{TAS} que ha de mantenerse. En la presente realización, esta etapa se realiza en la aeronave en lugar de realizarse en el aeropuerto. La determinación puede realizarse mediante un ordenador de la aeronave o puede determinarla el piloto. Por ejemplo, el valor de γ_{TAS} se determina a partir de una tabla de consulta que relaciona γ_{TAS} con el peso de la aeronave, la velocidad con respecto al suelo V_G^{TOD} , el gradiente de viento y las condiciones atmosféricas para ese tipo de aeronave. El peso de la aeronave (determinado para la parte superior del descenso), el gradiente de viento promedio y las condiciones atmosféricas están normalmente disponibles para el piloto. Preferiblemente, no obstante, el gradiente de viento local y las condiciones atmosféricas se retransmiten a la aeronave en la etapa 10, junto con la velocidad con respecto al suelo.

25 En la etapa 14, la aeronave prosigue hasta la ubicación de parte superior del descenso, tal como indica el control de tráfico aéreo (ATC, *air traffic control*). Esta fase puede realizarse en vuelo manualmente o usando un piloto automático. De uno u otro modo, la aeronave se lleva a la velocidad especificada con respecto al suelo V_G^{TOD} .

30 En la etapa 16, se alcanza la ubicación de parte superior del descenso y se inicia la aproximación de descenso continuo. Los motores de la aeronave se ponen al ralentí o cerca del ralentí con la aeronave en una configuración limpia. La aeronave cabecea hacia debajo para adoptar el ángulo de trayectoria de vuelo aerodinámico γ_{TAS} calculado. Lo más probable es que este segmento se vuele volarse bajo el control del piloto automático de la aeronave que usará las superficies de control de la aeronave para mantener el ángulo de trayectoria de vuelo γ_{TAS} constante en relación con los vientos cambiantes alrededor de la aeronave. La capacidad de controlar una aeronave usando un piloto automático se conoce bien y no se describirá adicionalmente en el presente documento. Alternativamente, el segmento puede realizarse en vuelo manualmente a pesar de que se prevé que la aeronave proporcione unas indicaciones al piloto para posibilitar que se mantenga el ángulo de trayectoria de vuelo aerodinámico γ_{TAS} .

35 La aeronave sigue la aproximación de descenso continuo hasta que, en la etapa 18, ésta alcanza un punto de referencia. En el presente documento, la aeronave se estabiliza a cualquiera que sea la altitud que ésta ha alcanzado. La altitud deseada puede ser de 2.000 pies (6010 m), a pesar de que diferentes tipos de aeronave y variaciones en las condiciones de vuelo real a través del primer segmento del descenso significarán que esa aeronave llegará con una dispersión de altitudes alrededor de este valor deseado. Las aproximaciones de descenso continuo pueden calcularse para garantizar que la dispersión en las altitudes no pone en peligro la seguridad.

40 La aeronave se estabiliza en la etapa 18 con los motores puestos aún al ralentí o cerca del ralentí de tal modo que la aeronave reduce su velocidad para cumplir la velocidad de pendiente de planeo adecuada para esa aeronave. Los flaps se despliegan tan pronto como es posible a medida que la velocidad con respecto al aire disminuye para garantizar que este segmento se mantiene tan corto como sea posible.

45 Se sigue un vuelo a nivel en la etapa 20 hasta que la pendiente de planeo se intercepta en la etapa 22. En este punto la aeronave realiza su aproximación final usando el ILS para aterrizar en su destino.

50 Tal como se apreciará, la descripción anterior se hace en relación con realizar en vuelo una aproximación en línea recta a un aeropuerto. Tal como se apreciará, esto se produce con poca frecuencia. La mayoría de las llegadas a la terminal convencionales (y otras aproximaciones) requiere que se hagan virajes durante la aproximación. Estos virajes pueden hacerse mientras que se observa el procedimiento anterior. Por ejemplo, en la etapa 16 se observa que los motores se ponen al ralentí y que se adopta el ángulo de trayectoria de vuelo aerodinámico γ_{TAS} para la fase

de descenso: pueden hacerse virajes durante esta fase de descenso a la vez que se sigue manteniendo el ángulo de trayectoria de vuelo aerodinámico γ_{TAS} .

5 No obstante, se ha observado que un procedimiento de este tipo conducirá a unas faltas de precisión en el tiempo de llegada. Se da lugar a estas faltas de precisión debido a una deriva en los históricos de velocidad con respecto al suelo de la aeronave que realiza en vuelo las aproximaciones, debido a unas faltas de precisión en el vector velocidad del viento previsto que actúa sobre la aeronave durante los virajes. La incertidumbre en cuanto al tiempo de llegada puede ascender a varios segundos o más en una aproximación de descenso continuo típica.

10 La razón para la incertidumbre de tiempo aumentada es que un error local en el vector viento previsto durante los virajes puede dar lugar a una desviación sustancial en la velocidad con respecto al suelo en relación con el caso esperado. La desviación en la velocidad con respecto al suelo surge debido a que la aeronave está girando en relación con la masa de aire circundante. La diferencia de la velocidad relativa de la masa de aire en relación con el suelo con respecto a la que se había previsto da lugar a una deriva no esperada en la aeronave en relación con el
15 suelo.

A pesar del hecho de que el sistema de navegación lateral de la aeronave puede añadir unas pequeñas correcciones con el ángulo de alabeo de tal modo que la aeronave sigue la trayectoria horizontal nominal durante un viraje, estas correcciones no tienen un efecto material en la velocidad de la aeronave en relación con la masa de aire circundante. Esto se debe a que la magnitud del error en la predicción del viento puede ser normalmente del orden de un 1 % de la velocidad de la aeronave, de tal modo que sólo se requieren unas correcciones muy pequeñas para que el rumbo y el ángulo de alabeo sigan la trayectoria horizontal nominal. Como consecuencia del principio de invariancia de Galileo, las fuerzas que experimenta la aeronave esencialmente no cambian debido a la deriva de viento no prevista constante, y por lo tanto se espera que los cambios de velocidad relativos en relación con la masa de aire circundante durante el viraje sean muy similares a los que se experimentan en el caso previsto.

La velocidad con respecto al suelo en el comienzo de un viraje puede expresarse como:

30
$$V_{GSi} \approx V_{TASi} - (w_x)_i \cos \chi_i - (w_y)_i \sin \chi_i$$

suponiendo que el error en viento es pequeño en comparación con la velocidad de la aeronave con respecto al suelo, y en la que

V_{GSi} es la velocidad inicial con respecto al suelo

V_{TASi} es la velocidad del aire verdadera inicial

35 W_x es la componente de velocidad del viento verdadera (como opuesta a la magnética) en la dirección norte - sur (positiva cuando sopla desde el norte)

W_y es la componente de velocidad del viento verdadera en la dirección este - oeste (positiva cuando sopla desde el este)

χ_i es el rumbo verdadero inicial del plano.

40 La velocidad con respecto al suelo a la finalización del viraje se da mediante

$$V_{GSf} \approx V_{TASf} - (w_x)_f \cos \chi_f - (w_y)_f \sin \chi_f$$

45 en la que los símbolos son tal como anteriormente, indicando el subíndice f los valores finales en lugar de los valores iniciales. Restando las ecuaciones anteriores se obtiene

$$[V_{GS}]_i^f \approx V_{TAS} - w_x \cos \chi - w_y \sin \chi]_i^f$$

50 Aplicando esta ecuación a los virajes previsto y real, y restando ambas ecuaciones se obtiene

$$\Delta[V_{GS}]_i^f \approx \Delta[V_{TAS}]_i^f - \Delta w_x [\cos \chi]_i^f + \Delta w_y [\sin \chi]_i^f$$

55 en la que Δ indica la diferencia entre el caso previsto y el real. Tal como se indica anteriormente, la diferencia entre la velocidad del aire verdadera y la velocidad del aire prevista debería ser prácticamente cero, lo que simplifica la ecuación anterior a

$$\Delta[V_{GS}]_i^f \approx - \Delta w_x [\cos \chi]_i^f + \Delta w_y [\sin \chi]_i^f$$

60 Por lo tanto, ha de resultar una variación en la velocidad con respecto al suelo si hay una variación constante en una componente del vector viento con respecto al caso esperado. Al contrario que en las variaciones espaciotemporales en cuanto al viento, este efecto no puede percibirse por los sensores de velocidad de una aeronave con respecto al aire debido a que el histórico de velocidad con respecto al aire real es muy similar al esperado.

65 Esta deriva por lo demás inevitable en la velocidad con respecto al suelo se corrige aplicando un cambio en el ángulo de trayectoria de vuelo aerodinámico que ha de mantenerse durante el viraje. Esta corrección se calcula tal como sigue.

El error en el vector viento inicial puede estimarse en el comienzo de un viraje usando unas mediciones de datos de navegación y de aire. Suponiendo que el error en el vector viento es constante durante el viraje e igual al medido en el inicio del viraje, entonces el error en la velocidad con respecto al suelo puede expresarse como

$$\Delta V_{GS} \approx -\Delta(w_x)(\cos \chi_f - \cos \chi_i) - \Delta(w_y)(\sin \chi_f - \sin \chi_i)$$

Este error en la velocidad con respecto al suelo a la finalización del viraje es equivalente a un error en la energía cinética de

$$\Delta E_T \approx m_{GSf} \Delta V_{GS}$$

en la que el error en la velocidad con respecto al suelo se supone pequeño en comparación con la velocidad total con respecto al suelo, y en la que m es la masa de la aeronave y V_{GSf} es la velocidad nominal con respecto al suelo en la finalización del viraje. Tal como se describe anteriormente, este error en la energía cinética se elimina usando un cambio compensatorio en la energía potencial que se efectúa ajustando el ángulo de trayectoria de vuelo aerodinámico. Por lo tanto,

$$\Delta E_v \approx mg\Delta h = mg\Delta y(s_f - s_i) \approx \Delta E_T \approx m_{GSf} \Delta V_{GS}$$

en la que s_i y s_f son las altitudes inicial y final de la aeronave. La corrección necesaria en el ángulo de trayectoria de vuelo aerodinámico puede deducirse a partir de la ecuación anterior, en la que concretamente

$$\Delta \gamma = \frac{V_{GSf} \Delta V_{GS}}{g(s_f - s_i)} = -V_{GSf} \frac{\Delta w_x (\cos \chi_f - \cos \chi_i) + \Delta w_y (\sin \chi_f - \sin \chi_i)}{g|\chi_f - \chi_i|R_c}$$

en la que R_c es el radio del viraje.

En consecuencia, la corrección del ángulo de trayectoria de vuelo aerodinámico puede determinarse a partir de:

- (i) la velocidad nominal con respecto al suelo que se requiere en la finalización del viraje;
- (ii) la diferencia entre las componentes verdaderas de vector viento esperado en las direcciones norte - sur y este - oeste y las componentes verdaderas de vector viento real en las direcciones norte - sur y este - oeste respectivas (tal como se determina por los sistemas de navegación del avión);
- (iii) los rumbos verdaderos inicial y final; y
- (iv) el radio del viraje.

De hecho, se ha determinado que la suposición que se usa anteriormente en la que el error en el vector viento permanece constante durante un viraje comienza a dejar de ser cierta para unos virajes más largos. Debido a que esto da lugar a que aparezcan unas faltas de precisión en el tiempo de llegada, los virajes más largos pueden descomponerse en segmentos, con una corrección en el ángulo de trayectoria de vuelo aerodinámico que se calcula y se aplica para cada segmento. Por ejemplo, si un viraje supera los 30°, el viraje puede dividirse en segmentos, la totalidad de los cuales es menor que 30°. Los segmentos pueden ser iguales. Alternativamente, pueden usarse unos segmentos de 30° donde sea posible. Por ejemplo, un viraje de 100° puede dividirse en cuatro segmentos de 25° o puede dividirse en tres segmentos de 30° seguidos por un segmento final de 10°.

La figura 3 muestra un procedimiento 100 de realización de un viraje mientras que se realiza en vuelo un descenso continuo en un ángulo de trayectoria de vuelo aerodinámico predeterminado γ_{TAS} . Por ejemplo, el procedimiento que se muestra en la figura 3 puede usarse en conjunción con el procedimiento que se muestra y se describe en relación con la figura 2. El procedimiento 100 puede realizarse durante la etapa 17, es decir mientras que se realiza en vuelo la aproximación de descenso continuo. La figura 4 muestra esquemáticamente una aeronave 50 que realiza un viraje durante una aproximación de descenso continuo mientras que se sigue el procedimiento que se muestra en la figura 3. La derrota que se sigue por la aeronave 50 se muestra en las etapas 60, 61, 62, 63 y 64.

Un ordenador que se proporciona a bordo de una aeronave, y que se muestra esquemáticamente en la etapa 52, puede realizar el procedimiento de la figura 3. El procedimiento se inicia en la etapa 110 en la que la aeronave 50 realiza en vuelo la aproximación de descenso continuo a lo largo de una sección en línea recta de la derrota 60 a la vez que se mantiene un ángulo de trayectoria de vuelo aerodinámico γ_{TAS} . Este ángulo de trayectoria de vuelo aerodinámico γ_{TAS} se mantiene para todas las secciones en línea recta de la derrota de la aeronave. Esto puede estar de acuerdo con el procedimiento que se describe en el documento EP07380053.4. Por lo tanto, la aeronave 50 puede estar siguiendo una velocidad con respecto al suelo designada que se proporciona para la parte superior del descenso.

En la etapa 61, se comienza un viraje tal como se indica por la etapa 120 en la figura 3. Este viraje puede ser tal

como se requiere para seguir una STAR (llegada a terminal convencional, *standard terminal arrival*), o como una parte de un plan de vuelo. Tan pronto como comienza el viraje en la etapa 120, el procedimiento prosigue hasta la etapa 130 en la que el vector viento se mide y se leen otros parámetros. El vector viento se determina por el sistema de navegación del avión 50. Los parámetros que se leen son la velocidad nominal con respecto al suelo que se requiere en la finalización del viraje, los componentes del vector viento esperados, los rumbos verdaderos inicial y final, y el radio del viraje. Estos parámetros pueden almacenarse en una memoria accesible para el ordenador. Los parámetros pueden introducirse como entrada por un piloto o similar y/o pueden enviarse a la memoria (por ejemplo, mediante un enlace de datos a partir de una instalación de control de tráfico aéreo).

En la etapa 140, se calcula un ángulo de trayectoria de vuelo aerodinámico corregido γ'_{TAS} que ha de mantenerse durante el viraje, tal como sigue. En primer lugar, los componentes del vector viento se calculan a partir del vector viento medido. La diferencia entre los componentes del vector viento esperado y real se calcula a continuación, es decir Δw_x y Δw_y . Una vez determinados Δw_x y Δw_y , el ordenador 52 puede resolver la ecuación

$$\Delta \gamma = -v_{GSF} \frac{\Delta w_x (\cos \chi_f - \cos \chi_i) + \Delta w_y (\sin \chi_f - \sin \chi_i)}{g |\chi_f - \chi_i| R_c}$$

que se dedujo anteriormente, y por lo tanto calcular la corrección requerida en el ángulo de trayectoria de vuelo aerodinámico y el ángulo de trayectoria de vuelo γ'_{TAS} corregido resultante, es decir

$$\gamma'_{TAS} = \gamma_{TAS} + \Delta \gamma$$

En la etapa 150, se hace que la aeronave 50 adopte el ángulo de trayectoria de vuelo aerodinámico corregido γ'_{TAS} . Esto puede lograrse usando el piloto automático directamente, es decir el ordenador 52 da una instrucción de un cambio en las superficies de control de la aeronave (por ejemplo, el timón de profundidad) de tal modo que la aeronave 50 adopta el ángulo de trayectoria de vuelo aerodinámico corregido γ'_{TAS} . Alternativamente, el ordenador 52 puede proporcionar unas indicaciones a un piloto que hace volar la aeronave 50, por ejemplo, proporcionando una barra directora en el horizonte artificial para que el piloto la siga. Otros procedimientos de efectuar el cambio requerido en el ángulo de trayectoria de vuelo aerodinámico serán evidentes para los expertos en la técnica.

Se apreciará que los ordenadores modernos son capaces de los cálculos anteriores con extrema rapidez y por lo tanto el retardo entre el comienzo del viraje en la etapa 120 y la aplicación del ángulo de trayectoria de vuelo aerodinámico corregido γ'_{TAS} en la etapa 150 puede ser de una fracción de segundo. De hecho, es probable que la respuesta de la aeronave 50 tanto a las instrucciones de alabeo como a las de cabeceo sea mucho más lenta. Por lo tanto, una emisión de instrucción de alabeo puede iniciar el procedimiento en la etapa 120 de tal modo que se llega a la etapa 150 mientras que la aeronave 50 se encuentra en sus fases iniciales de respuesta a la instrucción de alabeo. Por lo tanto, puede parecer que las instrucciones de alabeo y de cabeceo se ejecutan esencialmente de forma simultánea.

La aeronave 50 realiza a continuación el viraje para seguir la derrota deseada 62 a la vez que se mantiene el ángulo de trayectoria de vuelo aerodinámico corregido γ'_{TAS} tal como se muestra en la figura 4.

La finalización del viraje se alcanza en la etapa 63, y tal como se muestra en la etapa 160 en la figura 3. El ala de la aeronave se nivela y la aeronave 50 adopta otra vez el ángulo de trayectoria de vuelo aerodinámico original γ_{TAS} en la etapa 170 y tal como se muestra en la figura 4. Este cambio en ángulo de trayectoria de vuelo aerodinámico puede lograrse tal como acaba de describirse.

La aeronave 50 a continuación sigue la siguiente sección en línea recta de la derrota 64 a la vez que se mantiene el ángulo de trayectoria de vuelo aerodinámico original γ_{TAS} .

El procedimiento puede repetirse tantas veces como sea necesario durante la aproximación de descenso continuo, es decir cada vez que la aeronave realiza un viraje.

Tal como se menciona anteriormente, es ventajoso volver a calcular la corrección en el ángulo de trayectoria de vuelo aerodinámico cuando se realizan unos virajes más largos. Una forma de llevar a cabo esto se muestra en la figura 5. Tal como se verá, la figura 5 es similar a la figura 3 y por lo tanto la siguiente descripción se centra en las diferencias.

La figura 5 muestra un procedimiento 200 de realización de un viraje mientras que se realiza en vuelo una aproximación de descenso continuo, de manera parecida a la de la figura 3 que se indica en la etapa 100. El procedimiento comienza en la etapa 110 en la que el descenso se realiza en vuelo a la vez que se mantiene un ángulo de trayectoria de vuelo aerodinámico γ_{TAS} . La aeronave comienza a realizar un viraje en la etapa 120.

En la etapa 221, el ordenador recupera o calcula el ángulo de viraje, es decir el ángulo en el que cambiará la parte

lateral de la aeronave durante el viraje. En la etapa 221, el ordenador realiza una determinación acerca de si el ángulo de viraje superará los 30°. Si no lo hace, el viraje puede hacerse como un único segmento y por lo tanto el procedimiento continúa esencialmente tal como se describe en relación con la figura 3, es decir a través de las etapas 130, 140, 150, 160 y 170.

5 No obstante, en caso de que la etapa 222 diera como resultado que el ordenador determinara que el ángulo de viraje es mayor que 30°, el ordenador dividirá el viraje en segmentos. En la presente realización, esto se consigue dividiendo el ángulo de viraje en segmentos de 30° con un segmento final más pequeño. Por ejemplo, un viraje de 75° se divide en dos segmentos de 30° y un segmento de 15°. Alternativamente, el ángulo de viraje puede dividirse en segmentos iguales, eligiéndose cada segmento para ser tan grande como sea posible hasta los 30° sin sobrepasar ese valor. Por ejemplo, un ángulo de viraje de 84° puede dividirse en tres segmentos de 28°.

10 El procedimiento prosigue a continuación hasta la etapa 230 en la que se mide el vector viento y se leen los otros valores, de manera parecida a la etapa 130. En la etapa 240, el ángulo de trayectoria de vuelo aerodinámico corregido γ'_{TAS} se calcula y a continuación se aplica en la etapa 250, de manera parecida a las etapas 140 y 150 respectivamente. Cuando finaliza el segmento, es decir cuando la aeronave completa el ángulo de viraje del segmento actual, el procedimiento prosigue hasta la etapa 261 en la que el ordenador determina si éste es o no el último segmento en el viraje. Si éste es el último segmento, el procedimiento continúa hasta la etapa 170 tal como se describirá a continuación.

15 Si la etapa 261 determina que éste no es el último segmento, el procedimiento prosigue hasta la etapa 262 de tal modo que se continúa el viraje. El procedimiento vuelve a la etapa 230 en la que el vector viento se lee otra vez. Los otros valores pueden leerse otra vez, o puede que no se lean (pueden usarse los otros valores que se usan en la iteración anterior). El procedimiento se repite a continuación a través de las etapas 240 y 250 de tal modo que el vector viento recién medido se usa para actualizar el ángulo de trayectoria de vuelo aerodinámico corregido γ'_{TAS} y la aeronave se controla para volar con este ángulo de trayectoria de vuelo aerodinámico corregido actualizado γ'_{TAS} . Cuando el segundo segmento finaliza en la etapa 260, la evaluación en la etapa 261 acerca de si éste es el último segmento se hace de nuevo: de esta forma, el procedimiento realiza una curva a través de cada segmento tal como se describe hasta que se completa el último segmento. A continuación, el procedimiento continúa desde la etapa 261 hasta la etapa 170 en la que el viraje se completa deshaciendo la aeronave el giro y volviendo al ángulo de trayectoria de vuelo aerodinámico original γ_{TAS} .

20 Como antes, este procedimiento puede repetirse cada vez que la aeronave realiza un viraje durante la aproximación de descenso continuo.

35 Será obvio para un experto que pueden hacerse variaciones a las realizaciones anteriores sin alejarse necesariamente del alcance de la invención que se define por las reivindicaciones adjuntas.

REIVINDICACIONES

1. Un procedimiento de vuelo de una aproximación de descenso continuo con un histórico de velocidades deseadas con respecto al suelo en una aeronave (50), incluyendo la aproximación de descenso continuo un viraje, comprendiendo el procedimiento:

(a) adoptar un ángulo de trayectoria de vuelo aerodinámico predeterminado en el inicio de la aproximación de descenso continuo;

(b) realizar en vuelo (110) la aproximación de descenso continuo a la vez que se mantiene el ángulo de trayectoria de vuelo aerodinámico predeterminado intentando de ese modo seguir el histórico de velocidades deseadas con respecto al suelo;

y **caracterizado por**

(c) calcular (140, 240) una corrección en el ángulo de trayectoria de vuelo aerodinámico predeterminado para compensar una deriva en la velocidad real con respecto al suelo a partir del histórico de velocidades deseadas con respecto al suelo cuando se realiza el viraje; y

(d) realizar el viraje a la vez que se mantiene el ángulo de trayectoria de vuelo aerodinámico corregido;

(e) en el que el cálculo de la corrección en el ángulo de trayectoria de vuelo aerodinámico predeterminado comprende evaluar un error en la velocidad con respecto al suelo que se corresponde con una diferencia prevista en la velocidad real con respecto al suelo de la aeronave tras la compleción del viraje con respecto a la velocidad deseada con respecto al suelo, obteniendo un error en la energía cinética que se corresponde con el error en la velocidad con respecto al suelo, usando una diferencia de energía potencial que se corresponde con el error en la energía cinética para calcular la corrección equivalente en el ángulo de trayectoria de vuelo aerodinámico predeterminado para proporcionar la diferencia de energía potencial, de tal modo que el ángulo de trayectoria de vuelo aerodinámico corregido produce un cambio en la altitud y por lo tanto en la energía potencial de la aeronave tras la compleción del viraje para corregir un error en la energía cinética que se corresponde con la diferencia en la energía cinética real de la aeronave tras la compleción del viraje con respecto a la energía cinética deseada.

2. El procedimiento de la reivindicación 1, que comprende medir el vector viento y usar el vector viento medido para calcular el error en la velocidad con respecto al suelo.

3. El procedimiento de las reivindicaciones 1 o 2, que comprende adoptar una velocidad predeterminada con respecto al suelo en el inicio de la aproximación de descenso continuo.

4. El procedimiento de cualquiera de las reivindicaciones 1 a 3, que comprende calcular el error en la energía cinética resolviendo $\Delta E_T \approx mV_{GSf}\Delta V_{GS}$, en la que ΔE_T es el error en la energía cinética, m es representativa de la masa de la aeronave, V_{GSf} es la velocidad deseada con respecto al suelo de la aeronave a la finalización del viraje y ΔV_{GS} es el error en la velocidad con respecto al suelo.

5. El procedimiento de la reivindicación 4, que comprende calcular el cambio en el ángulo de trayectoria de vuelo

$$\Delta\gamma = \frac{v_{GSf}\Delta v_{GS}}{g(s_f - s_i)}$$

aerodinámico resolviendo $\Delta\gamma = \frac{v_{GSf}\Delta v_{GS}}{g(s_f - s_i)}$, en la que $\Delta\gamma$ es el cambio en ángulo de trayectoria de vuelo aerodinámico, V_{GSf} es la velocidad deseada con respecto al suelo de la aeronave a la finalización del viraje, ΔV_{GS} es el error en la velocidad con respecto al suelo, g es la aceleración debida a la gravedad, s_f es la altitud final y s_i es la altitud inicial.

6. El procedimiento de la reivindicación 5, que comprende calcular el cambio en el ángulo de trayectoria de vuelo

$$\Delta\gamma = -v_{GSf} \frac{\Delta w_x(\cos \chi_f - \cos \chi_i) + \Delta w_y(\sin \chi_f - \sin \chi_i)}{g|\chi_f - \chi_i|R_c}$$

aerodinámico resolviendo $\Delta\gamma = -v_{GSf} \frac{\Delta w_x(\cos \chi_f - \cos \chi_i) + \Delta w_y(\sin \chi_f - \sin \chi_i)}{g|\chi_f - \chi_i|R_c}$, en la que $\Delta\gamma$ es el cambio en ángulo de trayectoria de vuelo aerodinámico, V_{GSf} es la velocidad deseada con respecto al suelo de la aeronave a la finalización del viraje, Δw_x es la diferencia en la componente del vector viento previsto en la dirección norte - sur verdadera con respecto a la componente real del vector viento en la dirección norte - sur verdadera, Δw_y es la diferencia en la componente del vector viento previsto en la dirección este - oeste verdadera con respecto a la componente real del vector viento en la dirección este - oeste verdadera, χ_i es el rumbo verdadero inicial, χ_f es el rumbo verdadero final, g es la aceleración debida a la gravedad, y R_c es el radio del viraje.

7. El procedimiento de cualquiera de las reivindicaciones 1 a 6, que comprende dividir el viraje en segmentos y, para cada segmento, realizar las etapas (c) y (d), a la luz de la etapa (e), para ese segmento.

8. El procedimiento de la reivindicación 7, que comprende determinar si el viraje supera un umbral, y dividir el viraje en segmentos sólo si el viraje supera ese umbral.

9. El procedimiento de cualquiera de las reivindicaciones 1 a 8, que comprende adoptar el ángulo de trayectoria de

vuelo aerodinámico predeterminado tras la compleción del viraje y mantener el ángulo de trayectoria de vuelo aerodinámico predeterminado mientras que continúa el vuelo en línea recta.

5 10. El procedimiento de la reivindicación 9, que comprende: realizar uno o más virajes adicionales durante la aproximación de descenso continuo, y repetir las etapas (c) y (d), a la luz de la etapa (e), para cada uno de los uno o más virajes.

10 11. Un ordenador (52) que se programa para llevar a cabo el procedimiento de cualquiera de las reivindicaciones 1 a 10.

12. Un programa informático que, cuando se ejecuta en un ordenador, da lugar a que el ordenador lleve a cabo el procedimiento de cualquiera de las reivindicaciones 1 a 10.

15 13. Un producto de programa informático que tiene registrado en el mismo un programa informático de acuerdo con la reivindicación 12.

14. Un sistema de navegación de aeronave que incluye el ordenador de la reivindicación 11.

20 15. Una aeronave (50) que se dispone para llevar a cabo el procedimiento de cualquiera de las reivindicaciones 1 a 10.

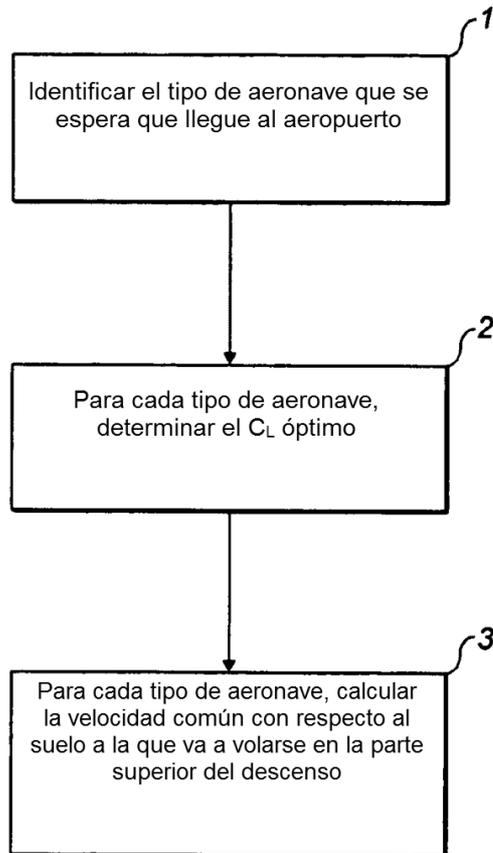


FIG. 1

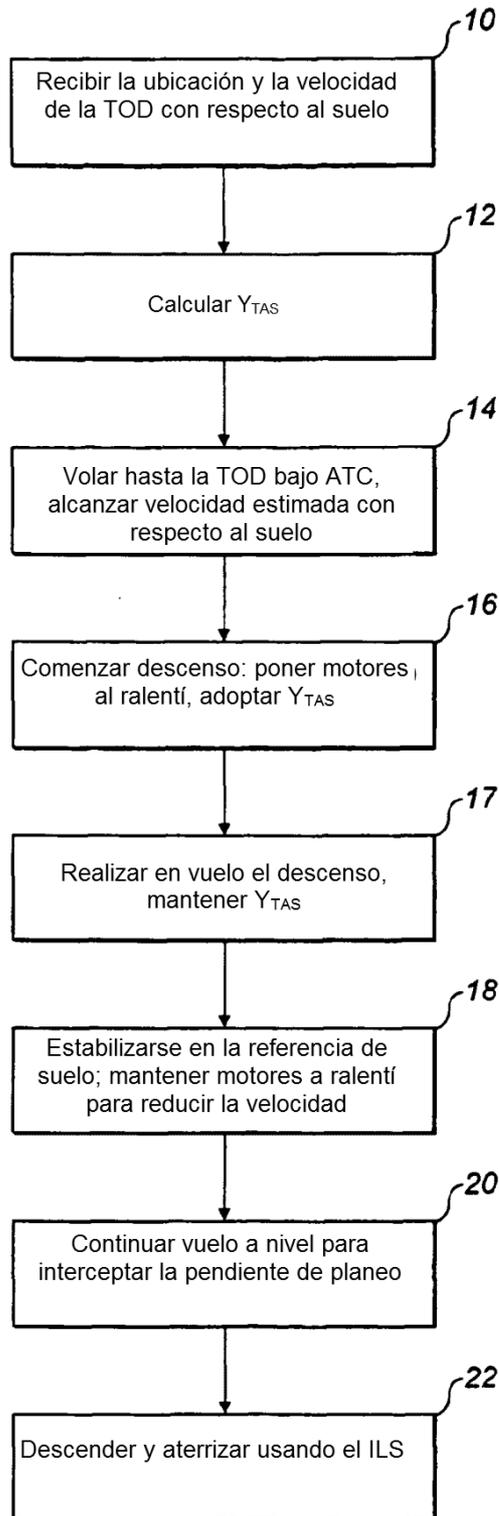


FIG. 2

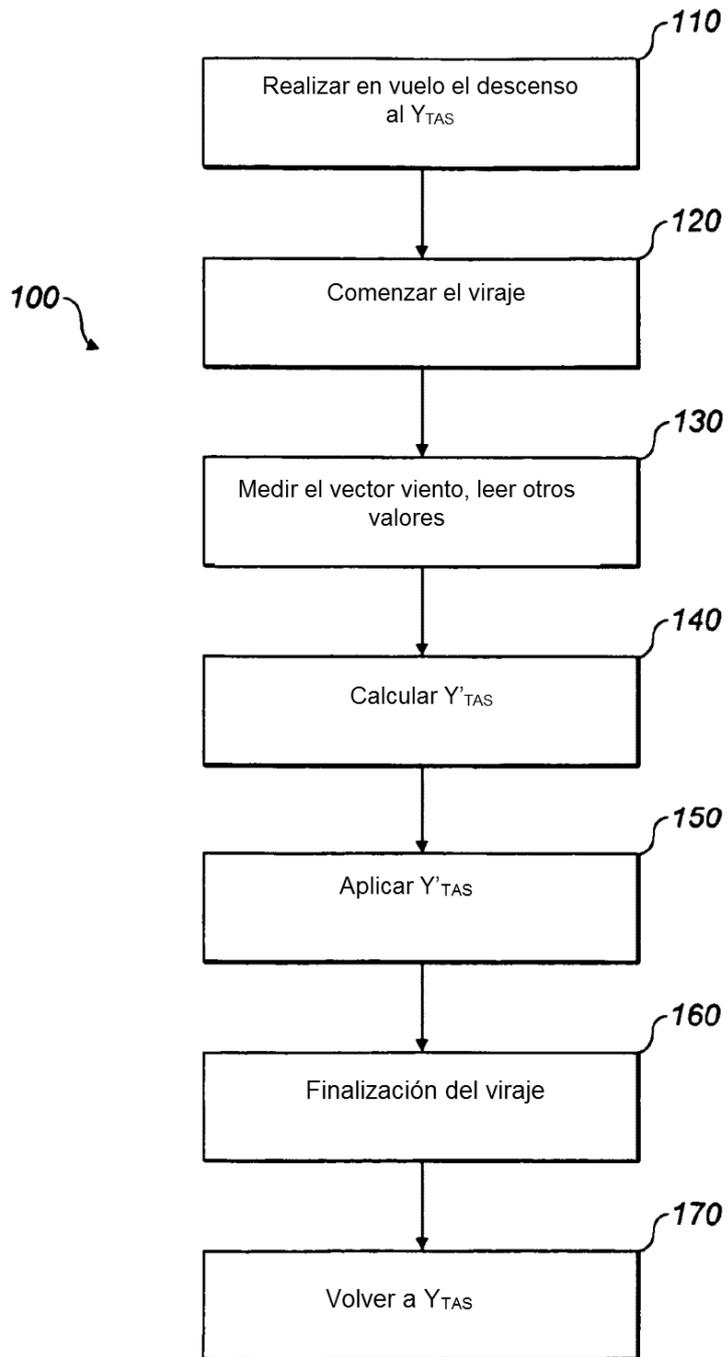


FIG. 3

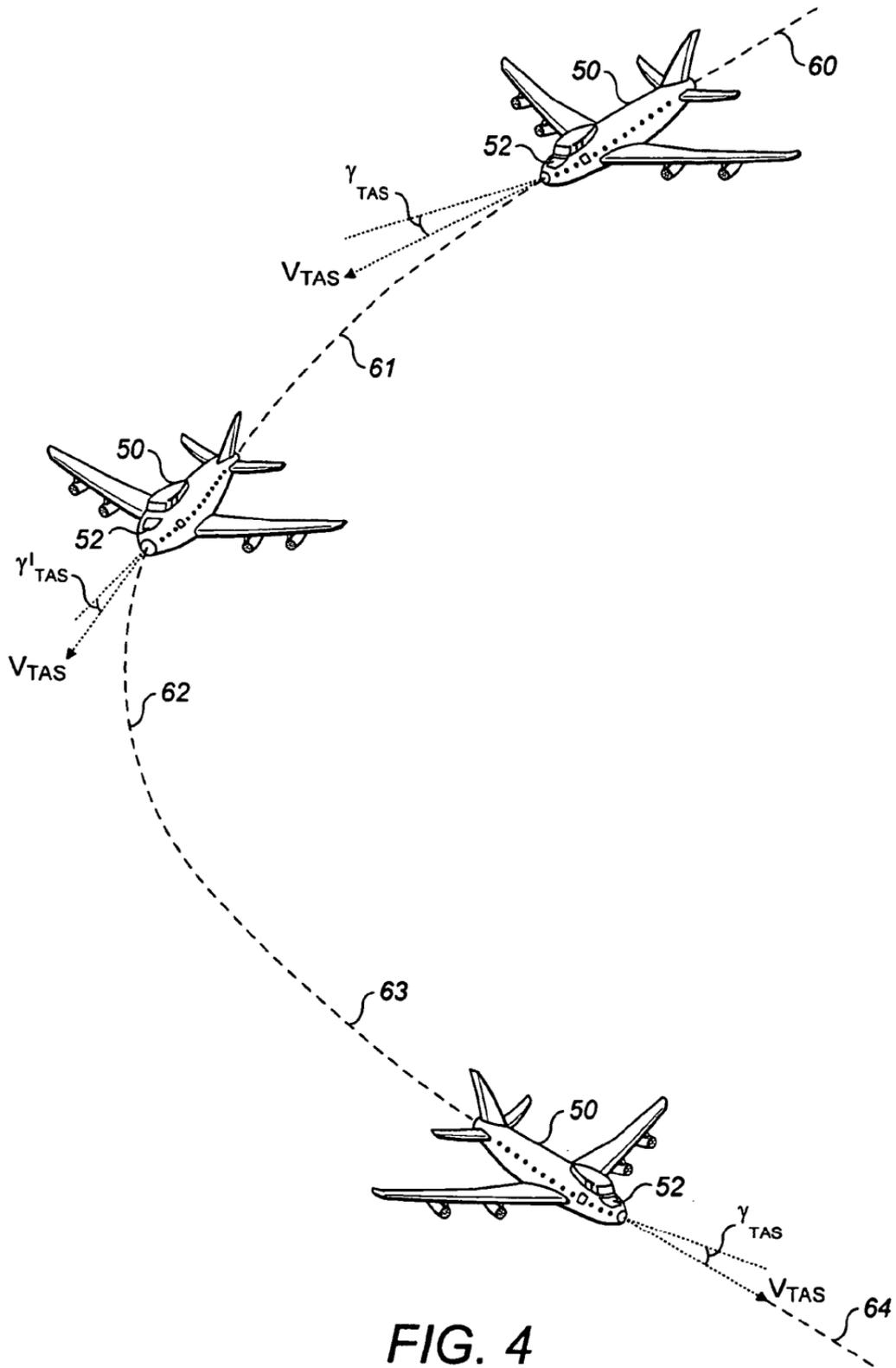


FIG. 4

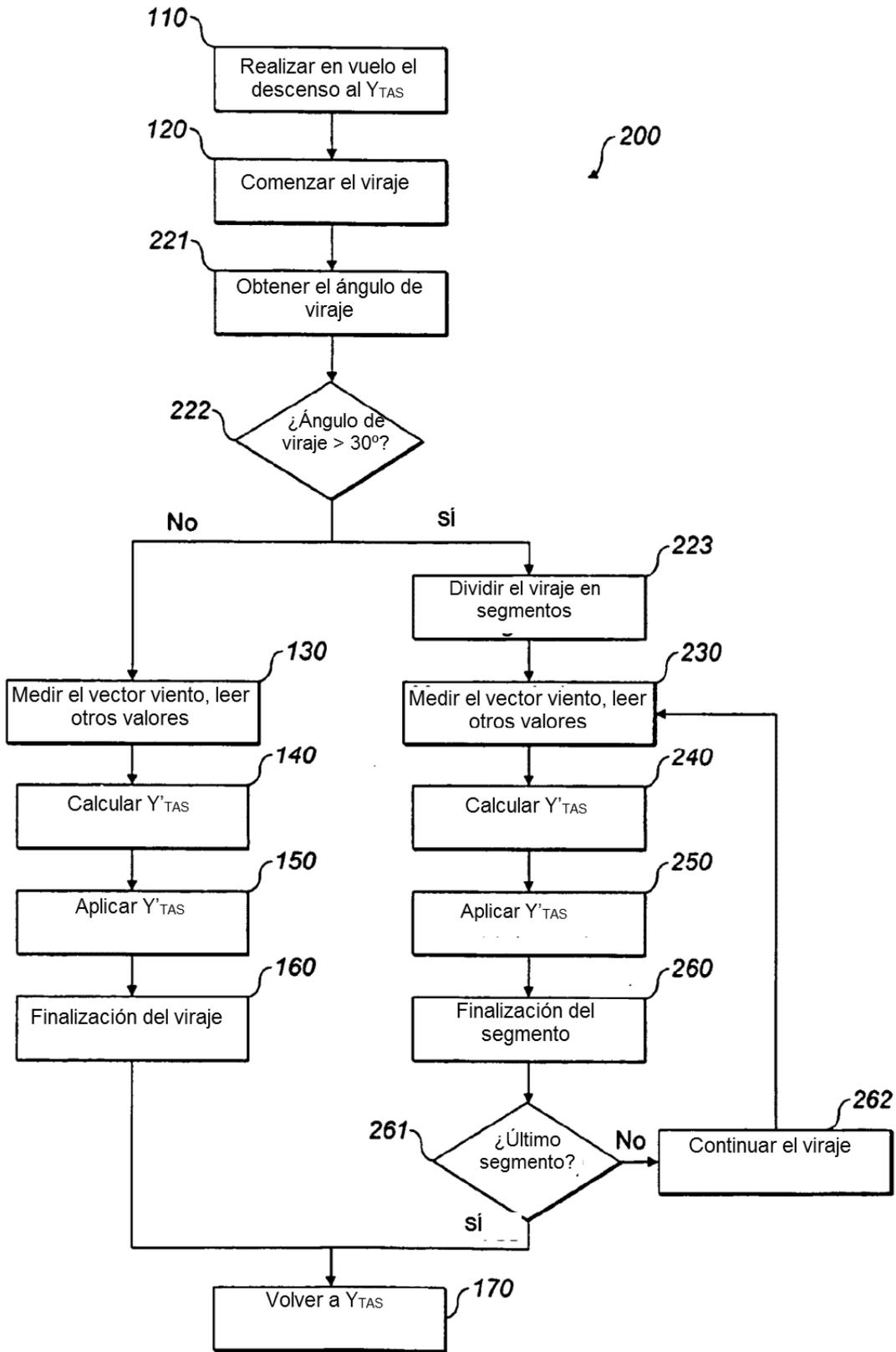


FIG. 5