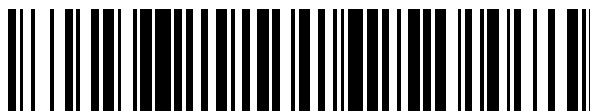


19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 458 294**

51 Int. Cl.:

G05D 1/04 (2006.01)

G05D 1/06 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **04.10.2011** **E 11382311 (6)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **02.04.2014** **EP 2579118**

54 Título: **Procedimiento y sistema de guiado de aviones**

45 Fecha de publicación y mención en BOPI de la traducción de la patente:
30.04.2014

73 Titular/es:

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

72 Inventor/es:

D'ALTO, LUIS P. y
GRABOW, CHRISTIAN

74 Agente/Representante:

UNGRÍA LÓPEZ, Javier

ES 2 458 294 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

Procedimiento y sistema de guiado de aviones

5 Campo técnico

La presente invención se refiere a un sistema y a un procedimiento para dirigir aviones a lo largo de una ruta predeterminada. En particular, pero no exclusivamente, la invención se refiere a dirigir de un avión a lo largo de una trayectoria lateral (por ejemplo, una ruta que se describe por referencia a la latitud y longitud).

10 Antecedentes

A menudo es el caso de que los aviones deben abandonar una ruta planificada por razones de tráfico aéreo conflictivo o de condiciones climáticas adversas. Cuando esto sucede, es necesario que el avión vuelva a la ruta prevista (o seguir una nueva ruta) desde una posición arbitraria que puede ser distante de la misma.

Hay tres fases para volver a seguir la ruta prevista: intercepción, captura y seguimiento. La fase de intercepción implica dirigir el avión hacia una ruta que satisface la ruta de destino. En la fase de captura, el avión se dirige hacia la ruta de destino de manera que su trayectoria real converge con la ruta prevista. La fase de seguimiento mantiene la posición del avión en la ruta.

Los enfoques convencionales para el guiado de un avión a una ruta prevista son típicamente complicados y operan modos separados para cada uno de la intercepción, la captura y el seguimiento. Estos modos se llevarán a cabo mediante diferentes sistemas de control. Tales enfoques aumentan la complejidad de los sistemas de gestión de vuelo y tienen el problema de asegurar una transición sin problemas y estable de un modo a otro.

Enfoques alternativos que tienen un solo sistema de control generalmente implican una mayor complejidad y, por lo tanto, son computacionalmente costosos.

Los documentos EP0471395 y US3980258 divulgan procedimientos para controlar un avión.

Sumario

De acuerdo con un primer aspecto de la invención, se proporciona un procedimiento de dirección de un avión para seguir una ruta predeterminada tal como se define mediante la reivindicación 1.

De acuerdo con un segundo aspecto de la invención, se proporciona una aeronave definida por la reivindicación 14.

De acuerdo con un tercer aspecto de la invención, se proporciona un sistema definido por la reivindicación 15.

Las realizaciones preferidas de la invención pueden proporcionar un sistema de control fácilmente configurable sin alta carga computacional asociada.

Las realizaciones preferidas pueden proporcionar un procedimiento de control de un avión capaz de lograr la funcionalidad de intercepción, captura y seguimiento con un solo modo.

Breve descripción de los dibujos

Para una mejor comprensión de la invención y para mostrar cómo la misma puede ser puesta en efecto, ahora se hace referencia, a modo de ejemplo solamente, a los dibujos adjuntos, en los que:

- La figura 1 muestra una representación de las variables descritas a continuación;
- La figura 2 muestra una vista general de una primera realización de un sistema de control;
- La figura 3 muestra un controlador de seguimiento de trayectoria para su uso en este sistema de control;
- La figura 4 muestra un ordenador de límites de corrección para su uso en este sistema de control;
- La figura 5 muestra un limitador de corrección del ángulo de ruta para su uso en este sistema de control;
- La figura 6 muestra un sistema preferido para la determinación de un ángulo de banda de corrección;
- La figura 7 muestra un sistema preferido para la determinación de errores de seguimiento; y
- La figura 8 muestra una segunda realización de un sistema de control.

Descripción detallada

La siguiente descripción detallada es meramente de naturaleza ilustrativa y no está destinada a limitar las realizaciones de la invención o la aplicación o usos de tales realizaciones. Por otra parte, no hay ninguna motivación para ceñirse a ninguna teoría explícita o implícita expresada en este documento.

A continuación se divulga un sistema para dirigir un avión usando un controlador simple. Con el fin de proporcionar un sistema con una complejidad menor que el de la técnica anterior, manteniendo al mismo tiempo la funcionalidad de interceptación, captura y seguimiento, las realizaciones de la invención pueden incluir un controlador simple para proporcionar una corrección de ruta deseada, cuya salida se limita a caer dentro de los límites superior e inferior. De esta manera, cuando el controlador emite una señal que indica una corrección de la ruta mayor que el límite superior, la corrección de la ruta se reduce al valor del límite superior. Del mismo modo, cuando el controlador emite una señal que indica una corrección de la ruta más pequeña que el límite inferior, la corrección de la ruta se incrementa al valor del límite inferior. Los límites pueden variar dependiendo de varios criterios, como se explica en más detalle a continuación.

La figura 1 muestra un avión 6 que viaja a lo largo de una ruta 2 del avión. La figura 1 representa la trayectoria del avión en el plano horizontal, y la siguiente descripción también se hace con referencia a seguir una trayectoria en un plano horizontal.

Una ruta predeterminada 4 se proporciona al avión 6. La ruta 2 del avión no coincide con la ruta predeterminada 4. Como resultado, el avión 6 tiene un error de distancia 10, que representa su desplazamiento desde la ruta predeterminada. La ruta 2 del avión difiere de la ruta predeterminada 4 por un error de ángulo 20.

La figura 2 muestra una vista general esquemática de una primera realización del sistema de control de la invención.

El sistema de control comprende: un controlador de seguimiento de la trayectoria 300; un ordenador de límites de corrección 400; y un limitador de corrección 500.

Estos se pueden formar como componentes de hardware o existen como instrucciones de software a implementarse mediante un solo componente de hardware.

En términos generales, el controlador de seguimiento de la trayectoria 300 recibe una entrada de error del ángulo de ruta 310 y de error de distancia de ruta 312, que se procesa para enviar una corrección de ruta nominal 320.

La corrección de ruta nominal 320 forma la entrada del limitador de corrección del ángulo de ruta 500, que impone los límites superior e inferior 420, 422 en la corrección de ruta nominal 320. Si la corrección de ruta nominal 320 está dentro de los límites, el limitador de corrección de ángulo de ruta 500 envía una corrección de ruta nominal 320 como la corrección de ruta 520 deseada sin modificaciones.

Si la corrección de ruta nominal 320 no está dentro de los límites, el limitador de corrección del ángulo de ruta 500 establece la corrección de la ruta 520 deseada al valor del límite 420, 422 más cercano.

El valor de los límites superior e inferior 420, 422 se determina utilizando el ordenador de límites de corrección 400.

La corrección de la ruta 520 deseada se comunica a un ordenador de vuelo 800, que dirige el avión hacia una ruta determinada como la trayectoria deseada del avión.

El controlador de seguimiento de la trayectoria 300 se muestra en la figura 3. En esta realización, el controlador de seguimiento de la trayectoria tiene dos entradas, error de ángulo de ruta 310 y error de distancia de ruta 312. El error de ángulo de ruta 310 se corresponde con el ángulo 20 que se muestra en la figura 1. El error de distancia de ruta 312 corresponde con la distancia 10 que se muestra en la figura 1.

El controlador 300 puede aplicar cualquier tipo de algoritmo de control, pero es preferentemente un controlador lineal. Normalmente, un controlador lineal no tendría suficiente complejidad para llevar a cabo operaciones de interceptación, captura y seguimiento, pero cuando se utiliza en el procedimiento descrito, el control lineal es suficiente. Preferiblemente, el controlador 300 aplica un algoritmo de control convencional proporcional-diferencial (PD) o un algoritmo de control proporcional-integral-diferencial (PID). Tales algoritmos PD y PID son bien conocidos en la técnica.

El controlador 300 es preferiblemente un controlador de seguimiento convencional lineal. Un controlador de este tipo puede diseñarse y calibrarse para evitar que un avión se desvíe de una ruta. En otras palabras, aunque el controlador 300 cuando se utiliza en el procedimiento descrito puede proporcionar la funcionalidad de interceptación, captura y seguimiento, el controlador 300 está dispuesto meramente para realizar la tarea de seguimiento y se calibra en consecuencia.

El controlador 300 envía la corrección de ruta nominal 320 determinada por el algoritmo de control utilizando el error del ángulo de ruta 310 y el error de distancia de ruta 312.

El ordenador de límites de corrección 400 se muestra en la figura 4.

Las entradas del ordenador de límites de corrección 400 son un ángulo de banda de corrección 410 y el error de ángulo de ruta 310.

5 El ángulo de banda de corrección 410 es un ángulo que representa la magnitud más grande permitida de la diferencia entre la corrección de ruta 520 deseada y el error de ángulo de ruta 310.

El ordenador de límites de corrección 400 calcula un límite superior 420 para la corrección de ruta nominal 320 como la suma del ángulo de banda de corrección 410 y el error de ángulo de ruta 310.

10 El ordenador de límites de corrección 400 calcula un límite inferior 422 para la corrección de ruta nominal 320 como el error del ángulo de ruta 310 menos el ángulo de banda de corrección 410.

15 El ángulo de banda de corrección se representa en la figura 1 mediante los ángulos 30. El límite superior 420 está representado por el ángulo 50 y el límite inferior 422 está representado por el ángulo 40.

El ordenador de límites de corrección 400 envía el límite superior 420 y el límite inferior 422.

20 Como se muestra en la figura 5, el limitador de corrección limitador del ángulo de ruta 500 recibe la corrección de ruta nominal 320 como una entrada, junto con el límite superior 420 y el límite inferior 422 calculados por el ordenador de límites de corrección 400.

El limitador de corrección del ángulo de ruta 500 compara la corrección de ruta nominal 320 con el límite superior 420 y el límite inferior 422.

25 El limitador de corrección del ángulo de ruta 500 establece el valor de la corrección de ruta deseado 520 como la corrección de ruta nominal 320 si la ruta nominal 320 está entre el límite superior 420 y el límite inferior 422.

30 El limitador de corrección de ángulo de ruta 500 establece el valor de la corrección de ruta 520 deseada como el límite superior 420 si la corrección de ruta nominal 320 es mayor que o igual al límite superior 420.

El limitador de corrección del ángulo de ruta 500 establece el valor de la corrección de ruta 520 deseada como el límite inferior 422 si la corrección de ruta nominal 320 es menor o igual al límite inferior 422.

35 En realizaciones preferidas de la invención, el ángulo de banda de corrección 410, que forma una entrada del ordenador de límites de corrección 400, es una función del error de la distancia de seguimiento 312.

Por ejemplo, el ángulo de banda de corrección 410 se puede calcular utilizando el sistema mostrado en la figura 6. El error de la distancia de seguimiento 312 se compara con un umbral de distancia 610.

40 Si el error de distancia de ruta 312 es mayor que el umbral de distancia 610, el ángulo de banda de corrección 410 se fija en un primer valor de ángulo de banda.

45 Si el error de distancia de ruta 312 no es mayor que el umbral de distancia 610, el ángulo de banda de corrección 410 se fija en un segundo valor del ángulo de banda, menor que el primer valor del ángulo de banda.

El umbral de distancia 610 puede variar de acuerdo con el tipo de avión para el cual se aplica la invención.

Preferiblemente, el primer ángulo de banda es 90°. Opcionalmente, el segundo ángulo de banda es 30°.

50 La figura 7 muestra un sistema 700 que comprende el sistema 200 descrito anteriormente.

El sistema 700 comprende sensores 710, una memoria 720, un ordenador de error 730, y el sistema 200 descrito anteriormente.

55 Los sensores 710 monitorizan la posición actual del avión y la ruta actual. Los sensores 710 envían una señal de posición del avión que representa la posición actual del avión y una señal de la ruta del avión que representa la ruta actual del avión.

60 La memoria 720 almacena la ruta predeterminada a seguir por el avión. La memoria 720 puede ser cualquier forma de memoria, incluyendo volátil (por ejemplo, RAM) o no volátil (por ejemplo, un disco duro).

El ordenador de errores 730 recibe la señal de posición del avión y la señal de ruta del avión de los sensores 710 del avión 710, y accede a la memoria 720 para determinar una ruta del avión deseada.

65 El ordenador de errores 730 calcula el error del ángulo de ruta 310 como el ángulo entre la ruta del avión actual y la trayectoria del avión deseada.

El ordenador de errores 730 calcula el error de distancia de ruta 312 como la distancia entre la posición actual del avión determinada a partir de la señal de posición del avión y la ruta predeterminada a la que se accede desde la memoria 720.

5 El sistema 700 se puede realizar como un avión o una estación de tierra dispuesta para controlar de forma remota un avión. En cualquier caso, los sensores 710 pueden ser sensores basados en el avión, tales como un GPS, un altímetro barométrico, una brújula electrónica, un girocompás, o un sistema de navegación inercial, etc., o pueden ser sensores basados en tierra, tales como un sistema de radar.

10 Como una alternativa al sistema de la figura 6 anterior, el ángulo de banda de corrección 410 puede estar basado en el error del ángulo de ruta 310. Por ejemplo, el ángulo de banda de corrección 410 puede variar en proporción al error de ángulo de ruta 310.

15 Por otra parte, el ángulo de banda de corrección 410 se puede basar en el error del ángulo de ruta 310 y el error de distancia de ruta 312. Por ejemplo, mediante la suma de los valores resultantes de los dos procedimientos anteriores.

20 Además, en lugar de calcular el límite superior 420 y el límite inferior 422 como la suma y la diferencia del error de ángulo de ruta 310 y el ángulo de banda de corrección 410, el ordenador de límites de corrección 400 puede tener entradas en forma de un factor de escalada y puede calcular la límite superior 420 y el límite inferior 422 en proporción al error del ángulo de ruta 310.

25 La figura 8 muestra una vista general esquemática de una segunda realización del sistema de control de la invención. Este sistema de control difiere del mostrado en la figura 2 por la presencia de un controlador de seguimiento de trayectoria 800 alternativo (en lugar del controlador de seguimiento de trayectoria 300 de la primera realización).

30 El controlador de seguimiento de trayectoria 800 de la segunda realización se aplica un algoritmo de control PID simple. El algoritmo PID calcula una señal de control como la suma ponderada de tres términos: (i) un término proporcional al error de seguimiento; (ii) un término proporcional a la derivada del error de seguimiento respecto al tiempo; y (iii) un término proporcional a la integral del error de seguimiento a través del tiempo.

35 Como es conocido en la técnica, el funcionamiento correcto de los controladores PID puede obstaculizarse por la saturación del accionador, con lo cual la magnitud de una señal de control desde un controlador supera la que puede conseguirse mediante un accionador. Esto es provocado por la integración continua de errores mediante el controlador cuando el accionador se ha saturado. Este obstáculo es a menudo compensado por una técnica llamada "compensación de enrollado".

40 La compensación de enrollado es una técnica en la que la salida del integrador se limita para evitar que la señal de control provoque la saturación del accionador.

El controlador de seguimiento de la trayectoria 800 de la segunda realización utiliza un algoritmo que incorpora la compensación de enrollado.

45 Como puede verse en la figura 8, las salidas del ordenador de límites de corrección 400 (el límite superior 420 y el límite inferior 422) forman las entradas al controlador 800.

50 El controlador de seguimiento de la trayectoria 800 aplica un algoritmo de control PID en el que el término integral se limita en función del límite superior 420 y del límite inferior 422.

55 Aunque en la figura 1 sólo se muestra una ruta 4 recta predeterminada, se entendería por parte del experto en la materia que el procedimiento descrito también es adecuado para interceptar, capturar y para el seguimiento de trayectorias curvas. Un procedimiento preferido para el seguimiento de trayectorias curvas implica identificar el punto más cercano en la trayectoria del avión 6 (es decir, determinar el punto en la trayectoria que se corresponde con el valor mínimo del error de distancia 10). El error de ángulo 20 se calcula entonces como el ángulo entre la trayectoria del avión 2 y la tangente a la ruta 4 predeterminada en el punto más cercano identificado.

60 El procedimiento de control divulgado anteriormente se ha descrito con referencia a dos dimensiones, pero es evidente que los principios son aplicables en un sistema completamente tridimensional. Sin embargo, la implementación más preferible del procedimiento es en dos dimensiones, es decir, cuando la ruta se define en un plano lateral u horizontal y la altitud no es considerada por el procedimiento.

65 Aunque se ha hecho referencia más arriba al error del ángulo de seguimiento 310 y al error de la distancia de seguimiento 312 como las entradas al controlador 300, será evidente para la persona experta que son posibles medidas de error adicionales o alternativas. Lo que es importante es que el controlador 300 envía una corrección de ruta nominal 320 que puede ser posteriormente, y deliberadamente, limitada por el limitador de ángulo de corrección

de la ruta 500.

El sistema de control anteriormente descrito y cada uno de los subsistemas mostrados en las figuras pueden implementarse como uno o más circuitos electrónicos, o como software en uno o más procesadores de ordenador.

5 El procedimiento se puede realizar como un producto de programa de ordenador almacenado en un medio legible por ordenador que comprende instrucciones, que cuando se ejecutan por un ordenador pueden utilizarse para dirigir un avión.

10 Las muchas características y ventajas de la invención son evidentes a partir de la memoria y, por lo tanto, se pretende mediante las reivindicaciones adjuntas cubrir todas esas características y ventajas que caen dentro del alcance de la invención.

15 Numerosas modificaciones y variaciones se les ocurrirán a estos expertos en la materia y, por lo tanto, no se pretende limitar la invención a la construcción y operación exactas ilustradas y descritas.

REIVINDICACIONES

1. Un procedimiento de dirección de un avión para seguir una ruta predeterminada (4), que comprende:
 - 5 calcular una corrección de ruta nominal (320);
proporcionar un límite superior (420) y un límite inferior (422) para la corrección de ruta nominal, donde el límite superior y el límite inferior se calculan en función de la diferencia entre la posición actual del avión y la ruta predeterminada;
establecer una corrección de ruta deseada como:
 - 10 (i) la corrección de ruta nominal (320) si la ruta nominal está entre el límite superior y el límite inferior;
 (ii) el límite superior (420) si la corrección de ruta nominal es mayor que o igual que el límite superior; o
 (iii) el límite inferior (422) si la corrección de ruta nominal es menor que o igual que el límite inferior; y
 - 15 dirigir el avión utilizando la corrección de ruta deseada.
2. El procedimiento de la reivindicación 1, donde la corrección de ruta nominal (320) se calcula utilizando un controlador lineal (300).
- 20 3. El procedimiento de la reivindicación 1 o la reivindicación 2, que comprende además:
 - monitorizar una ruta actual (2) del avión y una posición actual del avión;
 - determinar una ruta deseada del avión;
 - 25 calcular un error de ángulo de ruta (20) como la diferencia entre la ruta actual (2) del avión y la ruta deseada del avión;
 - calcular un error de distancia de ruta (10) como la diferencia entre la posición actual del avión y la ruta predeterminada (4),
donde la corrección de ruta nominal (320) se calcula en base al error del ángulo de ruta y al error de distancia de ruta.
 - 30 4. El procedimiento de la reivindicación 3, donde la etapa de proporcionar un límite superior (420) y un límite inferior (422) para la corrección de ruta nominal (320) comprende:
 - proporcionar un ángulo de banda de corrección (410);
 - 35 calcular el límite superior como la suma del error de ángulo de ruta y el ángulo de banda de corrección;
 - calcular el límite inferior como el error del ángulo de ruta menos el ángulo de banda de corrección.
 5. El procedimiento de la reivindicación 4, donde el ángulo de banda de corrección (410) se calcula en función del error de distancia de ruta (10) calculado.
 - 40 6. El procedimiento de la reivindicación 5, que comprende además las etapas de:
 - definir un umbral de distancia (610), un primer ángulo de banda y un segundo ángulo de banda, siendo el segundo ángulo de banda menor que el primer ángulo de banda;
 - 45 ajustar el ángulo de banda de corrección (410) para ser el primer ángulo de banda si el error de distancia de ruta es mayor que el umbral de distancia; y
 - ajustar el ángulo de banda de corrección para ser el segundo ángulo de banda si el error de distancia de ruta no es mayor que el umbral de distancia.
 - 50 7. El procedimiento de la reivindicación 6, donde el primer ángulo de banda es 90°.
 8. El procedimiento de la reivindicación 6 o la reivindicación 7, donde el segundo ángulo de banda es 30°.
 9. El procedimiento de cualquier reivindicación anterior, donde la corrección de ruta nominal (320) se calcula utilizando un controlador PD o PID.
 - 55 10. El procedimiento de cualquier reivindicación anterior, donde la corrección de ruta nominal (320) se calcula utilizando un controlador PID que incorpora compensación de enrollado.
 - 60 11. El procedimiento de la reivindicación 10, donde:
 - el controlador PID calcula un término proporcional, un término diferencial y un término integral;
 - el controlador PID limita el término integral en dependencia del límite superior y del límite inferior para proporcionar un término integral limitado; y
 - 65 el controlador PID envía una señal sobre la base de una suma ponderada del término proporcional, el término diferencial, y el término integral limitado.

12. El procedimiento de cualquier reivindicación anterior, donde la corrección de ruta nominal (320) se calcula utilizando un controlador de seguimiento.

5 13. El procedimiento de cualquier reivindicación anterior, donde el procedimiento se utiliza para dirigir el avión para seguir una ruta predeterminada en un plano lateral.

14. Un avión, que comprende:

10 una memoria (720) dispuesta para almacenar una ruta predeterminada (4); y un ordenador de vuelo (730) dispuesto para dirigir el avión para seguir la ruta predeterminada (4) utilizando el procedimiento de una cualquiera de las reivindicaciones 1 a 13.

15. Un sistema para dirigir un avión para seguir una ruta predeterminada (4), que comprende:

15 una memoria (220) dispuesta para almacenar la ruta predeterminada; y un ordenador de vuelo (730) dispuesto para dirigir el avión utilizando el procedimiento de una cualquiera de las reivindicaciones 1 a 13, donde el sistema es remoto del avión.

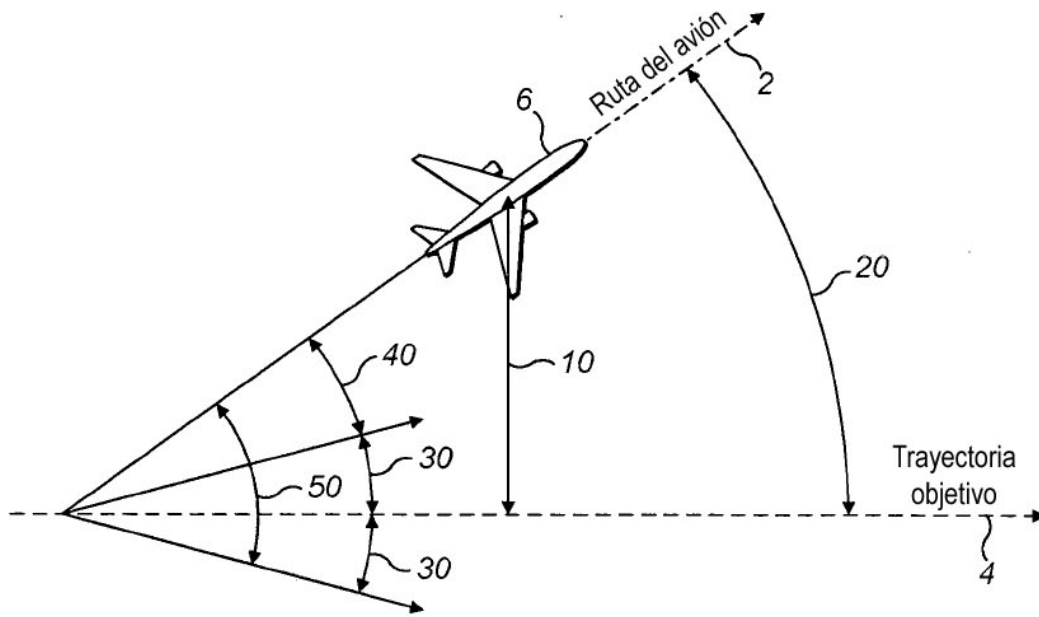


FIG. 1

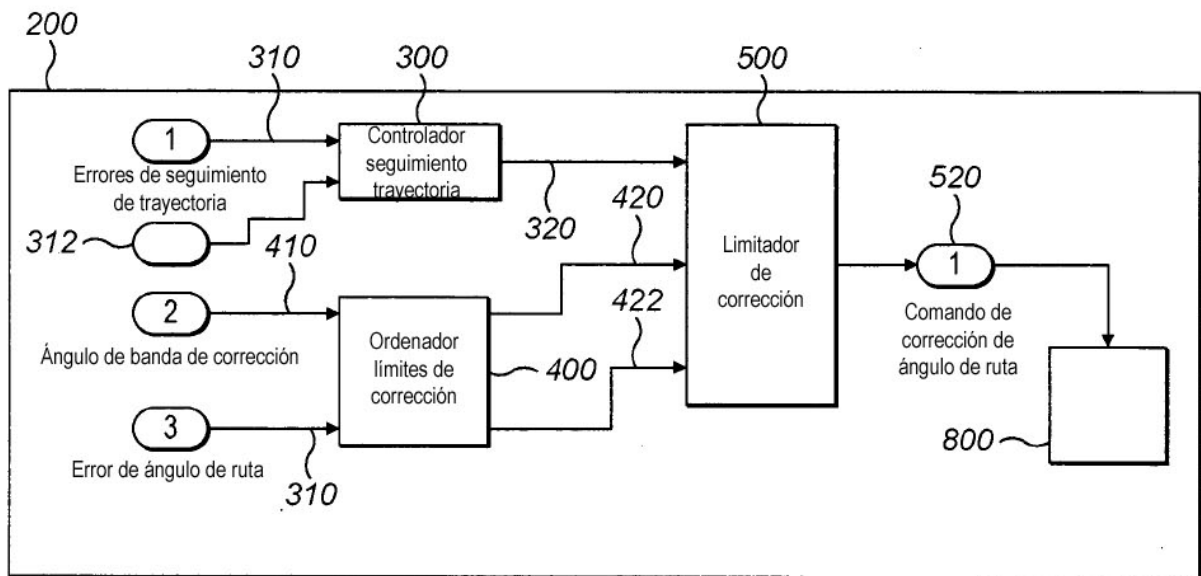


FIG. 2

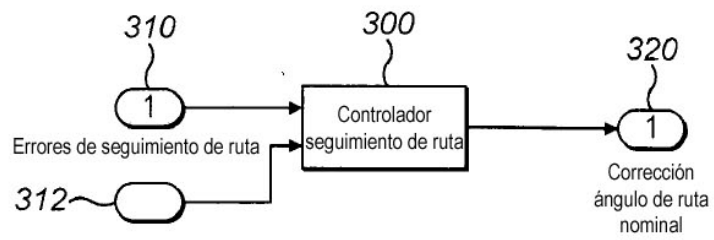


FIG. 3

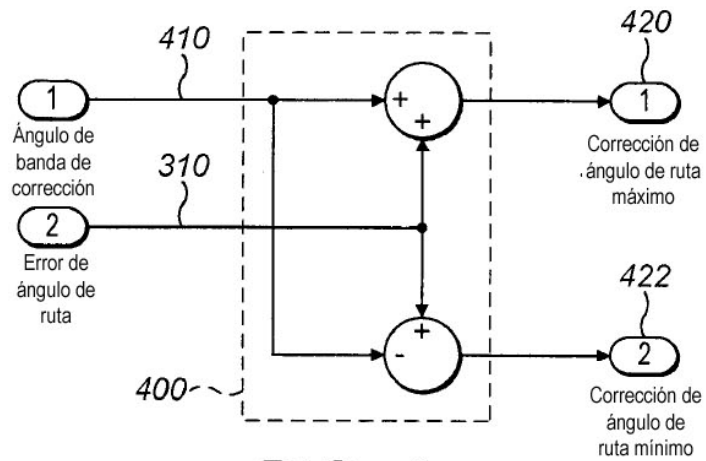


FIG. 4

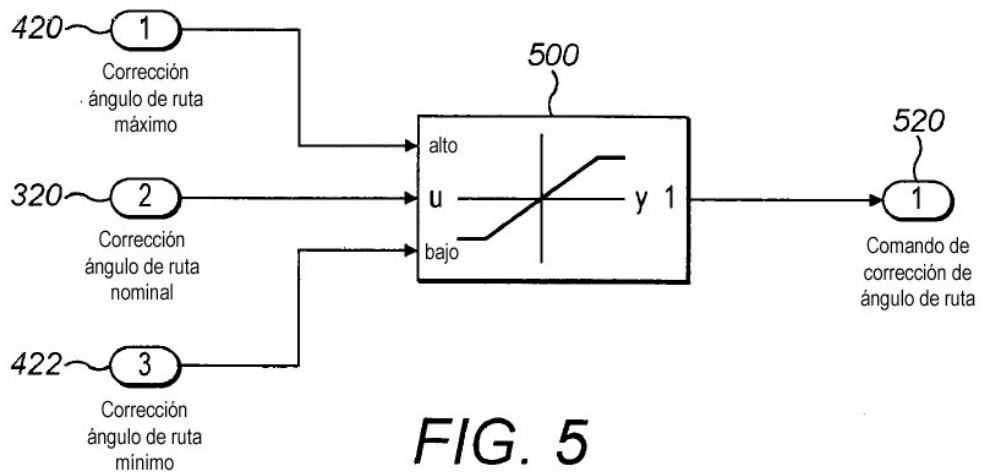


FIG. 5

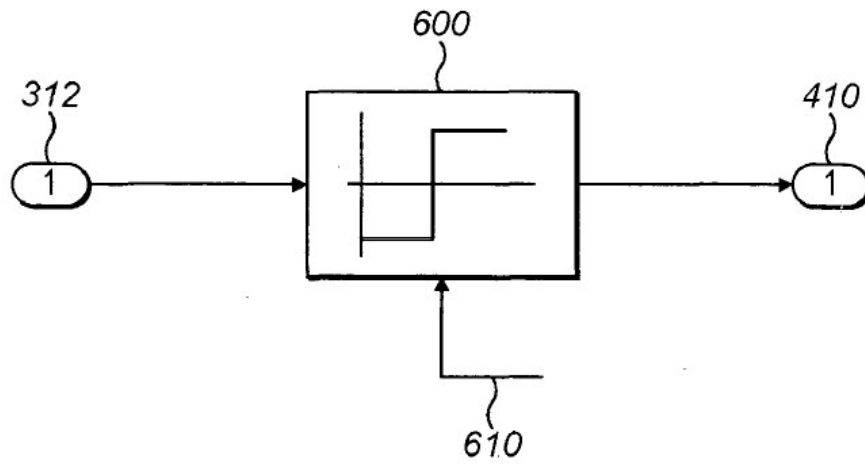


FIG. 6

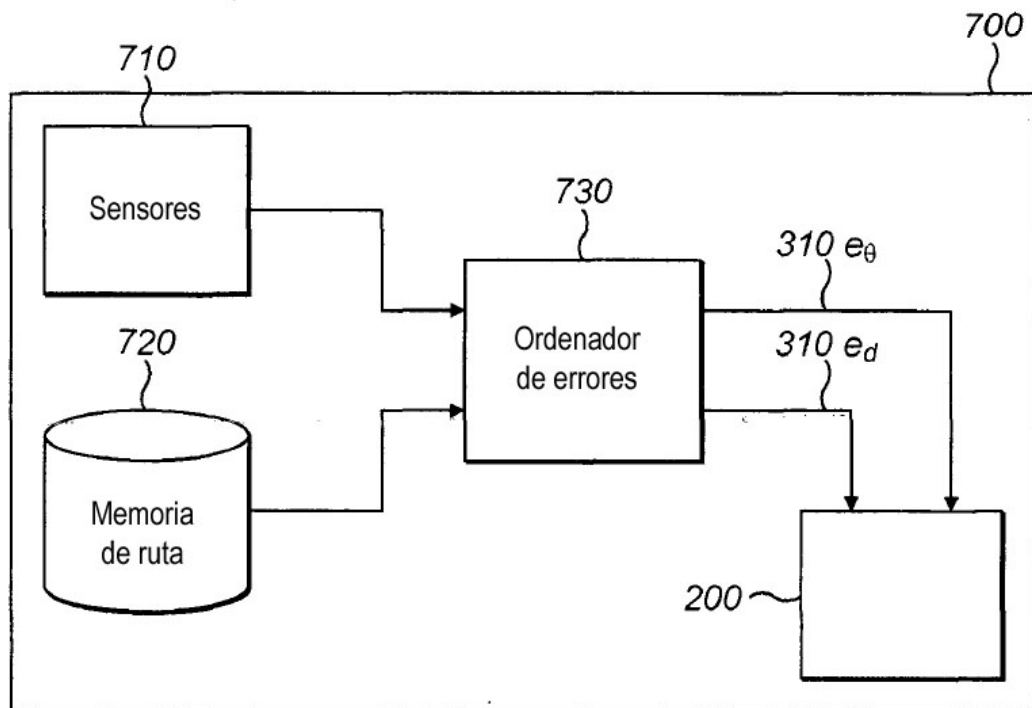


FIG. 7

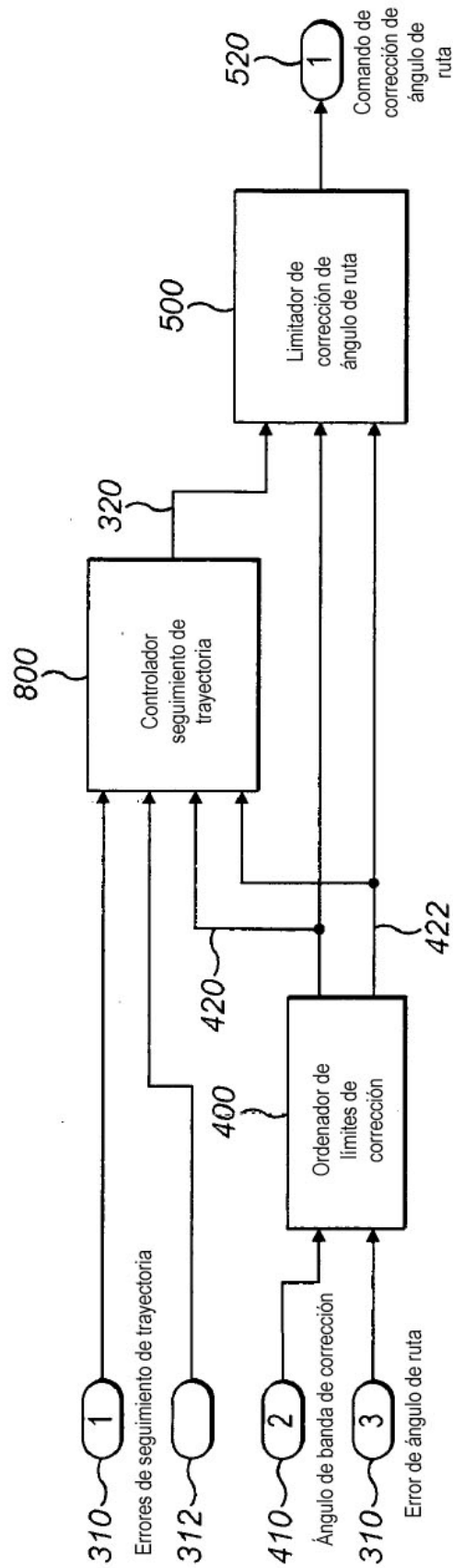


FIG. 8