

19



OFICINA ESPAÑOLA DE  
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 373 619**

51 Int. Cl.:  
**G01C 23/00** (2006.01)  
**G01P 13/00** (2006.01)

12

## TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

- 96 Número de solicitud europea: **08775099 .8**  
96 Fecha de presentación: **15.07.2008**  
97 Número de publicación de la solicitud: **2176623**  
97 Fecha de publicación de la solicitud: **21.04.2010**

54 Título: **INSTRUMENTO DE EMERGENCIA PARA AERONAVES.**

30 Prioridad:  
**17.07.2007 FR 0705156**

45 Fecha de publicación de la mención BOPI:  
**07.02.2012**

45 Fecha de la publicación del folleto de la patente:  
**07.02.2012**

73 Titular/es:  
**THALES**  
**45, RUE DE VILLIERS**  
**92200 NEUILLY-SUR-SEINE, FR**

72 Inventor/es:  
**COLLOT, Lionel;**  
**LEBLOND, Henri y**  
**PAPINEAU, Jérôme**

74 Agente: **Carpintero López, Mario**

ES 2 373 619 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

Instrumento de emergencia para aeronaves

La presente invención se refiere a un instrumento de emergencia para el pilotaje de aeronaves. Muchos aviones, particularmente los militares, disponen de un sistema de visualización de cabeza alta, que presenta al piloto gran cantidad de información procedente de los sistemas primarios de la aeronave. Esta información se presenta en forma de símbolos que se muestran sobreimpresos sobre el paisaje visible a través de las paredes acristaladas de la cabina de la aeronave.

En caso de avería de dicho sistema de visualización, el piloto debe utilizar una instrumentación de emergencia para completar su misión o volver a su base. El piloto utiliza entonces, bien la instrumentación electromecánica, tradicionalmente presente en el panel de a bordo de la aeronave y que comprende un altímetro, un anemómetro así como un horizonte artificial giroscópico, o bien un instrumento de emergencia combinado que reagrupa los instrumentos electromecánicos anteriormente mencionados.

En los dos casos, la instrumentación de emergencia muestra la información disponible de una forma distinta a como se muestra en un sistema de cabeza alta. El piloto pierde la noción de referencia en el que evolucionaba. Además, cierta información, como la representación del vector de velocidad de la aeronave, ya no existe, lo que obliga al piloto a modificar su forma de integrar los parámetros disponibles para garantizar el correcto pilotaje de su aeronave. Esto puede ser aún más delicado dado que, en una fase de vuelo que se ha vuelto crítica, la pérdida del sistema de visualización principal, muy frecuentemente, se asocia con una avería mayor de la aeronave y por lo tanto un estrés adicional para el piloto.

En un sistema de visualización de cabeza alta, la representación del vector de velocidad se determina a partir de la información proveniente de las sondas de incidencia y de derrape. El vector de velocidad se define particularmente por su dirección según tres ejes, un eje vertical y dos ejes horizontales. Estas sondas, en general, no están conectadas al instrumento de emergencia lo que impide la determinación del vector de velocidad por el instrumento de emergencia.

La invención pretende paliar todos o parte de los problemas citados anteriormente, proponiendo un instrumento de emergencia que permita al piloto conservar una presentación similar a la presentación de cabeza alta.

A tal efecto, la invención tiene por objeto un instrumento de emergencia para aeronaves que comprende medios para medir la presión estática, la presión total del flujo de aire que rodea la aeronave, medios de medida inercial, medios para calcular y mostrar la altitud, la velocidad y la actitud de la aeronave, **caracterizado porque** comprende además medios para calcular y mostrar un vector de velocidad de la aeronave, en lo concerniente a sus componentes vertical y lateral, en un marco de referencia vinculado a la aeronave a partir de los datos procedentes de los medios de medida de la presión estática, la presión total y de las medidas inerciales. El cálculo del vector de velocidad se efectúa sin utilizar ninguna medida aerodinámica de derrape ni de incidencia de la aeronave. Las sondas de medida de incidencia y de derrape se encuentran sobre la superficie de la aeronave y las utiliza el sistema primario de la aeronave. La invención permite calcular y mostrar el vector de velocidad de la aeronave incluso si las sondas de incidencia y/o derrape están averiadas o no disponibles.

Dicho de otra manera, el instrumento de emergencia comprende medios para determinar y mostrar un vector de velocidad de la aeronave únicamente con la ayuda de los medios generalmente presentes en un instrumento de emergencia, a saber, medios de medida de las presiones estática y total del flujo de aire que rodea la aeronave así como los medios de medida inercial.

La invención se entenderá mejor y aparecerán otras ventajas tras la lectura de la descripción detallada de un modo de realización que se proporciona a modo de ejemplo. Descripción que ilustra el dibujo adjunto en el que:

La figura 1 representa un ejemplo de presentación en una pantalla de un instrumento de emergencia de conformidad con la invención;

La figura 2 representa en forma de sinóptico los medios para determinar diferentes símbolos que se muestran sobre la pantalla representada en la figura 1.

Para mayor claridad, los mismos elementos se denominarán con las mismas referencias en las distintas figuras.

Un instrumento de emergencia que equipa el tablero de a bordo de una aeronave y comprende medios para calcular y mostrar información de vuelo a partir de los datos suministrados por los sensores que pertenecen principalmente al instrumento de emergencia.

El instrumento de emergencia comprende medios para medir la presión estática y la presión total del flujo de aire que rodea la aeronave. Los medios para medir la presión están conectados a tomas de presión, situadas sobre la superficie de la aeronave. El instrumento de emergencia no comprende ningún medio para medir la incidencia ni el derrape aerodinámicos. El instrumento de emergencia también comprende medios de medida inercial que permiten medir la aceleración de la aeronave según los tres ejes de la aeronave, longitudinal, lateral y vertical. La aceleración

longitudinal se denomina Ax, la aceleración lateral se denomina Ay y la aceleración vertical se denomina Az.

El instrumento de emergencia se utiliza, particularmente, en caso de avería de las pantallas de visualización primarias que equipan el tablero de a bordo de una aeronave. El instrumento de emergencia comprende medios de cálculo y una pantalla de cristal líquido, por ejemplo. De forma conocida, el instrumento muestra sobre su pantalla la altitud de la aeronave sobre la parte derecha de la pantalla, la velocidad de la aeronave sobre la parte izquierda de la pantalla, y la actitud de la aeronave en el centro de la pantalla. La actitud de la aeronave se simboliza con sus alas con respecto a una línea de horizonte móvil.

En un sistema de visualización de cabeza alta, el piloto de la aeronave dispone, como en los instrumentos de emergencia conocidos, información sobre la velocidad, altitud y actitud de la aeronave. Dispone además, de una presentación del vector de velocidad de la aeronave, vector que no se muestra sobre la pantalla de los instrumentos de emergencia conocidos. En un sistema de visualización de cabeza alta, el vector de velocidad se calcula particularmente a partir de la información recibida de las sondas de incidencia que se montan sobre la superficie de la aeronave. Estas sondas pertenecen al sistema primario de la aeronave y en general no se replican para el instrumento de emergencia. La invención permite al piloto encontrar la misma información que la presente en un sistema de cabeza alta, particularmente la presentación del vector de velocidad de la aeronave, a pesar de la ausencia de ciertos sensores, como por ejemplo, las sondas de incidencia.

La figura 1 representa un ejemplo de presentación en una pantalla 1 de un instrumento de emergencia de la información habitualmente presente en un sistema de cabeza alta. Sobre esta pantalla aparece una maqueta 10 que representa el eje de la aeronave y que se sitúa en el centro de la presentación. La maqueta 10 está inmóvil sobre la pantalla 1.

Un vector de velocidad 11 de la aeronave, llamado vector de velocidad con respecto al suelo, o "flight path" en la literatura anglosajona, se simboliza en forma de otra maqueta que puede evolucionar por la pantalla en función de la dirección del vector de velocidad 11 de la aeronave con respecto al suelo. La posición de la maqueta que representa el vector de velocidad 11, representa la dirección del vector de velocidad 11 en un plano perpendicular al eje longitudinal de la aeronave.

Ventajosamente, los medios para calcular el vector de velocidad 11 calculan el vector a partir de los datos procedentes de los medios de medida de la presión estática, de la presión total y de la medida inercial sin utilizar medidas aerodinámicas ni de derrape ni de incidencia de la aeronave. Más concretamente, a partir de la diferencia de medida entre la presión total Pt y la presión estática Ps se define el módulo CAS del vector de velocidad convencional de la aeronave, bien conocido en la literatura anglo-sajona con el nombre de "Conventionnel Air Speed". La presión total Pt y la presión estática Ps las proporcionan los sensores de presión conectados respectivamente a una toma de presión total y a una toma de presión estática, ambas se sitúan sobre la superficie de la aeronave. La velocidad con respecto al suelo TAS de la aeronave, bien conocida en la literatura anglo-sajona con el nombre de "True Air Speed", se obtiene a partir de la velocidad convencional CAS y de la temperatura estática del aire que rodea la aeronave. La temperatura estática necesaria para la estimación de la velocidad con respecto al suelo con relación al aire se puede estimar partiendo de la hipótesis de una atmósfera denominada estándar. Dicho de otra manera, se supone una evolución lineal de la temperatura estática en función de la altitud.

La medida de la presión estática Ps permite determinar una altitud barométrica, también llamada altitud de presión, a partir de estos distintos elementos se calcula una estimación de la velocidad con respecto al aire en la trayectoria. La velocidad con respecto al suelo TAS se obtiene entonces, mediante la proyección sobre el plano horizontal de la velocidad con respecto al aire previamente estimada.

Ventajosamente, los medios para calcular el vector de velocidad 11 calculan la dirección del vector de velocidad 11 a partir de los medios de medida inercial, en particular a partir de la determinación del alabeo y del cabeceo de la aeronave. Más concretamente, los medios de medida inercial comprenden, por ejemplo, acelerómetros que miden tres aceleraciones, Ax, Ay y Az en un marco de referencia vinculado a la aeronave, y girómetros que miden tres velocidades angulares Gx, Gy, y Gz de la aeronave alrededor de los tres ejes del marco de referencia vinculado a la aeronave.

Ventajosamente, la velocidad vertical Vz se determina mediante una doble estimación, por un lado la derivada de la altitud de presión y por otra parte la integración de la aceleración inercial Az disminuida por la aceleración de la gravedad. Ventajosamente esta doble estimación se realiza a través de una técnica clásica de medida denominada bucle baro-inercial.

Entonces podrá definirse una pendiente P de la aeronave mediante la relación:

$$P = \arcsin (V_z/TAS) \quad (1)$$

Convencionalmente, el vector de velocidad 11 se representa en la figura 1 mediante un símbolo ergonómico cuya posición sobre el plano de la figura 1 viene determinado, por un lado por la pendiente P, en lo que respecta a su posición en el plano vertical, y por otro lado por la aceleración lateral Ay, en lo que respecta a su posición en el plano horizontal. Ventajosamente, el instrumento de emergencia comprende medios para calcular y presentar un

vector de velocidad predictivo 12 de la aeronave. El vector de velocidad predictivo o tendencia 12 se calcula a partir de la evolución (o derivada) de la posición de la maqueta 11. La tendencia 12 indica en qué sentido evoluciona la trayectoria de la aeronave. La posición de la tendencia 12 sobre la pantalla 1 representa, por ejemplo, una posición futura, al cabo de cierto tiempo, del vector de velocidad 11. El instrumento de emergencia comprende también medios para calcular y presentar la energía potencial W de la aeronave a partir de la pendiente P de la aeronave y del vector de velocidad 11. Más concretamente, la energía potencia W se define mediante:

$$W = \text{sen}(P) + \frac{1}{g} \frac{d(\text{TAS})}{dt} \quad (2)$$

En esta fórmula, g representa la aceleración de la gravedad.

Un corchete 13 representa el valor de la energía potencial o pendiente total de la aeronave. Este valor corresponde a la pendiente que puede tomar la aeronave con el empuje actual manteniendo su velocidad. Cuando el corchete 13 está alineado con la maqueta que representa el vector de velocidad 11, la velocidad de la aeronave se considera constante.

Ventajosamente, el instrumento comprende medios para calcular y mostrar una línea de horizonte 14 que corresponde a la que habitualmente se muestra sobre un instrumento de emergencia y que se inclina en función del asiento de la aeronave. Para determinar el asiento de la aeronave, podrá por ejemplo remitirse a la solicitud de patente francesa FR 2614694 depositada a nombre de SFENA. La línea de horizonte 14 se muestra mediante un trazo que separa 2 semiplanos de colores eventualmente distintos a fin de diferenciarlos rápidamente. El cielo por ejemplo, se representa de color azul o gris y el suelo de marrón o negro. Además, se puede presentar un arco de círculo, no representado en la figura 1, en el centro de la línea de horizonte 14, situado del lado del cielo, y que permite identificar rápidamente si la aeronave está en posición ventral o dorsal. La línea de horizonte 14 indica el asiento del avión por su diferencia con respecto a la maqueta 10. La diferencia entre la línea de horizonte 14 y el vector de velocidad 11 está vinculada a la incidencia y el derrape de la aeronave.

El instrumento de emergencia comprende ventajosamente medios para calcular y mostrar un valor límite de incidencia. Más concretamente, se muestra sobre la pantalla 1 un corchete de incidencia límite 15 que permite al piloto conocer la incidencia máxima que la aeronave no puede sobrepasar sin riesgo de perder sustentación. El valor de esta incidencia máxima puede ser un valor fijo o una función de la velocidad convencional de la aeronave.

La línea de horizonte 14 se gradúa con el rumbo. En la figura 1, se aparecen dos valores de graduación: 35 para un rumbo de 350° y N para el Norte. El rumbo que sigue la aeronave se muestra en forma de señal 16 capaz de desplazarse a lo largo de la línea de horizonte 14.

Ventajosamente, el instrumento de emergencia comprende medios para calcular y presentar una caja de aproximación 17 que representa una trayectoria de aproximación deseable en la fase de aterrizaje de la aeronave. Esta trayectoria se define, por ejemplo, con la ayuda de un sistema de ayuda al aterrizaje, bien conocido en la literatura anglo-sajona con el nombre de ILS de «Instrument Landing System». La caja de aproximación 17 informa también al piloto sobre las tolerancias angulares reglamentarias en vertical y en horizontal alrededor de la trayectoria deseable. En una fase de aproximación, el piloto debe hacer entrar la maqueta que representa el vector de velocidad 11 en la caja de aproximación 17 a fin de colocar la aeronave en la trayectoria correcta de aproximación. Mientras la maqueta está fuera de la caja de aproximación, el contorno de la caja de aproximación 17 se dibuja con trazos punteados y una vez que la maqueta se posiciona dentro de la caja 17, el punteado se transforma en un trazo continuo.

La información necesaria para la presentación de la señal 16 del rumbo y de la caja de aproximación 17, la recibe el instrumento de emergencia de los sistemas primarios de la aeronave a través de las entradas, generalmente digitales, del instrumento de emergencia.

En la parte derecha de la pantalla 1 se muestra una primera escala graduada 18, que representa la altitud de la aeronave, y en la parte izquierda de la pantalla 1, se muestra una segunda escala graduada 19, que representa la velocidad de la aeronave. La velocidad de la aeronave, que se muestra sobre la escala 19, representa el módulo del vector de velocidad con respecto al aire, mientras que el vector de velocidad 11 representado por su maqueta, representa la dirección o trayectoria de la aeronave con respecto al suelo.

Ventajosamente, el instrumento de emergencia comprende medios para determinar el alabeo y el derrape de la aeronave. Estos dos datos se muestran en la parte superior de la pantalla 1 en un marco de referencia 35, graduado angularmente, por ejemplo cada 5°. Una primera señal, en forma de triángulo 36, permite mostrar el alabeo de la aeronave. El alabeo se determina por la integración de la velocidad angular Gx de la aeronave alrededor de su eje longitudinal. Una segunda señal en forma de paralelogramo 37 permite presentar el derrape

de la aeronave determinado a partir de la aceleración lateral  $A_y$  de la aeronave. El derrape se muestra en forma de desfase entre el paralelogramo 37 y el triángulo 36.

La figura 2 representa, en forma de cuadro sinóptico, los diferentes medios para determinar los diferentes símbolos que se muestran sobre la pantalla 1. En un cuadro 21 se han colocado los medios de medida inercial así como los medios de medida de la presión estática  $P_s$  y de la presión total  $P_t$  del flujo de aire que rodea la aeronave. Los medios de medida inercial, mediante un cálculo de inercia, realizado en el cuadro 22, permiten determinar en el cuadro 23 la actitud de la aeronave, a fin de mostrar la línea de horizonte 14. Además, los medios de medida de la presión permiten al cuadro 24 definir, en particular, la velocidad convencional CAS y la estimación de la velocidad con respecto al suelo TAS de la aeronave. La determinación del vector de velocidad 11 se realiza en el cuadro 25 utilizando los datos sobre la actitud y los datos anemo-barométricos calculados en el cuadro 24. La tendencia 12 se define por derivación, en el cuadro 26 de la evolución del vector de velocidad 11.

La pendiente  $P$  calculada en el cuadro 26 así como el valor TAS estimado en el cuadro 24 permiten calcular la energía potencial  $W$  en el cuadro 27. Una tabla 28 de incidencia limitada asociada al módulo del vector de velocidad 11 permite definir el corchete de incidencia límite 15.

Ventajosamente, el instrumento de emergencia comprende medios para calcular y mostrar una caja de aproximación 17 que define una marca guía de la trayectoria de la aeronave durante el aterrizaje. Más concretamente, una entrada del instrumento de emergencia que recibe información sobre el rumbo que sigue la aeronave se representa en el cuadro 29, lo que permite definir la presentación de la señal 16 de rumbo. Otra entrada procedente del ILS y que se representa con el cuadro 30 permite definir la caja de aproximación 17. El ILS es un sistema radio que proporciona información sobre el eje de una pista en la que la nave puede aterrizar. El centro de esta caja de aproximación 17 lo proporciona directamente la información proveniente del ILS. Esta información es bien conocida en la literatura anglo-sajona con el nombre de GLIDE, para una posición angular vertical, y LOC, para una posición angular horizontal. El tamaño de la caja es constante, debido a la representación angular y viene definida por la ergonomía de la pantalla 1.

## REIVINDICACIONES

1. Instrumento de emergencia para aeronave que comprende medios para medir la presión estática (Ps), la presión total (Pt) de un flujo de aire que rodea la aeronave, medios de medida inercial, medios para calcular y mostrar la altitud (18), velocidad (19) y altitud (14) de la aeronave, **caracterizado porque** además comprende medios para calcular y mostrar un vector de velocidad (11) de la aeronave, en lo que respecta a sus componentes vertical y lateral en un marco de referencia vinculado a la aeronave, a partir de los datos procedentes de los medios de medida de la presión estática (Ps), de la presión total (Pt) y de la medida inercial.
2. Instrumento de emergencia según la reivindicación 1, **caracterizado porque** los medios para calcular el vector de velocidad (11) calculan dicho vector sin utilizar ninguna medida de derrape y de incidencia aerodinámica de la aeronave.
3. Instrumento de emergencia según una de las reivindicaciones anteriores, **caracterizado porque** los medios para calcular el vector de velocidad (11) calculan un módulo del vector de velocidad con respecto al aire de la aeronave a partir de la diferencia de medida entre la presión total Pt y la presión estática Ps, corrigen el módulo del vector de velocidad con respecto al aire en función de la altitud de la aeronave, que se determina mediante la medida de la presión estática (Ps) y una medida de la temperatura del aire que rodea la aeronave para obtener el módulo del vector de velocidad con respecto al suelo (TAS).
4. Instrumento de emergencia según una de las reivindicaciones anteriores, **caracterizado porque** los medios para calcular el vector de velocidad (11) calculan la dirección del vector de velocidad (11) de la aeronave con ayuda de medios de medida inercial.
5. Instrumento de emergencia según una de las reivindicaciones anteriores, **caracterizado porque** comprende medios para calcular y mostrar un vector de velocidad predictivo (12) de la aeronave.
6. Instrumento de emergencia de acuerdo con una de las reivindicaciones anteriores, **caracterizado porque** comprende medios para calcular y mostrar la energía potencial (13) de la aeronave a partir de la pendiente (P) de la aeronave y del vector de velocidad (11).
7. Instrumento de emergencia según una de las reivindicaciones anteriores, **caracterizado porque** comprende medios para calcular y mostrar un valor límite de incidencia (15).
8. Instrumento de emergencia según una de las reivindicaciones anteriores, **caracterizado porque** comprende medios para calcular y mostrar una línea de horizonte (14) inclinada en función del asiento de la aeronave en la que el rumbo (16) que sigue la aeronave se muestra sobre la línea de horizonte (14).
9. Instrumento de emergencia según una de las reivindicaciones anteriores, **caracterizado porque** comprende medios para calcular y mostrar una caja de aproximación (17) que define una margca guía de la trayectoria de la aeronave durante un aterrizaje.

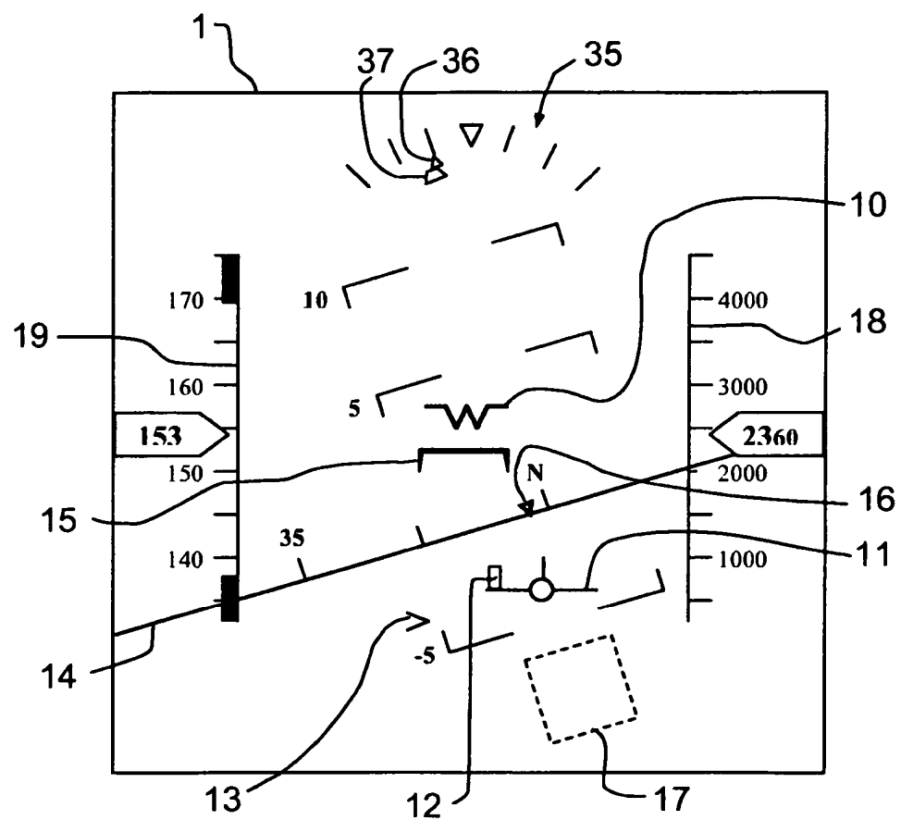


FIG.1

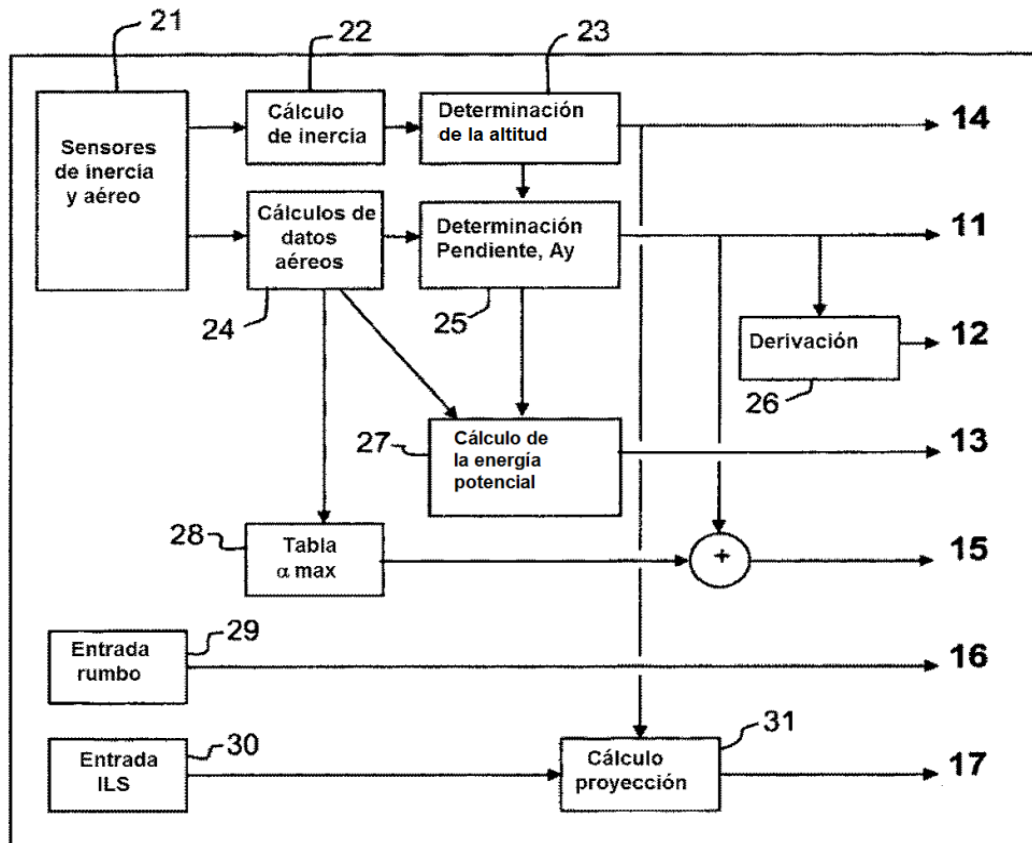


FIG.2