

19



OFICINA ESPAÑOLA DE  
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 378 787**

51 Int. Cl.:  
**G08G 5/00** (2006.01)  
**G05D 1/10** (2006.01)  
**G08G 5/04** (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Número de solicitud europea: **08168257 .7**  
96 Fecha de presentación: **04.11.2008**  
97 Número de publicación de la solicitud: **2182419**  
97 Fecha de publicación de la solicitud: **05.05.2010**

54 Título: **Generador de maniobras de evitación para una aeronave**

45 Fecha de publicación de la mención BOPI:  
**17.04.2012**

45 Fecha de la publicación del folleto de la patente:  
**17.04.2012**

73 Titular/es:  
**SAAB AB**  
**581 88 Linköping, SE**

72 Inventor/es:  
**Petrini, Erik**

74 Agente/Representante:  
**Carpintero López, Mario**

ES 2 378 787 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

Generador de maniobras de evitación para una aeronave

**Campo técnico**

5 La presente invención se refiere a los sistemas de evitación de colisiones para el control de las maniobras de una aeronave para evitar una colisión con un objeto que pueda colisionar con la aeronave si se mantiene el curso, la altitud y la velocidad actuales. En particular, se refiere a sistemas de evitación de colisiones para vehículos aéreos que tienen una maniobrabilidad limitada. Incluso más en particular, se refiere a sistemas de este tipo para Vehículos Aéreos No Tripulados (UAV), y Vehículos Aéreos Autónomos (AAV) que pueden tomar decisiones por sí mismos sin consultar a un piloto en el terreno, siendo controlados por un control remoto limitado o sin ningún control remoto.

10 **Antecedentes**

15 Las aeronaves de baja maniobrabilidad tales como los UAV, pueden ser controlados remotamente o volar de forma autónoma en base a planes de vuelo preprogramados o teniendo sistemas automáticos dinámicos más complejos. Los UAV se utilizan actualmente en una serie de funciones militares, incluyendo el reconocimiento y ataque. También se utilizan en un número pequeño pero creciente de aplicaciones civiles, tales como la lucha contra incendios en las que un observador humano estaría en riesgo, la observación por la policía de disturbios civiles y escenas de crimen, y el soporte de reconocimiento en los desastres naturales. Los UAV con frecuencia son preferidos para las misiones que son demasiado "aburridas, sucias o peligrosas" para los aviones tripulados.

20 Hay un deseo general y un requisito de que los UAV, en particular los UAV civiles, funcionen de manera segura y no colisionen con otros UAV u otras aeronaves u objetos. Por lo tanto, es un objeto de la presente invención proporcionar un sistema para evitar que los UAV colisionen con otro objeto.

Para que un sistema de detección y de evitación de amenazas de colisión (sistema detección y evitación) lleve a cabo efectivamente la porción de evitar, una aeronave involucrada en algún punto tiene que hacer una maniobra de evitación con el fin de salir rápidamente de la trayectoria que tiene un riesgo de colisión alto detectado y / o calculado.

25 En un caso en el que el sistema utiliza una maniobra de último instante, es decir, una maniobra que no se realiza hasta el muy último instante para evitar la colisión, tal maniobra debe utilizar la máxima capacidad de maniobra segura disponible a la aeronave. Para aeronaves de alto rendimiento, hay generalmente suficiente rendimiento de maniobras disponible para obtener una curvatura suficiente de la trayectoria por medio de la denominado maniobra de balanceo y tirón, con el fin de salir rápidamente de la trayectoria que tiene el riesgo de colisión calculado y / o detectado

30 Sin embargo, para los UAV contemporáneos, el rendimiento de las maniobras es en general muy pobre. De hecho, las capacidades son comúnmente más pobres que las que serían aceptables en una aeronave tripulada.

También para otras aeronaves de rendimiento bajo o medio, tripuladas o no, el rendimiento de las maniobras es pobre.

35 Una de las funciones de un sistema de detección y evitación es seleccionar una maniobra adecuada para ser ejecutada en el caso de una colisión potencial. Tal función puede ser realizada por un generador de maniobras. Para algunos tipos existentes de sistemas, la selección de maniobras es limitada, por ejemplo usar solamente ascenso o descenso puros, pero típicamente un sistema de detección y evitación de alto rendimiento debe poder seleccionar una multitud de maniobras.

40 Para una aeronave de alta maniobrabilidad, un generador de maniobras puede seleccionar la maniobra de balanceo y tirón, puesto que esta maniobra cumplirá adecuadamente los requisitos anteriores. Sin embargo, para una aeronave de maniobrabilidad baja, el generador de maniobras debe operar de alguna otra manera.

45 El documento US 2007/0210953 desvela un sistema de detección y evitación de colisión de aeronaves y el procedimiento para los UAV. El sistema comprende, entre otras cosas un detector de imágenes conectado a una unidad de detección de objetivos, que está conectada, además, a una unidad de evaluación de amenazas para la evaluación de la amenaza de un objetivo detectado en la imagen proporcionada por la unidad de detección de objetivos. Una unidad de maniobras de evitación conectada a la unidad de evaluación de amenazas proporciona una maniobra de control de vuelo y de guiado para evitar cualquier amenaza de colisión identificada.

50 El documento US 6.510.388 desvela un sistema y un procedimiento para evitar la colisión entre vehículos, en el que se calcula una trayectoria de maniobra de evitación posible para el vehículo respectivo y se compara con las trayectorias de maniobra de evitación calculadas para los otros vehículos para controlar si la trayectoria de la maniobra de evitación del vehículo en cada momento durante su lapso calculado está situada a una distancia mínima predeterminada o estipulada de las trayectorias de maniobras de evitación de los otros vehículos. Además, se describe un

procedimiento para obtener las direcciones de las maniobras de evitación adecuadas de dos aeronaves, cada una de ellas provista del sistema, y habiendo un enlace de comunicaciones entre ellas.

5 El documento FR 2 876 483 desvela un procedimiento y sistema de evitación para aeronaves. El sistema de evitación incluye un sistema de evitación de colisiones que es capaz de detectar un riesgo de colisión con al menos una aeronave intrusa y un medio de información y cálculo de evitación y determinación y alarma para determinar automáticamente cuando emitir la alarma.

El documento EP 0609162A2 desvela un aparato de evitación de colisiones con obstáculos en el aire, que incluye un detector de objetos para detectar objetos dentro de un campo de visión de la aeronave y un sistema de navegación de la aeronave para navegar la aeronave a través del espacio.

10 El documento US 6 168 117 B1 desvela un sistema de control de vuelo que incluye un dispositivo de control de la aceleración vertical para calcular un comando de ángulo de dirección del eje de cabeceo para hacer que la diferencia entre una aceleración vertical de una aeronave y una aceleración de giro de objetivo sea cero, y transmitirlo como una variable a un dispositivo de control del eje de cabeceo, un dispositivo de ángulo de inclinación lateral de referencia para calcular el ángulo de inclinación lateral de referencia a partir de la aceleración de giro del objetivo, un  
15 dispositivo de control de altitud para calcular la cantidad de corrección del ángulo de inclinación lateral a partir de una diferencia entre la altitud de la aeronave y la altitud del objetivo, y un dispositivo de control del eje de balanceo para calcular un comando de ángulo de dirección del eje de balanceo

**Sumario de la invención**

20 De acuerdo con un primer aspecto, se proporciona un procedimiento para determinar automáticamente una maniobra de evitación en un sistema automático de evitación de colisiones de una aeronave, comprendiendo el procedimiento los pasos siguientes:

- determinar una envolvente de la aceleración cinemática máxima para un número de ángulos de maniobras de evitación determinando el número correspondiente de las aceleraciones cinemáticas correspondientes en un plano de la aceleración cinemática, definiendo de esta manera un número de puntos, e interpolando  
25 las separaciones entre los puntos, creando de esta manera la envolvente de la aceleración cinemática máxima;
- formar una envolvente de la aceleración cinemática ajustada en el citado plano formando una nueva envolvente, en cada punto estando la nueva envolvente más próxima o a la misma distancia desde el origen que los puntos de la envolvente de la aceleración cinemática máxima, de tal manera que para un ángulo de  
30 maniobra de evitación dado, existe un valor de la aceleración cinemática;
- recibir un ángulo de maniobra de evitación deseado;
- determinar la magnitud de la aceleración cinemática correspondiente a la envolvente de la aceleración cinemática ajustada para el ángulo de maniobra de evitación, mediante la lectura de la curva envolvente ajustada;
- 35 – determinar la carga normal ( $n_z$ ), y el ángulo de inclinación lateral ( $\Phi$ ) en base a la aceleración cinemática ( $a$ ), y al ángulo de maniobra de evitación ( $\epsilon$ );

La envolvente de la aceleración cinemática máxima puede ser aproximada por una expresión analítica.

La envolvente de la aceleración cinemática ajustada puede ser aproximada por una expresión analítica y en la que la aceleración cinemática ( $a$ ) es calculada usando la citada expresión analítica.

40 La carga normal se puede determinar como una expresión de raíz cuadrada.

El ángulo de inclinación lateral se puede determinar como una función arco seno de una expresión.

La carga normal ( $n_z$ ) se puede determinar como

$$n_z = \sqrt{a^2 + 2ag \cos \epsilon \cos \theta + g^2 \cos^2 \theta}$$

El ángulo de inclinación se puede determinar como

$$\Phi = \arcsen \left( \frac{a \operatorname{sen} \epsilon}{n_z} \right)$$

45

De acuerdo con un segundo aspecto, se proporciona un procedimiento capaz de realizar automáticamente una maniobra de evitación de colisiones para seleccionar los dos parámetros de la maniobra de evitación de colisiones, la carga normal, y el ángulo de inclinación lateral, comprendiendo el procedimiento los pasos siguientes:

- 5           – recibir de un ángulo de maniobra de evitación deseado  $\varepsilon$  como un ángulo en un plano de aceleración cinemática
- calcular un primer punto de transición como el ángulo de maniobra de evitación absoluto por encima del cual sería lo más eficiente que la aeronave realizase una maniobra con un ángulo de inclinación lateral máximo y utilizar una cierta carga normal para alcanzar el ángulo de maniobra de evitación deseado, para lograr una maniobra de evitación con tanta curvatura como fuese posible, dadas las limitaciones de la aeronave en cuestión, con el fin de salir rápidamente de una trayectoria que tiene un gran riesgo de colisión.
- 10           – calcular un segundo punto de transición como el ángulo de maniobra de evitación absoluto por encima del cual sería más eficiente que la aeronave realizase una maniobra con la carga normal mínima y utilizar un cierto ángulo de inclinación lateral para alcanzar el ángulo de maniobra de evitación deseado, para lograr una maniobra de evitación con tanta curvatura como fuese posible, dadas las limitaciones de la aeronave en cuestión, con el fin de salir rápidamente de una trayectoria que tiene un gran riesgo de colisión.;
- 15           – comparar el valor absoluto del ángulo de maniobra de evitación deseado  $\varepsilon$  con los valores del primero punto de transición  $\alpha_{t1}$  y del segundo punto de transición  $\varepsilon_{t2}$
- actuar de acuerdo con uno de los siguientes casos

20    Caso 1: Si el valor absoluto del ángulo de maniobra de evitación deseado es mayor que cero pero menor que el valor del primer punto de transición, entonces se establecen los parámetros sugeridos para una maniobra de evitación como sigue:

- la carga normal se establece en la carga normal máxima;
- el ángulo de inclinación lateral se establece en un valor que produciría el ángulo de maniobra de evitación deseado cuando se ejecuta junto con la carga normales sugerida;

25    Caso 2: Si el valor absoluto del ángulo de maniobra de evitación deseado  $\varepsilon$  es mayor que el valor del primer punto de transición pero menor que el valor del segundo punto de transición, entonces los parámetros sugeridos para una maniobra de evitación se establecen como sigue:

- la carga normal se establece en un valor que produciría el ángulo de maniobra de evitación deseado cuando se ejecuta junto con el ángulo de inclinación lateral sugerido;
- 30           – el ángulo de inclinación lateral se establece en el ángulo de inclinación lateral máximo permitido;

Caso 3: Si el valor absoluto del ángulo de maniobra de evitación deseado es mayor que el valor del segundo punto de transición entonces los parámetros sugeridos para una maniobra de evitación de colisiones se establecen como sigue:

- la carga normal se establece en la carga normal mínima.
- 35           – el ángulo de inclinación lateral se establece en un valor que produciría el ángulo de maniobra de evitación deseado cuando se ejecuta junto con la carga normal sugerida.

Además, se proporciona un sistema de detección y de evitación para un vehículo aéreo no tripulado, que comprende un generador de parámetros de maniobras de evitación que realiza los pasos del primer aspecto anterior.

40    Aún más, se proporciona un sistema de detección y de evitación para un vehículo aéreo tripulado que comprende un generador de parámetros de maniobras de evitación que realiza los pasos del primer aspecto anterior.

Finalmente, se proporciona un generador de parámetros de maniobras de evitación que realiza los pasos del primer aspecto anterior.

De acuerdo con un aspecto final, se proporciona un sistema de detección y de evitación y un generador de parámetros de maniobras de evitación que realiza los pasos del segundo aspecto anterior.

45    **Breve descripción de los dibujos**

Las realizaciones preferidas de la invención se describen a continuación con la ayuda de los dibujos que se acompañan, en los cuales

La figura 1a es un diagrama que define un sistema de coordenadas y un plano de la aceleración cinemática, definiéndose en dicho plano un ángulo de maniobra de evitación deseado.

La figura 1b es una representación gráfica de una cascada de ángulos de maniobras de evitación en el plano de aceleración cinemática de la figura 1a.

5 La figura 2 es un diagrama de bloques de un sistema de evitación de colisiones.

La figura 3 es un diagrama de flujo de un procedimiento utilizable para la selección de una maniobra de evitación.

La figura 4 es un generador de parámetros de maniobras con entrada y salidas

La figura 5 muestra una envolvente de vectores de aceleración cinemática máxima y ajustada.

10 Las figuras 6, 7 y 8 muestran tres casos de un diagrama de aceleración cinemática en las que un área está delimitada entre dos envolventes de la aceleración cinemática

**Descripción detallada**

15 El propósito de la invención es proporcionar un procedimiento y un sistema para seleccionar una maniobra de evitación de colisiones eficaz para una aeronave, pudiendo ser la citada aeronave un vehículo con potencia de propulsión limitada y maniobrabilidad limitada (limitada, por ejemplo, en cuanto a la magnitud de los ángulos de balanceo), lo cual, a su vez, hace que la selección de la maniobra de evitación sea más difícil. Por lo tanto, un propósito más particular de la presente invención es proporcionar un generador de parámetros de maniobras de evitación para un UAV con una potencia propulsora fuertemente limitada y una maniobrabilidad limitada.

Para maximizar el rendimiento del sistema de detección y de evitación, el inventor ha caído en la cuenta de que las maniobras seleccionadas deben poseer las siguientes cualidades:

- 20
- utilización máxima o cercana a la máxima de las capacidades de maniobras físicas seguras.
  - cubrir toda el rango de direcciones de maniobras posibles, es decir, todas las direcciones de "balanceo".
  - tener un cambio gradual en la eficacia entre las direcciones de maniobras adyacentes, para crear las condiciones favorables para la rutina de optimización de una maniobra para funcionar sin problemas.

25 Con la expresión "aeronave de maniobrabilidad baja", con el propósito de la presente solicitud se pretende significar una aeronave que tiene un ángulo de balanceo limitado, es decir, una aeronave que no pueda realizar un balanceo de 360 grados, pero que, por el contrario, puede realizar un balanceo de menos de 180 grados a la derecha y de menos de 180 grados a la izquierda. A esta categoría pertenecen la mayoría de las aeronaves UAV, así como también la mayoría de las aeronaves de pasajeros.

**Terminología y definiciones**

30 En lo que sigue, con los propósitos de la presente solicitud, las frases "maniobra de evitación de colisiones", "maniobra de evitación", "maniobra evasiva" y "maniobra de escape" se utilizan como sinónimos. Así lo son sus correspondientes derivados. Las frases "envolvente del vector de aceleración cinemática máxima", "envolvente de la aceleración cinemática máxima", y "envolvente máxima" se utilizan como sinónimos.

Los siguientes símbolos se utilizan para indicar ciertos parámetros.

Símbolo	Parámetro
E (epsilon)	Ángulo de Maniobra de Evitación (AMA) - $-\pi \leq \epsilon \leq \pi$ , es decir $-180^\circ \leq \epsilon \leq 180^\circ$
$\epsilon_{11}$	Ángulo de Maniobra de Evitación en el primer punto de transición
$\epsilon_{12}$	Ángulo de Maniobra de Evitación en el segundo punto de transición
$ \epsilon $	Valor absoluto del Ángulo de Maniobra de Evitación
$\Phi(fi)$	Ángulo de inclinación lateral
$\Phi_{max}$	Ángulo de inclinación lateral máximo permitido

Símbolo	Parámetro
$\theta$ (teta)	Ángulo de cabeceo (ángulo entre el eje longitudinal de la aeronave y la proyección del citado eje sobre el plano del suelo)
$a$	Carga
$g$	Magnitud de la aceleración de la gravedad de la tierra
$n_z$	Carga normal (coordenadas fijadas de la aeronave)
$n_{z, \min}$	Carga normal mínima
$n_{z, \max}$	Carga normal máxima

Se hace notar que los términos limitativos (máximo (a), mínimo (a)), se refieren a los mismos para la aeronave en particular. La invención funcionará para cualquier aeronave, siempre que los parámetros máximos y mínimos correctos se utilicen en los cálculos.

5 Con referencia a continuación a la figura 1 y con el propósito de describir una maniobra de evitación deseada, se define un plano de aceleración cinemática, pudiendo ser utilizada la expresión más corta "plano de aceleración" en lo que sigue. El plano de aceleración permite representar gráficamente la capacidad de maniobrabilidad de la (aero) nave con el propósito de la maniobrabilidad de evitación. En esta representación, también se ignoran implícitamente la capacidad de maniobrabilidad por la reducción o el incremento de empuje hacia adelante, lo que simplifica por lo tanto la tarea de crear algoritmos de maniobrabilidad. El plano de aceleración se define como sigue, véase también la figura 1a:

10 El plano de aceleración normal (eje Z) es a lo largo del vector de velocidad actual de la aeronave. (Es decir, en el papel de la figura 1a.)

15 El plano de aceleración del eje Y es paralelo al plano de la tierra local, y de tal manera que el eje X del plano de la aceleración apuntará alejándose de la tierra cuando sigue la regla de la mano derecha. Para una aeronave que sigue un rumbo recto hacia arriba o hacia abajo, el eje Y se elige paralelo al eje Y del cuerpo para evitar un estado indefinido.

20 En un diagrama del plano de aceleración, el estado de continuar la trayectoria actual se encuentra en el origen del plano de aceleración. El cabeceo de la aeronave hacia arriba se representa en el eje X, utilizando una unidad de aceleración para la magnitud (por ejemplo  $m/s^2$  o  $g:s$ ). Hacer un giro coordinado a la derecha se representa en el eje Y. Las combinaciones de giro y cabeceo / descender pueden ser representadas en el gráfico del plano de la aceleración.

25 En el plano de la aceleración, también se define un Ángulo de Maniobra de Evitación (AMA), indicado por la letra griega  $\epsilon$  (epsilon) como el ángulo con respecto al eje Z, contado en el sentido de las agujas del reloj desde el eje X, con el que se desea considerar una maniobra de evitación. El Ángulo de Maniobra de Evitación se proporciona desde otra unidad del sistema de detección y de evitación al generador de maniobras. Una unidad de este tipo puede funcionar adecuadamente como se desvela en el documento US 6.510.388 con o sin las modificaciones que siguen:

En el documento se desvela cómo obtener direcciones de maniobra de evitación adecuadas para dos aeronaves, cada una de ellas provista del sistema, y con un enlace de comunicaciones entre ellas. Esto se puede hacer mediante la minimización de la función

30 
$$f = \text{sum} (1 / (||C_i - C_j||)) \text{ en } i \text{ y } j, i \neq j$$

35 en la que  $C_i$  es el punto de culminación (también, el punto más cercano de aproximación) de la trayectoria de maniobra de evitación  $Tr_i$  para el vehículo "i" con respecto a la trayectoria de maniobra (de evitación)  $Tr_j$  del vehículo j. La función f es, por consiguiente, la suma de la distancia invertida entre los puntos de culminación  $C_i, C_j$  de las trayectorias de maniobra de evitación  $Tr_i, Tr_j$  de todos los vehículos. En el caso de una operación no-cooperativa, en la que la selección de maniobras de las otras aeronaves no es conocida, la  $Tr$  de la otra aeronave se ha seleccionado como una línea recta en el espacio a lo largo del tiempo. El vehículo también puede ser un objeto fijo o de movimiento lento, tal como un globo estacionario, parapente, globo en movimiento, paracaidista, helicóptero o similar. Para un objeto estacionario,  $Tr$  es un punto en el espacio con respecto al tiempo.

40 Un conjunto que incluye direcciones de maniobras de evitación  $D_i$  para cada aeronave participante se calcula entonces, para lo cual la función f resultante es mínima. Debido a las limitaciones de cálculo puede ser requerido y suficiente asumir un número finito de variaciones de  $D_i$  para cada aeronave y elegir a la respectiva  $D_i$  para la cual f es

minimizada. En el caso de no cooperación sólo se calcula la propia  $D_i$  ya que se supone que todos los otros objetos que se encuentran en una trayectoria recta.

El sistema puede ser ampliado fácilmente en el caso de no cooperación para utilizar otras trayectorias distintas de las rectas siempre que esta información se pueda obtener de algún detector o de otra fuente de información.

5 **Maniobras posibles**

Considerando una aeronave que está limitada por un ángulo de inclinación lateral máximo y una carga normal máxima y una mínima, hay tres maniobras límite que se pueden realizar. (En este contexto una maniobra límite es una maniobra que lleva la aeronave a uno o más de sus límites)

- una maniobra con carga normal máxima, con un ángulo de inclinación lateral variado.
- 10 - una maniobra en el ángulo de inclinación lateral máximo, con una carga normal variada.
- una maniobra con una carga normal mínima, con un ángulo de inclinación variado.

La combinación de estas tres maniobras límite permite una revolución completa para obtener los Ángulo de Maniobra de Evitación  $\epsilon$  por el procedimiento que se describe más abajo.

15 Se supone que la carga normal mínima es mayor que 0 y que el ángulo de inclinación lateral máximo es inferior a 90 grados.

**A) Cómo determinar el tipo de maniobras para su uso.**

La Figura 1b muestra una representación gráfica de una cascada de Ángulos de Maniobra de Evitación (AMA)  $\epsilon$  en el plano de aceleración cinemática y que son posibles para una maniobra a la derecha,  $0 \leq \epsilon < 180$  grados. Una figura correspondiente se pueden obtener para las maniobras a la izquierda,  $0 > \epsilon > -180$ . Sin embargo, con fines descriptivos, sólo se estudiará el caso de la mano derecha. Se supone que un Ángulo de Maniobra de Evitación  $\epsilon$  deseado ya está determinado, por ejemplo, como ha sido descrito más arriba por el documento US 6.510.388. De acuerdo con la invención, para un Ángulo de Maniobra de Evitación  $\epsilon$  cero, una maniobra de carga normal máxima será seleccionada con ángulo de inclinación lateral cero. Para un Ángulo de Maniobra de Evitación  $\epsilon$  bajo, mayor que cero, una maniobra de carga normal máxima será seleccionada, con un ángulo de inclinación lateral que proporciona el deseado AMA  $\epsilon$ . Para los ángulos AMA  $\epsilon$ , mayores, cuando el ángulo se incrementa, habrá un primer punto de transición situado donde se alcanza el ángulo de inclinación lateral máximo y la carga normal seleccionada por el sistema realizará la transición de ser máxima a ser no máxima pero reducida, más para mayores AMA. Cuando el AMA se incrementa aún más, se encuentra otro punto de transición, en cuyo punto la carga normal se encontrará en su mínimo, y el ángulo de inclinación lateral seleccionado variará volviendo a cero.

30 Los puntos de transición están dados por:

$$\epsilon_{t1} = \arctan_2(n_{z,max} \text{ sen } \Phi_{max}, n_{z,max} \text{ cos } \Phi_{max} - g \text{ cos } \theta)$$

$$\epsilon_{t2} = \arctan_2(n_{z,min} \text{ sen } \Phi_{max}, n_{z,min} \text{ cos } \Phi_{max} - g \text{ cos } \theta)$$

35 Se debe entender de las fórmulas que un punto de transición está expresado como un ángulo. El primer punto de transición  $\epsilon_{t1}$  es el punto (ángulo) correspondiente a un caso en el que se adoptan el ángulo de inclinación lateral máximo y la carga normal máxima bajo el ángulo de cabeceo actual (y la velocidad). El ángulo  $\epsilon_{t1}$  se puede determinar como el arco tangente dos (atan2), en el que los dos argumentos de entrada a la función atan2 son los siguientes:

- argumento 1: un término expresado como carga normal máxima  $n_{z,max}$  multiplicado por el seno del ángulo de inclinación lateral máximo  $\Phi_{max}$
- 40 - argumento 2: un término expresado como la diferencia entre la carga normal máxima  $a_{z,max}$  multiplicada por el coseno del ángulo de inclinación lateral máximo  $\Phi_{max}$  y el valor de la gravedad de la tierra multiplicado por el coseno del ángulo de cabeceo actual  $\theta$

45 El segundo punto de transición  $\epsilon_{t2}$  es el ángulo que corresponde a una carga normal mínima y a un ángulo de inclinación lateral máximo. El ángulo de  $\epsilon_{t2}$  puede ser determinado como el arco tangente dos (atan2), en el que los dos argumentos de entrada a la función atan2 son los siguientes:

- argumento 1: un término expresado como la carga normal mínima  $n_{z,min}$  multiplicada por el seno del ángulo de inclinación lateral máximo  $\Phi_{max}$

- argumento 2: un término expresado como la diferencia entre el producto de la carga normal mínima,  $n_{z \min}$  multiplicado por el coseno del ángulo de inclinación lateral máximo  $\Phi_{\max}$ , y el producto del valor de la gravedad de la tierra multiplicado por el coseno del ángulo de cabeceo actual  $\theta$

$|\epsilon| \leq \epsilon_{r1}$ , maniobra usando carga normal máxima, variando el ángulo de inclinación lateral.

5  $\epsilon_{r1} < |\epsilon| \leq \epsilon_{r2}$ , maniobra usando ángulo de inclinación lateral máximo, variando la carga normal

$\epsilon_{r2} < |\epsilon|$  maniobra usando carga normal mínima, variando el ángulo de inclinación lateral.

**B) Encontrar la magnitud del parámetro a variar**

10 Para cada ángulo de maniobra de evitación  $\epsilon$  hay implícitamente una aceleración cinemática máxima a que se puede obtener, dados el ángulo de inclinación lateral máximo limitante, carga normal mínima y la carga normal máxima. La aceleración cinemática  $a$  correspondiente a un ángulo de maniobra de evitación particular  $\epsilon$ , puede ser determinada por un cálculo en el que se tiene en cuenta las características del modelo de la aeronave en cuestión, o por una simulación adecuada, o por una combinación de los mismos.

15 Cuando la aceleración cinemática es determinada para cada uno, o para un número representativo de los ángulos de maniobras de evitación, una envolvente de aceleración cinética máxima se puede dibujar en el plano de aceleración cinemática utilizando un ángulo de maniobras de evitación y la aceleración cinemática, respectivamente, como coordenadas polares de los puntos de la citada envolvente. La separación entre los puntos puede ser interpolada.

20 Cuando se maniobra de acuerdo con el procedimiento que se ha descrito más arriba con la carga normal máxima, ángulo de inclinación lateral máximo o carga normal mínima, el ángulo de inclinación lateral y la carga normal pueden ser obtenidos en forma cerrada sin calcular explícitamente la aceleración cinemática resultante. La manera de calcular estos parámetros sigue a continuación.

En el caso de carga normal máxima:

$$|\epsilon| \leq \epsilon_{r1}$$

$$\phi = \epsilon - \arcsen(g \cos\theta \sen \epsilon / n_z) \quad (I)$$

$$n_z = n_{z, \max}$$

25 En este caso, el ángulo de inclinación lateral se determina como la diferencia entre el ángulo de maniobra de evitación  $\epsilon$  y una expresión que tiene en cuenta el efecto de la fuerza  $g$ . En particular, el ángulo de inclinación lateral se puede determinar como la diferencia entre el ángulo de maniobra de evitación  $\epsilon$  y un término construido a partir del arco seno del producto formado multiplicando  $g$  por el coseno del ángulo de cabeceo actual, multiplicado adicionalmente por el seno del ángulo de maniobras de evitación  $\epsilon$ , dividido por la carga normal.

30 La carga normal  $n_z$  se determina como la carga normal máxima para el modelo de aeronave en cuestión.

También puede ser ventajoso determinar parámetros tales como la carga normal máxima, ángulo de inclinación lateral máximo, etc., teniendo en cuenta no sólo la situación para el modelo de la aeronave en cuestión, sino la situación de la aeronave particular en cuestión y durante la situación de la misión en particular.

En el caso de ángulo de inclinación lateral máximo

35  $\epsilon_{r1} < |\epsilon| \leq \epsilon_{r2}$

$$\phi = \text{sgn}(\epsilon) \phi_{\max}$$

$$n_z = \frac{g \cos\theta \sen \epsilon}{\sen \epsilon \cos\phi - \cos \epsilon \sen\phi} = \frac{g \cos\theta \sen \epsilon}{\sen(\epsilon - \phi)} \quad (II)$$

En el caso de carga normal mínima

40  $\epsilon_{r2} < |\epsilon|$

$$\phi = \epsilon - \text{sgn}(\epsilon)\pi + \arcsen(g \cos\theta \text{sen } \epsilon / n_z)$$

$n_z = n_{z,\min}$  La definición de los dos argumento función  $\arctg_2$ , también conocida como "atan2" es la convencional, bien conocida en la técnica, que se puede encontrar en cualquier libro de texto de ciencia informática integral o manual de programación. Otras funciones que se mencionan también se definen convencionalmente.

- 5 La Figura 2 muestra un diagrama de bloques de un sistema de detección y de evitación 200 de acuerdo con la invención, comprendiendo dicho sistema las siguientes unidades:
- una interfaz S & A 210 para realizar la interfaz de los detectores de detección y evitación, tales como, por ejemplo, radar, cámara (s) de TV, cámara (s) de infrarrojos, transpondedor (es) y para proporcionar datos de detección y de evitación a una unidad de algoritmo de evitación de colisiones 220;
  - 10 – una unidad de algoritmo de evitación de colisiones 220 para calcular, en base a los datos de detección y de evitación, una maniobra sugerida, es decir, un ángulo de maniobra de evitación  $\epsilon$ ;
  - un generador de parámetros de maniobras 230 para determinar los parámetros de maniobras, es decir, para determinar un ángulo de inclinación lateral y una carga normal, en base al citado ángulo de maniobras de evitación  $\epsilon$ ;
  - 15 – una unidad del modelo de la aeronave 240 para determinar, en base a los parámetros de la maniobra y a los datos del detector de aeronave procedente de los detectores de la aeronave (velocidad, posición, etc.), una trayectoria prevista (véase "Tr" más arriba) de la aeronave para su posterior distribución a la unidad de algoritmo de prevención de colisiones 220;
  - una unidad de interfaz de detectores de la aeronave 250 para realizar la interfaz de los detectores de la aeronave y proporcionar datos de los detectores de la aeronave a la unidad de modelo de vuelo de la aeronave 240;
  - 20 – una unidad de interfaz de actuador la aeronave 260 para recibir los parámetros de comandos de maniobras determinados por la unidad de algoritmo de evitación de colisiones 220, en base a los datos de trayectoria prevista enviados desde la unidad de modelo de vuelo de la aeronave 240 a la unidad de algoritmo de evitación de colisiones 220, y para realizar la interfaz de los actuadores de la aeronave (UAV)

### **Generador de parámetros de maniobra de evitación**

Se proporciona un generador de parámetros de maniobra de evitación 230, 430. El generador de parámetros de maniobra de evitación está realizando un procedimiento de acuerdo con la invención para determinar los parámetros de maniobra (ángulo de inclinación lateral, carga normal) en base a un ángulo de escape deseado = ángulo de maniobra de evitación deseado  $\epsilon$ , como se ha definido más arriba, que, en lo que sigue, se indicará como DAMA. La entrada al generador de parámetros de maniobra de evitación 230, 430 es por tanto un primer valor que representa un ángulo de maniobra de evitación  $\epsilon$ . La salida del generador de parámetros de maniobra de evitación 230, 430 es a la vez un segundo valor que representa una carga normal  $n_z$ , y un tercer valor que representa un ángulo de inclinación lateral  $\Phi$ , véase la figura 4. El procedimiento puede ser realizado usando software o hardware como es conocido en la técnica.

Con referencia a la figura 3, un procedimiento de acuerdo con la invención puede comprender los pasos siguientes:

- recibir 310a el ángulo de maniobra de evitación deseado  $\epsilon$  que representa un ángulo en un plano de aceleración como se ha definido más arriba;
- 40 - calcular un primer punto de transición  $\epsilon_{11}$  como el ángulo de maniobra de evitación absoluto anterior que sería el más eficiente para que la aeronave realizase una maniobra con el ángulo de inclinación lateral máximo y utilizar una cierta carga normal para alcanzar el ángulo de maniobra de evitación deseado  $\epsilon$ , para lograr una maniobra de evitación con tanta curvatura como fuese posible, dadas las limitaciones de la aeronave en cuestión, con el fin de salir rápidamente de una trayectoria que tiene un gran riesgo de colisión.
- 45 - calcular un segundo punto de transición  $\epsilon_{12}$  como el ángulo de maniobra de evitación absoluto anterior que sería el más eficiente para que la aeronave realizase una maniobra con carga normal mínima y utilizar un cierto ángulo de inclinación lateral para alcanzar un ángulo de maniobra de evitación deseado  $\epsilon$  para lograr una maniobra de evitación con tanta curvatura como fuese posible, dadas las limitaciones de la aeronave en cuestión, con el fin de salir rápidamente de una trayectoria que tiene un gran riesgo de colisión.
- 50 - comparar el valor absoluto del ángulo de maniobra de evitación deseado  $\epsilon$  con los valores del primer punto de transición  $\epsilon_{11}$  y del segundo punto de transición  $\epsilon_{12}$
- actuar de acuerdo con los siguientes casos

Caso 1: Si en 350 el valor absoluto del ángulo de maniobra de evitación deseado  $\varepsilon$  es mayor que cero pero menor que el valor del punto de transición  $\varepsilon_{t1}$ , entonces los parámetros sugeridos para la maniobra de evitación se establecen como sigue:

- la carga normal se establece en la carga normal máxima  $n_{z, \text{máx}}$
- 5 - el ángulo de inclinación lateral  $\Phi$  se ajusta a un valor de acuerdo con la expresión (I) anterior, lo que produciría el ángulo de maniobra de evitación deseado cuando se ejecuta junto con la carga normal, sugerida

Caso 2: Si en 360 el valor absoluto del ángulo de maniobra de evitación deseado  $\varepsilon$  es mayor que el valor del primero punto de transición  $\varepsilon_{t1}$  pero menor que el valor del segundo punto de transición  $\varepsilon_{t2}$ , entonces los parámetros sugeridos para la maniobra de evitación se establecen como sigue:

- 10 - la carga normal se establece en un valor de acuerdo con la expresión (II) anterior, lo que produciría el ángulo de maniobra de evitación deseado cuando se ejecuta junto con el ángulo de inclinación lateral sugerido  $\Phi$ ;
- el ángulo de inclinación lateral  $\Phi$  se establece en el ángulo de inclinación lateral máximo permitido;

Caso 3: Si en 370 el valor absoluto del ángulo de maniobra de evitación deseado  $\varepsilon$  es mayor que el valor del segundo punto de transición  $\varepsilon_{t2}$ , entonces los parámetros sugeridos para la maniobra de evitación se establecen como sigue

- 15 - la carga normal se establece en la carga normal mínima  $n_{z, \text{mín}}$ ;
- el ángulo de inclinación lateral  $\Phi$  se establece en un valor de acuerdo con la expresión (I) anterior, lo cual produciría el ángulo de maniobra de evitación deseado  $\varepsilon$  cuando se ejecuta junto con la carga normales sugerida.

**Maniobrabilidad menor que completa**

20 A veces puede ser ventajoso no utilizar las capacidades completas de maniobrabilidad de la aeronave en cuestión. Una razón conocida para esto es que un optimizador o una función de optimización de un selector de maniobras de evitación de colisiones puede necesitar una función más lisa para trabajar que la que es proporcionada por el procedimiento que se ha mencionado más arriba; de lo contrario, puede ocurrir que un Ángulo de Maniobra de Evitación inferior al óptimo pueda ser elegido eventualmente. También puede haber una necesidad de optimizar la envolvente de maniobra para proporcionar un sesgo hacia un tipo deseado de maniobras de evitación.

25 Sin embargo, una vez que el procedimiento que se ha mencionado más arriba se ha utilizado para determinar una envolvente de aceleración cinemática máxima en el plano de aceleración cinemática, esta envolvente se puede ajustar entonces a cualquier forma de la envolvente general que cumpla con los requisitos de que solamente haya una magnitud de la aceleración cinemática para un Ángulo de Maniobra de Evitación dado  $\varepsilon$  y tal envolvente ajustada descrita se encontrará dentro de la envolvente máxima formada por el procedimiento que se ha mencionado más arriba. Una envolvente ajustada puede ser una función analítica o una función tabulada. La selección de la envolvente puede ser manual o puede ser optimizada por medios automatizados, tales como por ejemplo, variación de los parámetros utilizando un procedimiento del gradiente más pronunciado.

30 La Figura 5 muestra una envolvente ajustada de este tipo 520 que se forma mediante la definición de una elipse que se encuentra dentro de la envolvente máxima 510. De nuevo, sólo el lado derecho del plano de aceleración es ilustrado. Esta envolvente ejemplar se describe así por la fórmula de la elipse:

$$x = A \cos \varepsilon + h$$

$$y = B \sin \varepsilon + k$$

40 En las que A y B son las magnitudes del medio eje y h y k son los desplazamientos de los focos de la elipse. En la figura 5, los valores ejemplares para ilustración se seleccionan como:

$$A = 0,5g$$

$$B = 1,1g$$

$$h = -0,1g$$

$$k = 0,0g$$

45 Después de que tal envolvente se haya definido, los parámetros de maniobras que se han indicado más arriba se seleccionan mediante la determinación de la magnitud de la aceleración cinemática a con respecto a la envolvente definida por un Ángulo de Maniobra de Evitación dado  $\varepsilon$

En el caso ejemplar de la envolvente de elipse, la magnitud, se describe entonces por:

$$a = \sqrt{(A \cos \varepsilon + h)^2 + (B \sin \varepsilon + k)^2}$$

Después de que la magnitud de la aceleración cinemática  $a$  haya sido determinada, con independencia de la forma de la envolvente los parámetros de maniobras pueden determinados por los pasos:

5

$$n_z = \sqrt{a^2 + 2ag \cos \varepsilon \cos \theta + g^2 \cos^2 \theta}$$

$$\phi = \arcsen \left( \frac{a \sin \varepsilon}{n_z} \right)$$

**Otros casos de maniobrabilidad menor que completa (límite)**

10 Una envolvente de aceleración cinemática ajustada se puede crear en el plano de aceleración cinemática mediante la formación de una nueva envolvente, manteniéndose la envolvente nueva en cada punto más cercana o a la misma distancia desde el origen (0,0) que los puntos de la envolvente de aceleración cinemática máxima y de tal manera que sólo haya un valor de la aceleración cinemática  $a$  para un ángulo de maniobra de evitación dado  $\varepsilon$ . En las figuras 6, 7 y 8 se muestran ejemplos de áreas dentro del plano de aceleración cinemática en los que es adecuado, de acuerdo con la invención, situar una envolvente de aceleración cinemática ajustada de este tipo.

15 La Figura 6 muestra un diagrama de aceleración cinemática en el que un área 630 entre la envolvente de aceleración cinemática máxima 610 y una envolvente de aceleración cinemática ajustada circular 620 está delimitada. Buenos procedimientos de determinación de maniobra de evitación de acuerdo con la presente invención son obtenidos mediante la localización de la envolvente de aceleración cinemática para seleccionar la aceleración cinemática, y de esta manera la carga normal asociada con la misma, y ángulo de inclinación lateral, dentro del área limitada por estas dos curvas de contorno.

20 La figura 7 muestra un diagrama de aceleración cinemática en el que un área 730 entre la envolvente de la aceleración cinemática máxima 710 y una envolvente de aceleración cinemática ajustada elíptica 720 está delimitada. Unos procedimientos de determinación de maniobras de evitación de alto rendimiento de acuerdo con la presente invención se obtienen mediante la localización de la envolvente de aceleración cinemática para la selección de la aceleración cinemática, y la carga normal asociada con la misma, y el ángulo de inclinación lateral dentro del área limitada por estas dos curvas de contorno.

25 La figura 8 muestra un diagrama de aceleración cinemática en la que un área 830 está delimitada entre la envolvente de aceleración cinemática máxima 810 y una envolvente de aceleración cinemática ajustada de forma similar 820 constituida por una versión reducida del 5 al 10 por ciento de la envolvente de aceleración cinemática máxima 810. Los procedimientos de determinación de maniobra de evitación de alto rendimiento de acuerdo con la presente invención también se pueden obtener mediante la localización de la envolvente de aceleración cinemática para la selección de la aceleración cinemática, y la carga normal asociada con la misma, y ángulo de inclinación lateral, dentro del área limitada por estas dos curvas de contorno.

**REIVINDICACIONES**

1. Un procedimiento para determinar automáticamente una maniobra de evitación en un sistema automático de evitación de colisiones de una aeronave, comprendiendo el procedimiento los pasos siguientes:

5 - determinar una envolvente de aceleración cinemática máxima, para un número de ángulos de maniobras de evitación, determinando un número correspondiente de aceleraciones cinemáticas correspondientes en un plano de aceleración cinemática, definiendo de esta manera una serie de puntos, e interpolando las separaciones entre los puntos, creando de esta forma la envolvente de aceleración cinemática máxima (510, 610, 810);

10 - formar una envolvente de aceleración cinemática ajustada (520, 620, 820) en el citado plano formando una nueva envolvente, manteniéndose la envolvente nueva en cada punto más próxima o a la misma distancia del origen (0,0) que los puntos de la envolvente de aceleración cinemática máxima y de tal manera que para un ángulo de maniobra de evitación dado ( $\epsilon$ ), haya un valor de la aceleración cinemática ( $a$ );

- recibir un ángulo de maniobra de evitación deseado ( $\epsilon$ );

15 - determinar la magnitud de la aceleración cinemática ( $a$ ) correspondiente a la envolvente de aceleración cinemática ajustada (520, 620, 820) para el ángulo de maniobras de evitación ( $\epsilon$ ), mediante la lectura de la curva envolvente ajustada;

- determinar una carga normal ( $n_z$ ) y un ángulo de inclinación lateral ( $\Phi$ ) en base a la aceleración cinemática ( $a$ ), y al ángulo de maniobras de evitación ( $\epsilon$ );

20 2. El procedimiento de la reivindicación 1, en el que la envolvente de aceleración cinemática máxima es aproximada por una expresión analítica.

3. El procedimiento de las reivindicaciones 1 o 2, en el que la envolvente de aceleración cinemática ajustada es aproximada por una expresión analítica y en el que la aceleración cinemática ( $a$ ) es calculada mediante el uso de la citada expresión analítica.

25 4. El procedimiento de las reivindicaciones 1, 2 ó 3 en el que la carga normal ( $n_z$ ) es determinada como una expresión de raíz cuadrada.

5. El procedimiento de las reivindicaciones 1, 2 ó 3 en el que el ángulo de inclinación lateral es determinado como función arco seno de una expresión.

6. El procedimiento de la reivindicación 4, en el que la carga normal ( $n_z$ ) es determinada como

$$n_z = \sqrt{a^2 + 2ag \cos\epsilon \cos\theta + g^2 \cos^2\theta} ,$$

30 en el que  $\theta$  (theta) es el ángulo de cabeceo, es decir, el ángulo entre el eje longitudinal de la aeronave y la proyección del citado eje en el plano del suelo.

7. El procedimiento de la reivindicación 5, en el que el ángulo de inclinación lateral ( $\Phi$ ) es determinado como

$$\Phi = \arcsen\left(\frac{a \operatorname{sen}\epsilon}{n_z}\right)$$

35 8. El procedimiento de la reivindicación 1 para una aeronave capaz de realizar automáticamente una maniobra de evitación de colisiones, al sugerir los dos parámetros de maniobra de evitación de colisiones, la carga normal y el ángulo de inclinación lateral, comprendiendo el procedimiento los pasos siguientes:

- recibir (310) un ángulo de maniobra de evitación deseado  $\epsilon$  como un ángulo en un plano de aceleración cinemática / r

40 - calcular (320) un primer punto de transición ( $\epsilon_{t1}$ ) como el ángulo de maniobras de evitación absoluto por encima del cual sería lo más eficiente que la aeronave realizase una maniobra con el ángulo de inclinación lateral máximo y utilizar una cierta carga normal para alcanzar el ángulo de evitación de maniobra deseado ( $\epsilon$ ), para lograr una maniobra de evitación con tanta curvatura como fuese posible, dadas las limitaciones de la aeronave en cuestión, con el fin de salir rápidamente de una trayectoria que presenta un gran riesgo de colisión.

- 5           – calcular (330) un segundo punto de transición ( $\epsilon_{t2}$ ) como el ángulo de maniobra de evitación absoluto por encima del cual sería lo más eficiente que la aeronave realizase una maniobra en carga normal mínima y utilizase un cierto ángulo de inclinación lateral para obtener el ángulo de maniobra de evitación deseado ( $\epsilon$ ), para conseguir una maniobra de evitación con tanta curvatura como fuese posible, dadas las limitaciones de la aeronave en cuestión, con el fin de salir rápidamente de una trayectoria que presenta un gran riesgo de colisión.;
- comparar (340) el valor absoluto del ángulo de maniobra de evitación deseado con los valores del primer punto de transición  $\epsilon_{t1}$  y del segundo punto de transición ( $\epsilon_{t2}$ );
- actuar de acuerdo con uno de los siguientes casos:
- 10       Caso 1: Si (350) el valor absoluto del ángulo de maniobra de evitación deseado  $\epsilon$  es mayor que cero pero menor que el valor del primer punto de transición ( $\epsilon_{t1}$ ), entonces los parámetros sugeridos para la maniobra de evitación se establecen como sigue:
  - la carga normal se establece en la carga normal máxima ( $n_{z, \max}$ )
  - el ángulo de inclinación ( $\Phi$ ) se establece en el valor que produciría el ángulo de maniobra de evitación deseado cuando se ejecuta junto con la carga normal sugerida;
- 15       Caso 2: Si (360) el valor absoluto de ángulo de maniobra de evitación deseado  $\epsilon$  es mayor que el valor del primer punto de transición  $\epsilon_{t1}$  pero menor que el valor del segundo punto transición sugerido  $\epsilon_{t2}$ , entonces los parámetros de maniobra de evitación se establecen como sigue:
  - 20           – la carga normal se establece en el valor, que produciría el ángulo de maniobra de evitación deseado cuando se ejecuta junto con el ángulo de inclinación lateral sugerido ( $\Phi$ );
  - el ángulo de inclinación lateral ( $\Phi$ ) se establece en el ángulo de inclinación lateral máximo permitido ( $\Phi_{\max}$ )
- 25       Caso 3: Si (370) el valor absoluto del ángulo de maniobra de evitación deseado ( $\epsilon$ ) es mayor que el valor del segundo punto de transición sugerido ( $\epsilon_{t2}$ ) entonces los parámetros de maniobra de evitación de colisiones se establecen como sigue
  - la carga normal se ajusta a la carga normal mínima ( $n_{z, \min}$ );
  - el ángulo de inclinación lateral ( $\Phi$ ) se establece en el valor, que produciría el ángulo de maniobra de evitación deseado cuando se ejecuta junto con la carga normal sugerida.
- 30       9. Un sistema de detección y de evitación para un vehículo aéreo, que comprende un generador de parámetros de maniobra de evitación (230, 430) que realiza los pasos de la reivindicación 1.
- 10. Un generador de parámetros de maniobra de evitación (230, 430) para un sistema de detección y de evitación de un vehículo aéreo, que realiza los pasos de la reivindicación 1.

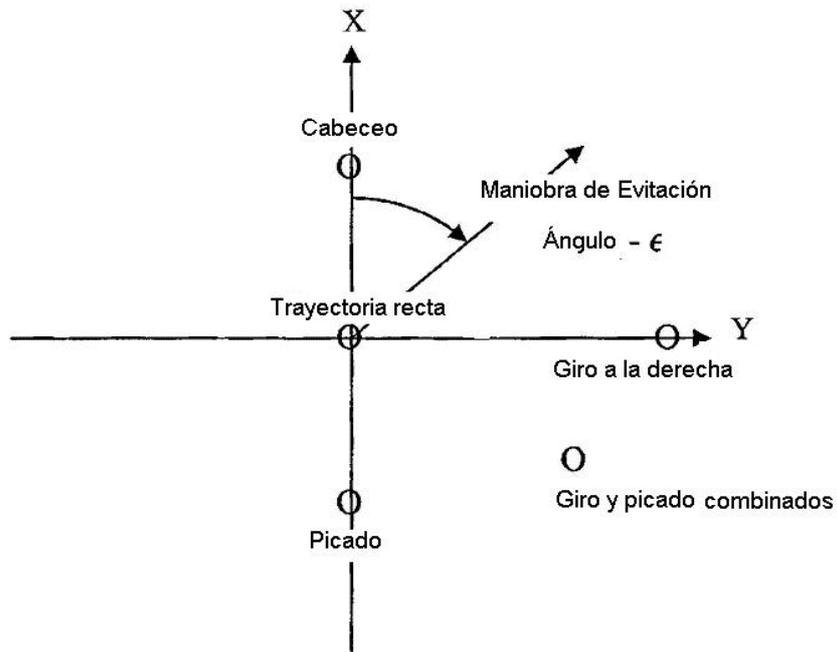


Fig. 1a

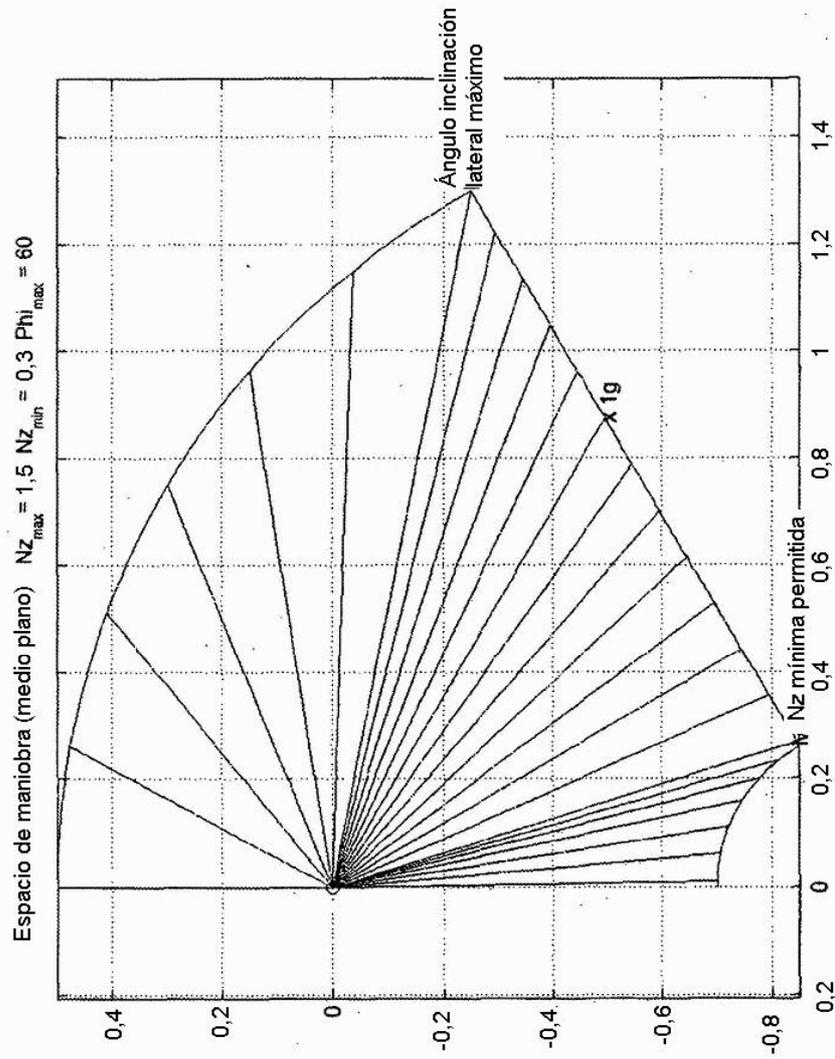


Fig. 1b

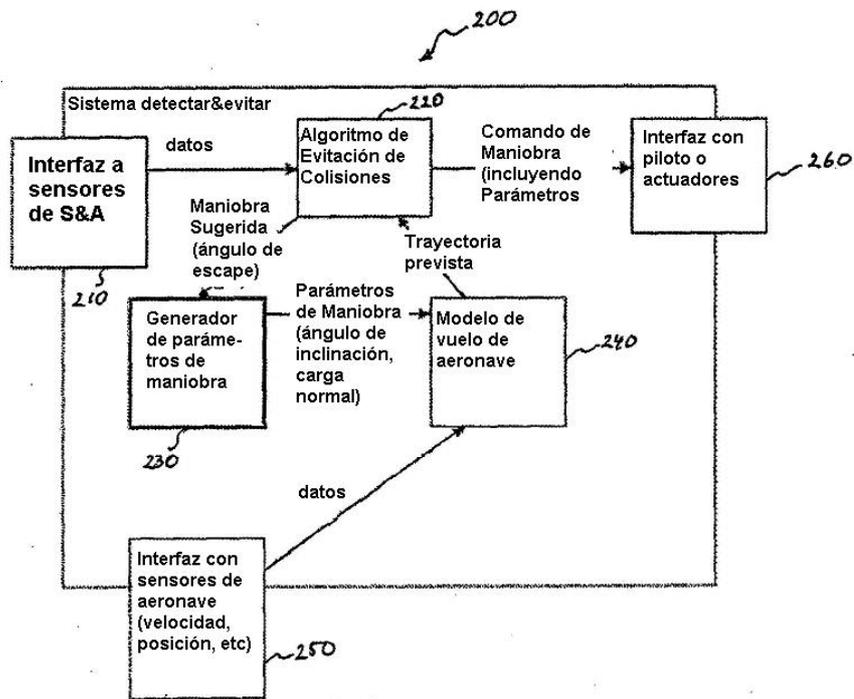


Fig. 2

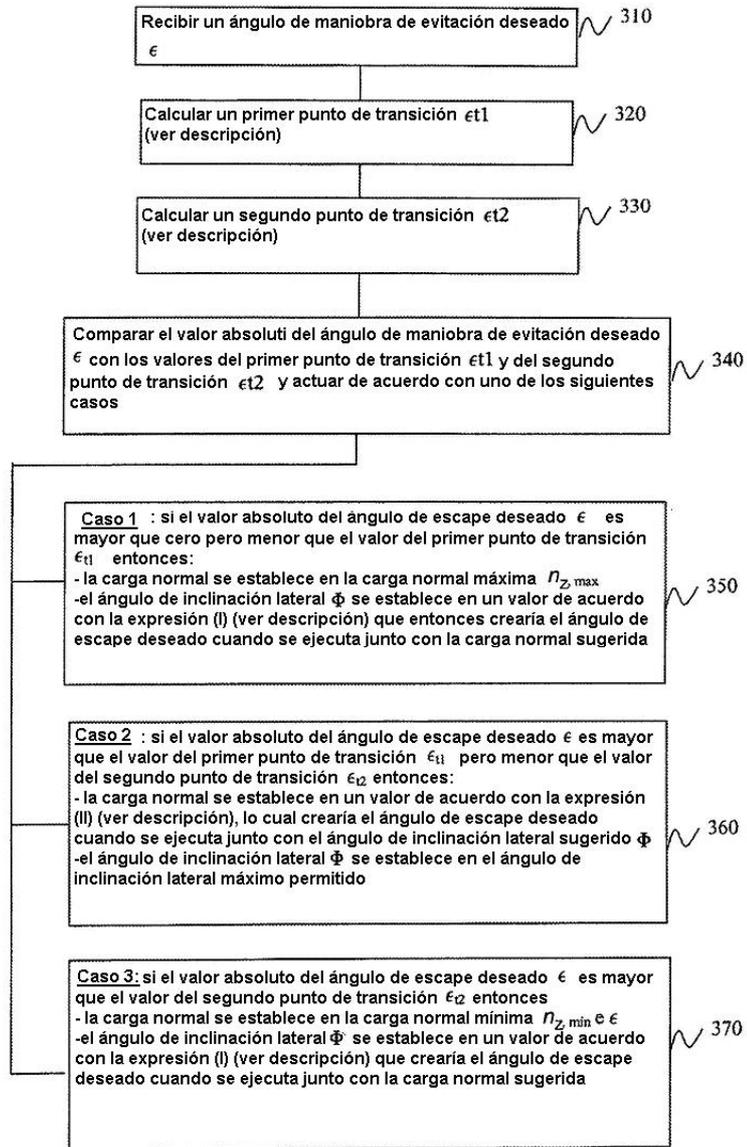


Fig. 3

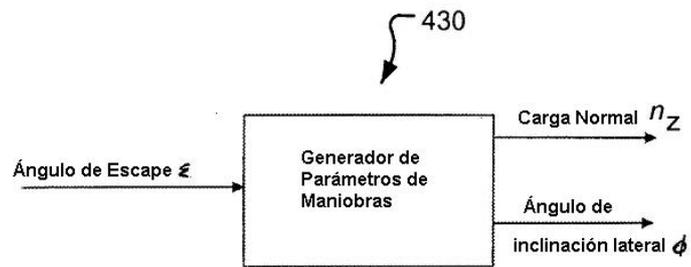


Fig. 4

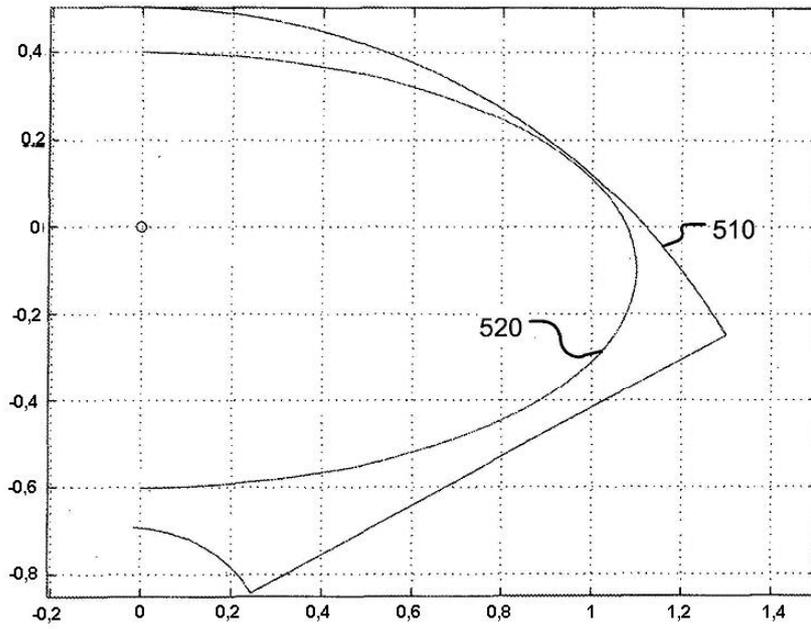


Fig. 5

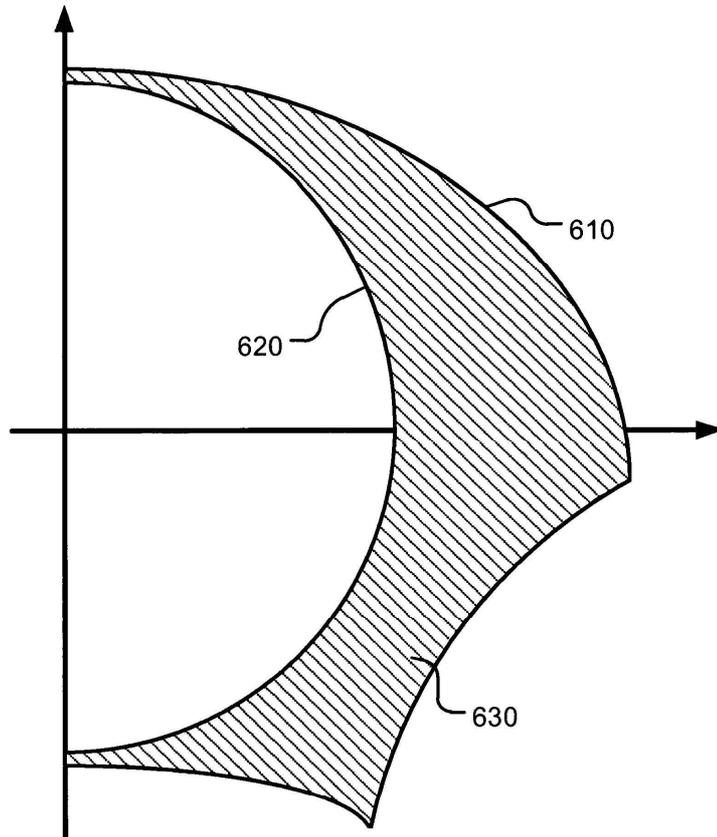


Fig. 6

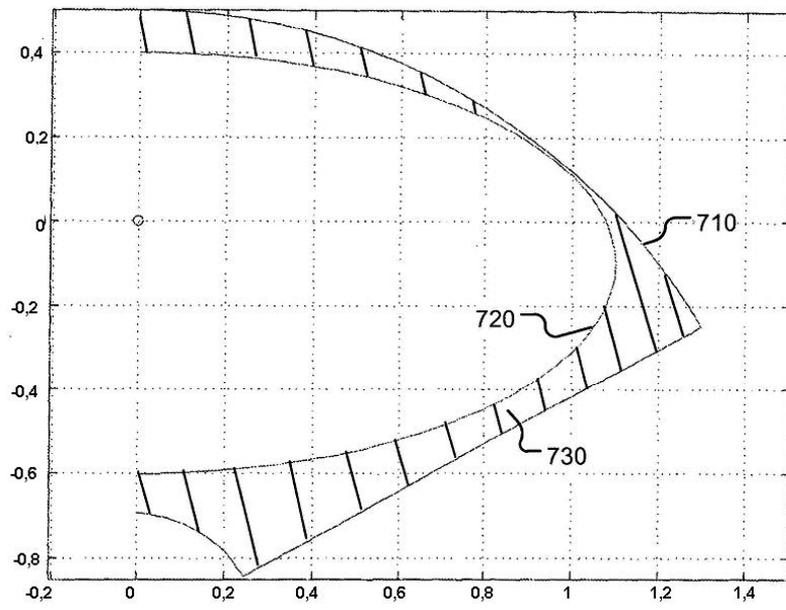


Fig. 7

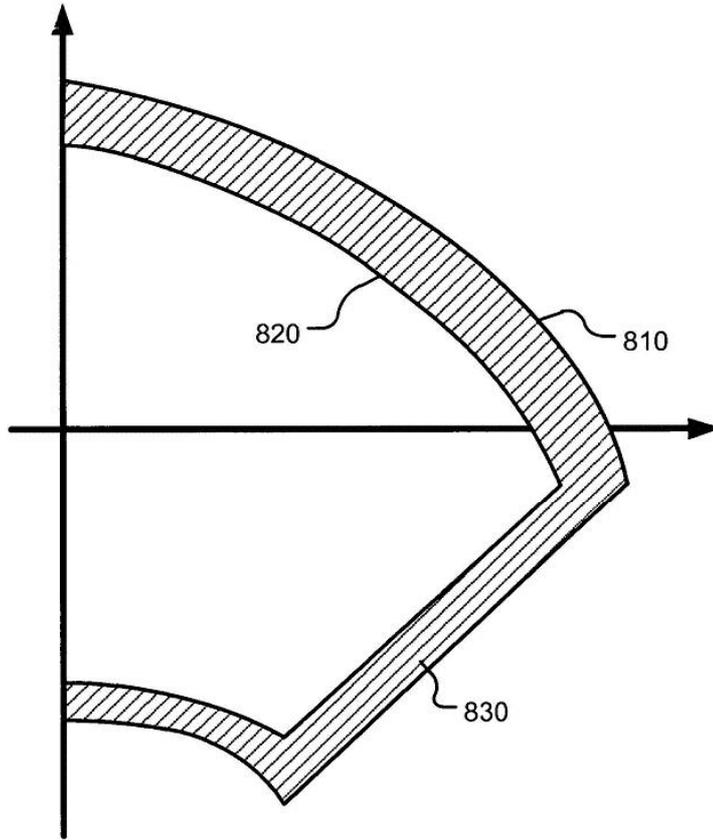


Fig. 8