



19



OFICINA ESPAÑOLA DE  
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA

11 Número de publicación: **2 324 561**

51 Int. Cl.:

**G08G 5/02** (2006.01)

**G05D 1/06** (2006.01)

**G01C 23/00** (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Número de solicitud europea: **07380053 .4**

96 Fecha de presentación : **23.02.2007**

97 Número de publicación de la solicitud: **1962256**

97 Fecha de publicación de la solicitud: **27.08.2008**

54

Título: **Aproximaciones de descenso continuo para máxima previsibilidad.**

45

Fecha de publicación de la mención BOPI:  
**10.08.2009**

45

Fecha de la publicación del folleto de la patente:  
**10.08.2009**

73

Titular/es: **The Boeing Company**  
**100 North Riverside**  
**Chicago, Illinois 60606-1596, US**

72

Inventor/es: **Figlar, Bastian;**  
**Gómez, Ramón y**  
**Navarro, Francisco A.**

74

Agente: **Ungría López, Javier**

ES 2 324 561 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

Aproximaciones de descenso continuo para máxima previsibilidad.

5 Implementación de aproximaciones de descenso continuo para máxima previsibilidad en aeronaves.

### Campo de la invención

10 La presente invención se refiere a métodos de cálculo y aproximaciones de descenso continuo del vuelo a un aeropuerto o similares, y a los sistemas de navegación de aeronaves para la implementación de estos métodos.

### Antecedentes de la invención

15 Típicamente, una aeronave se aproximará a un aeropuerto bajo la supervisión de los controladores de tráfico aéreo. Los controladores del tráfico aéreo se ocupan de asegurar una llegada segura de aeronaves a su destino, mientras que también se asegura que se maximiza la capacidad del aeropuerto. Este último requisito se cumple generalmente asegurando que se mantienen las separaciones mínimas especificadas entre aeronaves. El control del tráfico aéreo está sujeto a incertidumbres que puede actuar de forma que erosionan la separación entre aeronaves tales como vientos variables, tanto en velocidad como en dirección, y las diferentes prácticas de los pilotos. Sin embargo, pueden operar  
20 una gran cantidad de aeronaves con seguridad confinadas en un espacio relativamente pequeño ya que el control del tráfico aéreo puede corregir estas incertidumbres a un nivel táctico usando navegación basada en el radar, cambios de velocidad y/o cambios de altitud. Como resultado, una aproximación típica a un aeropuerto involucrará una aproximación por pasos donde se autorizará a la aeronave a descender por pasos a altitudes sucesivamente más bajas según lo permitan los otros tráficos aéreos.

25 El ruido del tráfico aéreo alrededor de los aeropuertos tiene una importancia social, consecuencias políticas y económicas para las autoridades del aeropuerto, las líneas aéreas y las comunidades. Un modo asequible abordar el problema del ruido en la proximidad de los aeropuertos es desarrollar nuevos procedimientos de navegación que reducen el número de aeronaves que vuelan sobre áreas sensibles a baja altitud con entornos de alto empuje y/o configuraciones aerodinámicas no limpias (por ejemplo con el tren de aterrizaje y/o alerones desplegados). Desafortunadamente, las aproximaciones convencionales de bajada por etapas actúan exacerbando este problema ya que la aeronave se mantiene a bajas altitudes, donde el empuje de los motores debe ser suficiente para mantener el vuelo plano.

30 Las aproximaciones de descenso continuo (CDA) son bien conocidas. Estas aproximaciones ven la aproximación de una aeronave a un aeropuerto descendiendo continuamente con los motores puestos al ralentí o próximos al ralentí. La Patente de los Estados Unidos N° 4.825.374 describe una implementación de aproximación de descenso continuo típica en la que la aeronave actúa durante la aproximación usando una ley de control que mantiene una velocidad del aire constante alterando la altitud de la aeronave. El documento US 2006/0265110 resuelve el problema de cuándo cambiar la configuración de una aeronave volando en aproximación de descenso continuo. Las diferentes leyes de control se usan durante las diferentes fases de la aproximación.

35 Claramente, las aproximaciones de descenso continuo son altamente beneficiosas en términos de ruido ya que aseguran que la aeronave se mantiene tan alta como sea posible por encima de las áreas sensibles mientras que al mismo tiempo se reduce la producción de ruido en la fuente mediante el uso óptimo de motores y alerones. Las aproximaciones de descenso continuo también benefician la eficacia de combustible y minimizan el tiempo de vuelo.

40 Sin embargo, las aproximaciones de descenso continuo deben planearse en detalle antes de comenzar la aproximación y no pueden estar sujetas a correcciones tácticas para asegurar la separación de seguridad de las aeronaves como las que se utilizan en las aproximaciones de bajada por pasos convencionales. Esto obliga a los controladores de tráfico aéreo a imponer grandes separaciones entre aeronaves para garantizar que la llegada de la aeronave al aeropuerto está separada por una distancia de seguridad, teniendo en cuenta las diferencias potenciales en la separación de aeronaves como resultado de los cambios de viento y otras incertidumbres. Tales aumentos en la separación dan como resultado una reducción indeseable en la capacidad del aeropuerto.

45 La penalización de la capacidad asociada con que las aproximaciones de descenso continuo impide un uso extenso en los aeropuertos y, hasta la fecha, las aproximaciones de descenso continuo sólo se han usado en aeropuertos con bajos niveles de tráfico aéreo o aeropuertos más ocupados durante tiempos de reposo (por ejemplo, por la noche). De este modo, es deseable tener procedimientos de aproximación de descenso continuo que minimicen las incertidumbres en la posición y los registros de velocidad de tierra de la aeronave, y como resultado, en los tiempos de llegada de las aeronaves. Esto permitiría a los controladores aéreos reducir con seguridad la separación entre aeronaves, satisfaciendo de este modo las necesidades de capacidad de los aeropuertos modernos.

### Sumario de la invención

50 Frente a estos antecedentes y desde un primer aspecto, la presente invención reside en un sistema de navegación de aeronaves dispuesto para calcular una parte del plan de vuelo de la aeronave que efectúa una aproximación de descenso continuo con los motores de la aeronave puestos sustancialmente al ralentí, estando dispuesto el sistema de

## ES 2 324 561 T3

navegación de la aeronave para determinar un ángulo de la trayectoria de vuelo aerodinámico a mantener durante el vuelo de la parte de descenso del plan de vuelo de tal modo que manteniendo el ángulo mientras vuela la parte de descenso del plan de vuelo produce una mínima variación en el coeficiente de sustentación.

5 Se ha encontrado que operando una ley de control de vuelo durante una aproximación de descenso continuo que mantiene un ángulo de la trayectoria de vuelo aerodinámico especificado produce la incertidumbre mínima en el tiempo de llegada de las aeronaves que vuelan esa aproximación. La reducción en la incertidumbre es impresionante sobre la ley de control favorecida actualmente usada cuando se vuela en las aproximaciones de descenso continuo, a saber para mantener una velocidad aérea constante. También se ven mejoras sobre otras leyes de control tales como el  
10 mantenimiento de una tasa constante de descenso o incluso el mantenimiento de un ángulo geométrico de la trayectoria de vuelo constante.

El sistema de navegación de la aeronave está dispuesto para determinar el ángulo de la trayectoria de vuelo aerodinámico de modo que manteniendo el ángulo mientras se vuela la parte de descenso del plan de vuelo se produce una  
15 variación mínima en el coeficiente de sustentación. Puesto de otra forma, se determina que el ángulo de la trayectoria de vuelo aerodinámico muestra sólo una variación mínima entre la parte superior y la parte inferior del descenso de la aproximación de descenso continuo.

Como el ángulo de la trayectoria de vuelo aerodinámico óptimo es probable que varíe para cualquier tipo de aeronave particular, y puede variar incluso para diferentes modelos dentro de ese tipo, el sistema de navegación de aeronaves  
20 está preferiblemente dispuesto para calcular el ángulo de la trayectoria de vuelo aerodinámico con referencia al tipo de aeronave. Probablemente también se usarán parámetros adicionales cuando se calcula el ángulo de la trayectoria de vuelo aerodinámico. Opcionalmente, el sistema de navegación de la aeronave está dispuesto para calcular el ángulo de la trayectoria de vuelo aerodinámico con referencia a cualquiera de, el peso de la aeronave (preferiblemente un valor correspondiente al peso en la parte superior del descenso), el gradiente del viento y el viento esperados y las condiciones atmosféricas esperadas. Preferiblemente, el sistema de navegación de la aeronave está dispuesto para recibir una altitud de la parte superior del descenso (TOD) y una velocidad de tierra objetivo en ese punto, y para  
25 calcular el ángulo de la trayectoria de vuelo aerodinámico a mantener durante el descenso desde ese punto. El sistema de navegación de la aeronave puede recibir sólo la altitud de la parte superior del descenso, pero puede recibir también la posición de la parte superior de descenso. Esta puede ser unas coordenadas, especificando, por ejemplo, la longitud y la latitud, o puede ser un punto de referencia sobre la tierra tal como un punto de referencia en el espacio.

Opcionalmente, el sistema está dispuesto para determinar el ángulo de la trayectoria de vuelo aerodinámico con referencia a una tabla de datos que relaciona los ángulos de las trayectorias de vuelo aerodinámico con los parámetros  
35 de vuelo. Los parámetros de vuelo pueden comprender uno o más de: una altitud de la parte superior de descenso, una velocidad de tierra objetivo para volar en la parte superior del descenso, el tipo de aeronave, el peso de la aeronave, la velocidad del viento, el gradiente del viento, la presión atmosférica y la temperatura atmosférica. Preferiblemente, la tabla se produce corriendo simulaciones para determinar el ángulo de la trayectoria de vuelo aerodinámico. Opcionalmente, las simulaciones se corren usando valores de entrada de uno o más de: la altitud de la parte superior del descenso, la velocidad de tierra objetivo para volar en la parte superior del descenso, el tipo de aeronave, el peso de la aeronave, la velocidad del viento, el gradiente del viento, la presión atmosférica y la temperatura atmosférica.  
40

El sistema puede estar dispuesto además para recibir la localización de la parte superior del descenso y usar esta localización como el punto de comienzo para la parte de descenso del plan de vuelo. Además, el sistema de navegación  
45 de la aeronave puede estar dispuesto además para recibir la localización de la parte inferior del descenso y para finalizar la parte de descenso del plan de vuelo en esta localización.

El sistema de navegación de la aeronave puede estar dispuesto además para guiar la aeronave a lo largo de una aproximación de descenso continuo, estando dispuesto el sistema de navegación de la aeronave para guiar la aeronave de modo que mantenga el ángulo de la trayectoria de vuelo aerodinámico durante la aproximación de descenso  
50 continuo.

Esto se refiere a la implementación de un plan de vuelo de aproximación de descenso continuo que se calcula de acuerdo con el primer aspecto de la invención. Cuando se vuela en la aproximación de descenso continuo, es el  
55 ángulo de la trayectoria de vuelo aerodinámico el que se mantiene según las condiciones prevalecientes (tales como la velocidad y la dirección del viento) que tratan de imponer cambios sobre la postura de la aeronave.

Este método debería contrastarse con la ley de control favorecida actualmente del mantenimiento de velocidad del aire constante, es decir haciendo ajustes en la postura de la aeronave que puede incluir permitir cambios en el ángulo  
60 de la trayectoria de vuelo aerodinámico.

El sistema de navegación de la aeronave puede actuarse para guiar la aeronave de al menos dos formas diferentes. El sistema de navegación de la aeronave, por ejemplo, puede proporcionar indicios al piloto de modo que cuando el piloto controla la aeronave de acuerdo con estos indicios, se vuela con un ángulo de la trayectoria de vuelo aerodinámico constante. Como alternativa, el sistema de navegación de la aeronave puede ser parte de un piloto automático o puede proporcionar información a un piloto automático de modo que el piloto automático vuela el plan de vuelo de aproximación de descenso continuo. En este sentido "guiar" puede significar proporcionar las instrucciones necesarias al piloto automático o puede significar el vuelo real de la aeronave.  
65

## ES 2 324 561 T3

Opcionalmente, el sistema de navegación de la aeronave puede estar dispuesto para mantener el ángulo de la trayectoria de vuelo aerodinámico que produce una variación mínima en el coeficiente de sustentación.

Preferiblemente, el sistema está dispuesto: a guiar a la aeronave para volar en la altitud especificada de la parte superior del descenso a la velocidad de tierra especificada; en una localización especificada de la parte superior del descenso, para provocar que los motores de la aeronave se fijen sustancialmente al ralentí y para guiar a la aeronave de modo que ajuste su perfil para adoptar el ángulo de la trayectoria de vuelo aerodinámico; y durante la aproximación de descenso continuo, guiar a la aeronave para asegurar que la aeronave mantenga el ángulo de la trayectoria de vuelo aerodinámico.

Opcionalmente, el sistema de navegación de la aeronave está dispuesto a guiar a la aeronave para asegurar que la aeronave se estabiliza y mantiene el vuelo plano cuando la aeronave alcanza la localización especificada de la parte inferior del descenso (BOD). Preferiblemente, el sistema de navegación de la aeronave está dispuesto para provocar que los motores se mantengan al ralentí de modo que la aeronave decelera a una velocidad del aire adicional especificada. También, el sistema de navegación de la aeronave puede estar dispuesto para guiar a la aeronave para mantener un vuelo plano hasta que se intercepta la pendiente de planeo al destino. Los motores se mantienen al ralentí o próximos al ralentí de modo que la aeronave decelera, por ejemplo a una velocidad adecuada para interceptar la pendiente de planeo del ILS. Los alerones y el tren de aterrizaje pueden desplegarse durante esta parte de la aproximación. La aeronave mantiene este vuelo plano durante una corta distancia para interceptar la pendiente de planeo dentro de su destino, por ejemplo, usando un ILS (sistema de aterrizaje con instrumentos).

Preferiblemente, la aeronave se estabiliza cuando está por encima de una localización especificada sobre la tierra. La incertidumbre en el viento significará que la aeronave probablemente llegue a esta posición con una dispersión de altitudes. Esta dispersión es probable que sea pequeña y debería ser tolerable dentro de los confines del control de tráfico aéreo. Sin embargo, pueden implementarse otros esquemas tales como la estabilización a una altitud especificada.

Desde un segundo aspecto, la presente invención reside en un sistema de gestión de aeronaves para su uso en la gestión de las aproximaciones de descenso continuo del vuelo de la aeronave dentro de un aeropuerto, en el que el sistema está dispuesto: para determinar los tipos de aeronaves que se espera que vuelen dentro de un aeropuerto, para determinar, para cada uno de los tipos de aeronaves, un coeficiente óptimo de sustentación que proporciona la máxima previsibilidad en el tiempo para volar la aproximación de descenso continuo y el ángulo de la trayectoria de vuelo aerodinámico resultante a mantener por la aeronave durante la aproximación de descenso continuo y para calcular la velocidad de tierra común aplicable a todos los tipos de aeronaves a volar por la aeronave en la parte superior de descenso de sus aproximaciones de descenso continuo, en el que la velocidad de tierra común se calcula usando los coeficientes óptimos de sustentación determinados para los tipos de aeronaves.

Este sistema puede usarse en conjunción con cualquiera de los sistemas descritos anteriormente. A saber, el sistema de gestión de aeronaves puede usarse para determinar la velocidad de tierra a seguir en la parte superior del descenso que se usa para calcular un ángulo de la trayectoria de vuelo aerodinámico que usa el sistema de navegación de la aeronave del primer aspecto. A continuación, a su vez el ángulo de la trayectoria de vuelo aerodinámico determinado de esta forma puede usarse por el sistema de navegación de la aeronave de acuerdo con el tercer aspecto para volar la aproximación de descenso continuo.

Hay alguna flexibilidad en dónde pueden localizarse los sistemas anteriores. Se contempla que el sistema de gestión de la aeronave de acuerdo con el tercer aspecto de la presente invención puede localizarse en el aeropuerto. Por ejemplo, podría estar asociado con una facilidad de control del tráfico aéreo del aeropuerto. Por lo tanto, el aeropuerto es responsable de determinar la velocidad de tierra común para hacer disponible esta información para las aeronaves entrantes.

El sistema de navegación de aeronaves de acuerdo con el primer aspecto puede localizarse en el aeropuerto, es decir, tal que el aeropuerto calcula el ángulo de la trayectoria de vuelo aerodinámico a volar por cada una de las aeronaves en aproximación. Esta información se hace disponible para las aeronaves entrantes junto con la velocidad de tierra común. Como alternativa, el sistema de navegación de aeronaves de acuerdo con el primer aspecto puede localizarse dentro de una aeronave, es decir, la aeronave puede ser responsable de determinar el ángulo de la trayectoria de vuelo aerodinámico a seguir.

Claramente, tiene sentido para el sistema de navegación de aeronaves de acuerdo con el segundo aspecto que implementa en vuelo la aproximación de descenso continuo esté localizado dentro de la aeronave.

Volviendo a las características preferidas, pero opcionales, del sistema de gestión de aeronaves de acuerdo con el tercer aspecto de la presente invención, el sistema puede estar dispuesto para calcular la velocidad de tierra común determinando la velocidad de tierra para cada uno de los tipos de aeronave que usa el coeficiente óptimo de sustentación para la máxima previsibilidad asociada con cada uno de los tipos particulares, y calcular la velocidad de tierra común en base al promedio de las velocidades de tierra determinadas para cada uno de los tipos de aeronave. El sistema puede disponerse para calcular la velocidad de tierra común calculando una media ponderada de las velocidades de tierra determinadas para cada uno de los tipos de aeronaves en base a la proporción esperada de aproximaciones de descenso continuo a volar por ese tipo de aeronave. Por lo tanto, puede proporcionarse una ponderación aumentada para los tipos de aeronaves que más frecuentemente vuelan dentro de cualquier aeropuerto en particular.

## ES 2 324 561 T3

Opcionalmente, el sistema de gestión de aeronaves puede disponerse para calcular la velocidad de tierra  $V_G$  para cada un de los tipos de aeronaves de acuerdo con

$$V_G = V_{TAS} - V_{wind}$$

donde  $V_{wind}$  es la velocidad del viento en la parte superior del descenso, y

$$V_{TAS} = \sqrt{\frac{2 \cdot W_{TOD}}{\rho_{TOD} \cdot S \cdot C_L(MP)}}$$

donde  $W_{TOD}$  es la peso típico del tipo de aeronave en la parte superior del descenso,  $\rho_{TOD}$  es la densidad del aire en la parte superior del descenso,  $S$  es el área de las alas del tipo de aeronave y  $C_L(MP)$  es el coeficiente óptimo de sustentación para la máxima previsibilidad para el tipo de aeronave.

Como alternativa, el sistema de gestión de aeronaves puede disponerse a calcular la velocidad de tierra común determinando un coeficiente óptimo promedio de sustentación para la máxima previsibilidad a partir de los coeficientes óptimos de sustentación calculados para los diferentes tipos de aeronaves y usar este coeficiente óptimo promedio de sustentación para la máxima previsibilidad para determinar la velocidad de tierra común.

Opcionalmente, el sistema puede estar dispuesto para determinar el coeficiente óptimo de sustentación para máxima previsibilidad para cada uno de los tipos de aeronaves calculando el coeficiente óptimo de sustentación para máxima previsibilidad  $C_L(MP)$  mediante

$$C_L(MP) = -\frac{A}{2} + \sqrt{\left(\frac{A}{2}\right)^2 + C_{L*}^2} \quad \text{donde}$$

$$A = \frac{M}{2C_{D2}} \frac{\partial(T/W)}{M} \quad \text{y}$$

$M$  es la velocidad (número de Mach),  $T$  es el empuje,  $W$  es el peso de la aeronave,  $C_{L*}$  es el coeficiente más eficaz de sustentación para el tipo de aeronave.  $C_{L*}$  puede calcularse a partir de

$$C_{L*} = \sqrt{\frac{C_{D0}}{C_{D2}}}$$

donde  $C_{D0}$  y  $C_{D2}$  son los coeficientes usuales de la polar de resistencia parabólica. La deducción de la fórmula equivalente para mejores modelos de la polar aerodinámica es sencilla.

La presente invención también se extiende a una aeronave que incluye cualquiera de los sistemas de navegación de aeronaves anteriores.

Desde un cuarto aspecto, la presente invención reside en un método de gestionar aeronaves que vuelan aproximaciones de descenso continuo dentro de un aeropuerto, comprendiendo el método: determinar los tipos de aeronaves que se espera que vuelen dentro del aeropuerto; para cada tipo de aeronave, un coeficiente óptimo de sustentación que proporciona la máxima previsibilidad en el tiempo para volar la aproximación de descenso continuo y el ángulo de la trayectoria de vuelo aerodinámico resultante a mantener por la aeronave durante la aproximación de descenso continuo; y calcular una velocidad de tierra común para el vuelo de las aeronaves en la parte superior del descenso de sus aproximaciones de descenso continuo, en el que la velocidad de tierra común se calcula usando los coeficientes óptimos de sustentación para la máxima previsibilidad determinada para los tipos de aeronaves.

Desde un cuarto aspecto, la presente invención reside en un método para calcular una parte del plan de vuelo de la aeronave que efectúa una aproximación de descenso continuo con los motores de la aeronave puestos sustancialmente al ralentí, comprendiendo el método determinar el ángulo de la trayectoria de vuelo aerodinámico a mantener durante el vuelo de la parte de descenso del plan de vuelo de modo que manteniendo el ángulo se produce una variación mínima del coeficiente de sustentación.

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

**Breve descripción de los dibujos**

Para que la presente invención pueda entenderse más fácilmente, ahora se describirán las realizaciones preferidas, sólo a modo de ejemplo, con referencia a los dibujos adjuntos en los que:

la Figura 1 es un esquemático que muestra las etapas realizadas para calcular la velocidad de tierra para el vuelo en la parte superior de la aproximación de descenso continuo;

la Figura 2 es un esquemático que muestra las etapas realizadas en el vuelo de una aproximación de descenso continuo de acuerdo con la presente invención;

la Figura 3 es una vista lateral de un aeroplano que comienza una aproximación de descenso continuo;

la Figura 4 es un gráfico que muestra la variación en los tiempos de llegada como una función del coeficiente de sustentación ( $C_L$ ) tanto para los ángulos de las trayectorias de vuelo aerodinámico constantes ( $Y_{TAS}$ ) como para los ángulos geométricos de las trayectorias de vuelo constantes ( $Y$ ), y para diferentes condiciones de viento;

la Figura 5 es un gráfico que muestra los registros de altitud para cuatro leyes de control de aproximación de descenso continuo diferentes;

la Figura 6 es un gráfico que muestra los registros de la velocidad del aire para cuatro leyes de control de aproximación de descenso continuo diferentes; y

la Figura 7 es un gráfico que muestra los niveles de exposición de sonido creados durante las cuatro leyes de control de aproximación de descenso continuo diferentes.

**Descripción detallada de la invención**

La presente invención surge a partir de un estudio realizado para investigar como afectan a la previsibilidad las aproximaciones de descenso continuo con diferentes leyes de control en los tiempos de vuelo sobre esas aproximaciones. En particular, el trabajo se propone establecer cual de las diferentes leyes de control posibles que pueden usarse con las aproximaciones de descenso continuo proporciona la mejor previsibilidad y si esta ley podría optimizarse lo suficiente para permitir aproximaciones de descenso continuo para convertirse en una alternativa viable para las aproximaciones convencionales de descenso por pasos en uso en los aeropuertos ocupados. Las leyes de control consideradas son velocidad del aire constante, tasa de descenso constante, ángulo geométrico de la trayectoria de vuelo constante y ángulo de la trayectoria de vuelo aerodinámico constante. Detalles adicionales de este estudio pueden encontrarse en el documento titulado Diseño de Aproximaciones de Descenso Continuo para una Máxima Previsibilidad por Ramón Gómez Ledesma y Francisco A. Navarro (ambos del departamento de Investigación y Tecnología de Boeing Europa, Madrid, España) y Bastian Figlar (de la Universidad Técnica de Munich, Alemania). Las conclusiones de este estudio que son más relevantes para su aplicación a la presente invención se presentan a continuación.

Es conocido que la mayor influencia en la imprevisibilidad en las aproximaciones de descenso continuo convencional que siguen una velocidad del aire constante surge de la variación de la velocidad y dirección del viento. Como tal, esto hace que la ley de control convencional de mantenimiento de una velocidad del aire constante sea claramente inadecuada y de este modo permite una eliminación rápida de esta ley de control de su consideración.

Está claro que la previsibilidad en los tiempos de vuelo es la mejor cuando la magnitud de la aceleración de la aeronave con respecto a tierra es menos sensible a las variaciones de la velocidad y dirección del viento suponiendo que todas las operaciones comienzan encima de la misma localización de tierra y con la misma velocidad de tierra. Comenzando desde esta premisa, se encontró una condición consiguiente para un coeficiente óptimo de sustentación que proporciona la máxima previsibilidad en los descensos al ralentí,  $C_{L(MP)}$ . Hay un valor único de  $C_{L(MP)}$  para cualquier tipo de aeronave particular (o variante de un tipo de aeronave). En general,

$$C_{L(MP)} = \frac{A}{2} + \sqrt{\left(\frac{A}{2}\right)^2 + C_{L^*}^2} \quad \text{ecuación (1)}$$

donde A es una variable y  $C_{L^*}$  es el coeficiente de mayor eficacia de sustentación para la aeronave particular en consideración. Asumiendo la polar de resistencia casi estacionaria no compresible y parabólica de modo que los coeficientes  $C_{D0}$  y  $C_{D2}$  se definen de su forma usual,  $C_{L^*}$  está dado por

$$C_{L^*} = \sqrt{\frac{C_{D0}}{C_{D2}}} \quad \text{ecuación (2)}$$

## ES 2 324 561 T3

Esta expresión puede generalizarse fácilmente para uso con otros modelos de resistencia de la aeronave.

La variable A en la ecuación (1) anterior depende de la ley de control de vuelo que se considere. Usando un ángulo de la trayectoria de vuelo aerodinámico constante  $Y_{TAS}$  produciría lo siguiente:

$$A = \frac{M}{2C_{D2}} \frac{\partial \left( \frac{T}{W} \right)}{\partial M}, \quad \text{ecuación (3)}$$

donde M es el número de Mach, T es el empuje y W es el peso, todos relativos a la aeronave. La variable A permanece aproximadamente constante durante la ejecución de un descenso determinado al ralenti o próximo al ralenti y, por lo tanto el coeficiente óptimo de sustentación  $C_L(MP)$  encontrado para cualquier aeronave particular permanece constante durante el descenso. Se ha encontrado ventajoso para las aproximaciones de descenso continuo el vuelo de acuerdo con las leyes de control que, aunque no controlan activamente la aeronave mantienen este coeficiente  $C_L(MP)$ , sin embargo resulta un coeficiente de sustentación  $C_L$  que permanece cerca de su valor óptimo  $C_L(MP)$ . Este hecho elimina las aproximaciones de descenso continuo que usan una tasa de descenso constante como un candidato de compromiso. Esto es porque una tasa constante de descenso que intenta mantener un coeficiente de sustentación constante requeriría una velocidad del aire real aproximadamente constante  $V_{TAS}$  si el empuje se fija al ralenti, y esto conduce inevitablemente a cambios progresivos en el coeficiente de sustentación lo cual es contradictorio.

Esto deja solamente dos candidatos, a saber mantener el ángulo geométrico de la trayectoria de vuelo constante Y, y el ángulo de la trayectoria de vuelo aerodinámico constante  $Y_{TAS}$ . Aunque ambas aproximaciones obtienen resultados prometedores, se ha encontrado que es mejor un ángulo de la trayectoria de vuelo aerodinámico constante  $Y_{TAS}$ . Esto es porque permite descensos más rápidos, beneficiosos en términos del tiempo de vuelo global (una consideración principal de las aerolíneas) y en términos de la influencia de variaciones del viento durante el descenso (es decir, el efecto relativo de un cambio en la velocidad del viento determinado es tanto menor cuanto mayor es la velocidad del aire de la aeronave).

Sin embargo, se ha encontrado que los vuelos de aproximación de descenso continuo que controlan una aeronave siguiendo un ángulo de la trayectoria de vuelo aerodinámico prefijado  $Y_{TAS}$  producen los tiempos de vuelo más consistentes. Como resultado, las aeronaves permanecerán espaciadas más uniformemente. Ventajosamente, esto significa que pueden usarse menores separaciones entre aeroplanos.

Típicamente, el ángulo de la trayectoria de vuelo aerodinámico real  $Y_{TAS}$  a seguir dependerá de muchos factores. Uno de estos factores es la velocidad de tierra  $V_G$  del vuelo al comienzo de la aproximación de descenso continuo, es decir, en la parte superior del descenso. Esta velocidad de tierra  $V_G^{TOD}$  se calculará por el aeropuerto y se proporcionará a la aeronave entrante como se describirá con mayor detalle más adelante.

El ángulo de la trayectoria de vuelo aerodinámico óptimo  $Y_{TAS}$  también varía (para cualquier aeronave en particular) de acuerdo con otros parámetros de vuelo tales como el viento, el gradiente del viento, el peso de la aeronave y las condiciones atmosféricas tales como la temperatura y la presión. Como algunas de estas variables variarán de una aproximación de descenso continuo a la siguiente, se debería determinar un ángulo óptimo  $Y_{TAS}$  para cada una de las aproximaciones de descenso continuo. Esto puede calcularse para cualquier aeronave particular por el aeropuerto y suministrarse a continuación a la aeronave entrante, junto con la velocidad de tierra del vuelo en la parte superior del descenso. Como alternativa, la aeronave puede calcular un ángulo óptimo  $Y_{TAS}$  en base a la velocidad de tierra  $V_G^{TOD}$  suministrada. En cualquier caso, el ángulo óptimo  $Y_{TAS}$  puede determinarse automáticamente o puede determinarse manualmente (por ejemplo, consultando por un piloto unas tablas de datos). Pueden proporcionarse funciones que relacionen el ángulo de la trayectoria de vuelo aerodinámico  $Y_{TAS}$  con los parámetros de vuelo mencionados anteriormente. Como alternativa, las tablas de ángulos de las trayectorias de vuelo aerodinámico  $Y_{TAS}$  pueden proporcionarse siguiendo una búsqueda para una combinación particular de tipo de aeronave, peso de la aeronave, viento, gradiente del viento y condiciones atmosféricas. Estas funciones o tablas pueden estar disponibles para su uso por los ordenadores de las aeronaves, pilotos, ordenadores del aeropuerto o personal del aeropuerto.

Como se ha observado anteriormente, el ángulo de la trayectoria de vuelo aerodinámico óptimo  $Y_{TAS}$  es una función de diversos parámetros de vuelo, cambios en el ángulo de la trayectoria de vuelo aerodinámico  $Y_{TAS}$ , y por lo tanto la previsibilidad del tiempo de vuelo, son más susceptibles a imprecisiones en algunos parámetros de vuelo que en otros. Por ejemplo, se ha encontrado que las variaciones en el gradiente del viento que se usan para calcular el ángulo de la trayectoria de vuelo aerodinámico  $Y_{TAS}$  no alteran marcadamente el ángulo de la trayectoria de vuelo aerodinámico seguido y no cambia sustancialmente el tiempo de vuelo. De forma similar, las imprecisiones en el peso de la aeronave no tienen un gran efecto.

Sin embargo, se ve un efecto más marcado sobre el ángulo de la trayectoria de vuelo aerodinámico  $Y_{TAS}$  de vuelo y una variación en el tiempo de vuelo por imprecisiones que pueden esperarse en un sistema de control de vuelo del aeroplano implementado la ley de control especificada, es decir, el sistema de control de vuelo del aeroplano no podrá mantener el ángulo de la trayectoria de vuelo aerodinámico especificado  $Y_{TAS}$  perfectamente, y las imprecisiones encontradas como las derivas de la aeronave desde el ángulo especificado conducen a la mayor variación en el tiempo

## ES 2 324 561 T3

de vuelo. Por lo tanto, es particularmente importante conseguir un buen control de la aeronave de modo que siga el ángulo de la trayectoria de vuelo aerodinámico especificado  $Y_{TAS}$  tan estrechamente como sea posible.

También se ha encontrado que la previsibilidad en el tiempo de vuelo no es particularmente sensible a los cambios en  $C_L(MB)$ , de este modo la trayectoria de vuelo nominal (y de este modo  $Y_{TAS}$ ) pueden calcularse como se ha descrito anteriormente pero para un coeficiente de sustentación  $C_L$  objetivo ligeramente diferente. Esto es conveniente ya que permite al aeropuerto asignar una velocidad de tierra única en la parte superior del descenso a todas las aeronaves que están realizando aproximaciones de descenso continuo al aeropuerto, independientemente del tipo de aeronave en particular. Esto dará como resultado en la mayor parte de las aeronaves volando con un coeficiente de sustentación  $C_L$  ligeramente separado de sus coeficientes óptimos de sustentación  $C_L(MP)$ . Sin embargo, esta pequeña diferencia significa que la aeronave presentará registros de velocidad ampliamente similares y sólo pequeñas dispersiones en los tiempos de vuelo. Esto debería mejorar adicionalmente la capacidad del aeropuerto incluso si cada uno de los tipos de aeronave vuela en un  $Y_{TAS}$  diferente.

La Figura 1 y la siguiente descripción se proponen como un modo para los aeropuertos para calcular una velocidad de tierra  $V_G^{TOD}$  para el vuelo en la parte superior del descenso. En 1, el aeropuerto identifica los tipos de aeronaves que se espera que vuelen dentro del aeropuerto. En 2, para cualquier tipo de aeronave particular, el aeropuerto obtiene el área de la superficie  $S$  de las alas para ese tipo de aeronave, el peso típico  $W_{TOD}$  de ese tipo de aeronave en la parte superior del descenso y el coeficiente óptimo de sustentación  $C_L(MP)$ . En 3, el aeropuerto también determina la presión y la temperatura del aire actual en la parte superior del descenso, permitiendo por lo tanto encontrar la densidad del aire  $\rho_{TOD}$ . A partir de esta información, el aeropuerto puede calcular una velocidad de aire objetivo  $V_{TAS}^{TOD}$  para ese tipo de aeronave a partir de:

$$V_{TAS}^{TOD} = \sqrt{\frac{2 \cdot W_{TOD}}{\rho_{TOD} \cdot S \cdot C_L(MP)}} \quad \text{ecuación (4)}$$

Esta velocidad del aire  $V_{TAS}^{TOD}$  se convierte fácilmente a velocidad de tierra  $V_G^{TOD}$  usando la velocidad del viento  $V_{wind}^{TOD}$  en la parte superior del descenso,

es decir

$$V_G^{TOD} = V_{TAS}^{TOD} - V_{WIND}^{TOD} \quad \text{ecuación (5)}$$

Por lo tanto, la velocidad de tierra  $V_G^{TOD}$  para ese tipo de aeronave se encuentra que proporciona el coeficiente óptimo de sustentación  $C_L(MP)$ . Este proceso se repite para todos los tipos de aeronaves conocidos que usan ese aeropuerto. Pueden encontrarse diferentes velocidades de tierra para las diferentes variantes de tipos de aeronaves (por ejemplo para el Boeing 777-200 y el 777-300 o incluso para el 777-200, 777-200ER y el 777-200LR). Por lo tanto, se encuentran una serie de velocidades de tierra, que comprende una velocidad de tierra  $V_G^{TOD}$  para cada tipo particular de aeronave.

En teoría, podría suministrarse a cada una de las aeronaves la velocidad de tierra  $V_G^{TOD}$  que sea apropiada para su tipo. Sin embargo, en la práctica, se encuentra una velocidad de tierra media  $V_G^{TOD}$  que se proporciona para todas las aeronaves, independientemente de sus tipos. Esta puede ser una media directa de los valores encontrados para cada tipo de aeronave (o variante). La media podría calcularse usando las contribuciones ponderadas para reflejar el número de cualesquiera tipos de aeronave particular que usan ese aeropuerto. Esto puede ser útil ya que ciertos aeropuertos tienen diferentes distribuciones de tipos de aeronaves, por ejemplo, centros como Heathrow en Londres ven aeronaves relativamente mayores como el Boeing 747 mientras que los aeropuertos regionales tienden a ver aeronaves predominantemente más pequeñas tal como el Boeing 737.

Como se ha mencionado anteriormente, saber la velocidad de tierra para el vuelo en la parte superior del descenso  $V_G^{TOD}$  y el coeficiente óptimo de sustentación  $C_L(MP)$  para cualquier tipo de aeronave particular, permite determinar el ángulo de la trayectoria de vuelo aerodinámico  $Y_{TAS}$  para esa aeronave. Esta determinación puede realizarse por el aeropuerto o por la aeronave. También como se ha mencionado anteriormente, el ángulo  $Y_{TAS}$  puede encontrarse directamente o puede deducirse de tablas de datos que relacionan la velocidad de tierra  $V_G^{TOD}$  con los otros parámetros de vuelo para un tipo de aeronave. Por ejemplo, es posible generar tablas que relacionan el ángulo de la trayectoria de vuelo aerodinámico óptimo  $Y_{TAS}$  con los parámetros de vuelo usando simulaciones (bien numéricas o de vuelo en un simulador de vuelo).

Por ejemplo, las simulaciones pueden realizarse usando un modelo de tres grados de libertad para calcular  $Y_{TAS}$ . En simulaciones, las condiciones del viento, el peso de la aeronave y la altitud de comienzo en TOD pueden fijarse a los valores nominales (esperados). La velocidad de tierra del aeroplano en la parte superior del descenso  $V_G^{TOD}$  pueden introducirse para dar el coeficiente de sustentación en la parte superior del descenso  $C_L^{TOD}$  (por ejemplo, calcularse de acuerdo con las ecuaciones (1) a (3). Con estas condiciones de descenso iniciales fijadas, puede introducirse una conjetura inicial del ángulo de la trayectoria de vuelo aerodinámico  $Y_{TAS}^0$  y una simulación del vuelo de aproximación

## ES 2 324 561 T3

de descenso continuo usando una ley de control que sigue este ángulo de la trayectoria de vuelo aerodinámico constante  $Y_{TAS}^0$ . El valor de  $C_L$  en la parte inferior del descenso (a veces denominado con en nivel de fijación (LOF))  $C_L^{LOF}$  se comparó con el coeficiente en la parte superior del descenso  $C_L^{TOD}$ .

5 Como se ha mostrado anteriormente, los descensos más previsibles se producen cuando  $Y_{TAS}$  se fija de modo que el coeficiente  $C_L$  permanece igual a  $C_L(MP)$  y no cambia sobre el descenso para los valores nominales del viento, el gradiente del viento, el peso y las condiciones atmosféricas: Por lo tanto, las simulaciones se repitieron con el valor de  $Y_{TAS}$  iterado hasta que  $C_L^{TOD} = C_L^{LOF}$  (o el valor de  $Y_{TAS}$  que se encontró que obtiene la menor diferencia en los coeficientes). De este modo el valor óptimo de  $Y_{TAS}$  se encuentra para aquellos valores de parámetros de vuelo  
10 particulares. Debería enfatizarse que la ley de control se basa en el mantenimiento de  $Y_{TAS}$  y no en el mantenimiento de  $C_L$ , y de este modo los Valores de  $C_L$  variarán ligeramente desde  $C_L(MP)$  durante el descenso según varían los valores de viento, el gradiente del viento, el peso y la presión y temperatura del aire respecto a las condiciones nominales esperadas.

15 Cada uno de los parámetros de vuelo puede iterarse a continuación y repetirse las simulaciones para encontrar valores óptimos de  $Y_{TAS}$ . De este modo, pueden deducirse las tablas de datos que relacionan  $Y_{TAS}$  con los parámetros de vuelo. A continuación, en la práctica, podemos referirnos a estas tablas cuando se va a volar una aproximación de descenso continuo. Por ejemplo, un piloto puede recopilar los parámetros de vuelo (velocidad de tierra, velocidad de viento, gradiente del viento, peso de la aeronave, temperatura y presión en la parte superior del descenso) y usarlos  
20 para encontrar el valor apropiado y medir el valor óptimo de  $Y_{TAS}$ . Como se ha mencionado anteriormente,  $Y_{TAS}$  puede determinarse por el aeropuerto. Por ejemplo, pueden enterarse de un Boeing 747-400 entrante y calcular de este modo el  $Y_{TAS}$  óptimo en base a la velocidad de tierra actual del vuelo en la parte superior del descenso  $V_G^{TOD}$  (y usar los datos representativos para el tipo de aeronave y las condiciones atmosféricas actuales). El aeropuerto puede comunicar a continuación la velocidad de tierra  $V_G^{TOD}$  e  $Y_{TAS}$  a la aeronave.

25 La Figura 2 muestra esquemáticamente las etapas que pueden realizarse para volar la aproximación de descenso continuo de acuerdo con la presente invención, es decir, usando una ley de control que mantiene un ángulo de la trayectoria de vuelo aerodinámico constante  $Y_{TAS}$ .

30 En 10, la aeronave recibe la localización de la parte superior del descenso desde el destino, normalmente un controlador de tráfico aéreo asociado con un aeropuerto. La parte superior de la localización de descenso especificará una posición y una altitud, por ejemplo, 3.048 metros. Como alternativa, esta información puede conocerse ya por el piloto de la aeronave. Por ejemplo, puede decirse al piloto sobre qué pista de aterrizaje aterrizar de modo que el piloto puede buscar la parte superior de la localización descendente asociada con esa pista de aterrizaje, por ejemplo a partir  
35 de una bolsa de vuelo.

Además al recibir la parte superior de la localización de descenso en 10, la aeronave también recibe desde el destino una velocidad de tierra a seguir en la parte superior del descenso  $V_G^{TOD}$ . Como para la localización de la parte superior de descenso, esta información puede estar públicamente disponible de modo que el piloto puede recuperar esta información a partir de la bolsa de vuelo o similar y de este modo la etapa de enviar la velocidad de tierra puede omitirse.

40 En esta realización, la velocidad de tierra especificada  $V_G^{TOD}$  es la misma para todas las aeronaves y de este modo se aseguran registros de velocidad similares durante los descensos, permitiendo por lo tanto mantener las separaciones al mínimo. La velocidad de tierra  $V_G^{TOD}$  puede calcularse como se ha descrito anteriormente.

45 En 12, se determina el ángulo de la trayectoria de vuelo aerodinámico  $Y_{TAS}$  a seguir. En esta realización, esta etapa se realiza en la aeronave en lugar de realizarse en el aeropuerto. La determinación puede realizarse por un ordenador del aeropuerto o puede determinarse por el piloto. En esta realización, el valor de  $Y_{TAS}$  se determina a partir de una tabla de búsqueda que relaciona  $Y_{TAS}$  con el peso de la aeronave, la velocidad de tierra  $V_G^{TOD}$ , el gradiente del viento y las condiciones atmosféricas para ese tipo de aeronave. El peso de la aeronave (determinado para la parte superior del descenso), el gradiente del viento medio, y las condiciones atmosféricas típicamente están disponibles por el piloto. Preferiblemente, sin embargo, el gradiente de viento local y las condiciones atmosféricas se retransmiten a la aeronave  
50 en la etapa 10, junto con la velocidad de tierra.

55 En 14, la aeronave procede a la parte superior de la localización de descenso, como se indica por el control de tráfico aéreo (ATC). Esta etapa del vuelo puede realizarse manualmente o usando un piloto automático. En cualquier caso, la aeronave se pondrá a la velocidad de tierra especificada  $V_G^{TOD}$ .

60 En 16, como se muestra en la Figura 3, se alcanza la parte superior de la localización de descenso 5 y comienza la aproximación de descenso continuo. Los motores de la aeronave se fijan al ralentí o próximos al ralentí con la aeronave en una configuración limpia. La aeronave 4 cabecea hacia abajo para adoptar el ángulo de la trayectoria de vuelo aerodinámico calculado  $Y_{TAS}$ . Este segmento es más probable que se vuele bajo el control del piloto automático de la aeronave que usará las superficies de control de la aeronave para mantener el ángulo de la trayectoria de  
65 vuelo  $Y_{TAS}$  constante con relación a los vientos cambiantes alrededor de la aeronave. La capacidad de controlar una aeronave usando un piloto automático es bien conocida y no se describirá aquí adicionalmente. Como alternativa, el segmento puede volarse manualmente aunque se prevé que la aeronave proporcionará indicios al piloto para posibilitar el mantenimiento del ángulo de la trayectoria de vuelo aerodinámico  $Y_{TAS}$ .

## ES 2 324 561 T3

La aeronave sigue la aproximación de descenso continuo hasta que alcanza, en 18, el punto de referencia. En este punto, la aeronave se estabiliza a la altitud que haya alcanzado. La altitud pretendida puede ser 610 metros, aunque diferentes tipos de aeronaves y variaciones en las condiciones de vuelo reales durante el primer segmento del descenso significarán que la aeronave llegará con una dispersión de altitudes alrededor de este valor deseado. Las aproximaciones de descenso continuo pueden calcularse para asegurar que la dispersión de altitudes no compromete la seguridad.

La aeronave se estabiliza en 18 con los motores aún puestos al ralentí o próximos al ralentí de modo que la aeronave reduce la velocidad para conseguir la velocidad de la pendiente de planeo apropiada para esa aeronave. Los alerones deben desplegarse tan pronto como sea posible según disminuye la velocidad del aire para asegurar que este segmento se mantiene tan corto como sea posible.

Se sigue el vuelo plano en 20 hasta que se intercepta la pendiente de planeo en 22. En este punto la aeronave hace su aproximación final usando el ILS para aterrizar en su destino.

Se ha comprobado la previsibilidad de los planes de vuelo de aproximación de descenso continuo. La Figura 4 muestra los resultados de una de tales comprobaciones en términos de incertidumbre de los tiempos de vuelo para una aproximación de descenso de pendiente continua descendiendo entre 3.048 metros y 610 metros para una aeronave Boeing 737-300. La incertidumbre en los tiempos de vuelo para las aproximaciones de descenso continuo, con un ángulo de la trayectoria de vuelo aerodinámico constante se compara con los descensos de ángulo geométrico de la trayectoria de vuelo constante/velocidad del aire calibrada constante, para diferentes condiciones del viento y diferentes ángulos de la trayectoria de vuelo. Como puede verse, la incertidumbre en el tiempo de vuelo es mucho menor para las aproximaciones de descenso continuo, que usan un ángulo de la trayectoria de vuelo aerodinámico constante, independientemente del coeficiente de sustentación  $C_L$  del descenso en condiciones de viento nominales.

Las simulaciones se realizaron también para comprobar el funcionamiento de las aproximaciones de descenso continuo que usan leyes de control diferentes, en términos de reducción del impacto de ruido, tiempo de vuelo y consumo de combustible. Las simulaciones se corrieron para descensos con motores al ralentí usando un Boeing 737-300. Las diferentes leyes de control comprobadas corresponden a las apuntadas para conseguir el ruido más bajo posible, el tiempo de vuelo más corto posible, el consumo de combustible más bajo posible y la máxima previsibilidad (es decir, manteniendo el ángulo de la trayectoria de vuelo aerodinámico  $Y_{TAS}$  constante para asegurar la variación mínima en el tiempo de llegada).

La aproximación de descenso continuo para ruido reducido intenta seguir las altitudes más altas a las velocidades más bajas posibles en dos segmentos, que comienzan a los 3.048 metros. La velocidad del aire calibrada se mantiene constante e igual a 389 Km/hora durante el primer segmento, que está justo por encima de la velocidad más baja recomendada para este aeroplano volando en configuración limpia. Se mantuvo un ángulo de trayectoria de vuelo geométrico  $Y = -3,3$  grados, que aseguró un empuje al ralentí sin viento presente. En el segundo segmento, el aeroplano redujo su velocidad sin seguir un ángulo de trayectoria de vuelo geométrico revisado  $Y = -2,9$  grados y desplegando los alerones a la velocidad nominal de cambio de alerones. Se sigue este segmento para interceptar la pendiente de planeo desde abajo, como se recomienda a 610 metros y 333 Km/hora.

La aproximación de descenso continuo para el tiempo de vuelo más corto posible consiste de un descenso desde 3.048 metros hasta 610 metros a 463 Km/hora (la velocidad más rápida permitida a esas altitudes) y con un ángulo de la trayectoria de vuelo geométrico  $Y = -3,44$  grados, seguido por un corto segmento plano al ralentí donde la aeronave despliega los alerones y reduce la velocidad a 333 Km/hora. En esta aproximación, los alerones se desplegaron tan pronto como la velocidad de aire disminuyó al máximo posible para esa posición de los alerones para acortar este segmento y reducir incluso más el tiempo total de vuelo.

La aproximación de descenso continuo para un consumo mínimo de combustible se ejecutó a 430 Km/hora que mantiene el coeficiente de sustentación  $C_L$  aproximadamente igual al de máxima eficacia entre 3.048 metros y 610 metros, y un ángulo de la trayectoria de vuelo geométrico  $Y = -3,32$  grados. En esta aproximación, hay también un corto segmento plano al ralentí después del descenso donde la aeronave reduce la velocidad a 333 Km/hora.

Como ejemplo, la aproximación de descenso continuo para una máxima previsibilidad se ejecutó con un ángulo de la trayectoria de vuelo aerodinámico  $Y_{TAS} = -3,33$  grados,  $C_L(MP) = 0,687$ , peso = 49.895 Kg, altitud TOD = 3.048 metros, condiciones atmosféricas ISA estándar y cero viento nominal para un modelo Boeing 737-300 con motores CFM56-3B1. También se incluye un segmento plano al ralentí a 610 metros para reducir la velocidad del aeroplano a 333 Km/hora, justo en la intercepción de la pendiente de planeo. Durante este segmento se despliegan los alerones tan pronto como sea posible para acortar esta región, donde los aeroplanos no vuelan en las condiciones de máxima previsibilidad.

Los perfiles de altitud y velocidad de las diferentes aproximaciones de descenso continuo se muestran en las Figuras 5 y 6. Se usaron las simulaciones para calcular el tiempo de vuelo y el consumo de combustible para estas aproximaciones de descenso continuo diferentes. También, se calculó una estimación del único evento de impacto de ruido asociado con cada una de las cuatro aproximaciones de descenso continuo en términos de valores de pico ( $LA_{max}$ ) y niveles de exposición de sonido (SEL) en dBA.

## ES 2 324 561 T3

La Figura 7 muestra los niveles de exposición de sonido en la trayectoria de la huella terrestre para cada una de las cuatro aproximaciones de descenso continuo. Los valores de SEL y de  $LA_{max}$  a lo largo de trayectoria de la huella terrestre para distancias de seguimiento de tierra iguales a -5, -10, -15 y -20 millas náuticas se promediaron y se dan en la Tabla 1, junto con los tiempos de vuelo y los consumos de combustible para cada una de las cuatro aproximaciones de descenso continuo.

Además, las simulaciones se realizaron para las mismas condiciones pero con viento en contra de 27,8 Km/hora, y las diferencias en el tiempo de vuelo entre los casos de con viento y sin viento ( $\Delta t$ ) se muestran en la tabla 1 como una medida del grado de previsibilidad de cada una de las aproximaciones de descenso continuo. Los datos muestran que la realización de aproximación de descenso continuo para la máxima previsibilidad se mantiene próxima al óptimo en términos de reducción del ruido y ahorro de combustible, y sólo tiene una pequeña penalización en el tiempo de vuelo. Esto último, que está asociado con los intereses de las aerolíneas, debería compensarse de lejos con los beneficios en la previsibilidad.

TABLA 1

Tipo de CDA	Tiempo (s)	Combustible Kg	SEL (dBA)	$LA_{max}$ (dBA)	$\Delta t$ (s)
Tiempo de CDA	362	+6%	+5%	+8%	+627%
CDA Combustible	+7%	64,9	+3%	+5%	+713%
CDA Ruido	+16%	+8%	66	51	+940%
CDA Previsibilidad	+10%	+1%	+2%	+3%	3

Claramente se verá por los especialistas en la técnica que pueden realizarse variaciones a las realizaciones anteriores sin apartarse necesariamente del alcance de la invención que se define por las reivindicaciones adjuntas.

REIVINDICACIONES

1. El sistema de gestión de aeronaves para su uso en la gestión de aeronaves (4) en vuelos de aproximación de descenso continuo dentro de un aeropuerto, en el que el sistema está dispuesto: para determinar (1) los tipos de aeronaves que se espera que vuelen dentro del aeropuerto; para determinar (2), para cada uno de los tipos de aeronave, un coeficiente óptimo de sustentación que proporciona la máxima previsibilidad en el tiempo de vuelo para la aproximación de descenso continuo y el ángulo de la trayectoria de vuelo aerodinámico resultante ( $Y_{TAS}$ ) a mantener por la aeronave durante la aproximación de descenso continuo; y para calcular (3) una velocidad de tierra común aplicable a todas los tipos de aeronaves para el vuelo de las aeronaves en la parte superior del descenso (5) de sus aproximaciones de descenso continuo, en las que la velocidad de tierra común se calcula usando los coeficientes óptimos de sustentación determinados para los tipos de aeronaves.

2. El sistema de gestión de aeronaves de la reivindicación 1, dispuesto para calcular la velocidad de tierra común determinando una velocidad de tierra para cada uno de los tipos de aeronaves usando el coeficiente óptimo de sustentación asociado con cada uno de los tipos particulares, y calcular la velocidad de tierra común en base a un promedio de las velocidades de tierra determinadas para cada uno de los tipos de aeronaves.

3. El sistema de gestión de aeronaves de la reivindicación 2, dispuesto para calcular la velocidad de tierra común calculando un promedio ponderado de las velocidades de tierra determinadas para cada uno de los tipos de aeronaves en base a la proporción esperada de aproximaciones de descenso continuo a volar por ese tipo de aeronave.

4. El sistema de gestión de aeronaves de la reivindicación 2 ó la reivindicación 3, dispuesto para calcular la velocidad de tierra  $V_G$  para cada uno de los tipos de aeronaves de acuerdo con

$$V_G = V_{TAS} - V_{WIND}$$

donde  $V_{WIND}$  es la velocidad del viento en la parte superior del descenso, y

$$V_{TAS} = \sqrt{\frac{2 \cdot W_{TOD}}{\rho_{TOD} \cdot S \cdot C_L(MP)}}$$

donde  $W_{TOD}$  es el peso típico del tipo de aeronave en la parte superior del descenso,  $\rho_{TOD}$  es la densidad del aire en la parte superior del descenso, S es el área de las alas del tipo de aeronave y  $C_L(MP)$  es el coeficiente óptimo de sustentación para el tipo de aeronave.

5. El sistema de gestión de aeronaves de la reivindicación 1, dispuesto para calcular la velocidad de tierra común determinando un coeficiente óptimo promedio de sustentación a partir de los coeficientes óptimos de sustentación calculados para los diferentes tipos de aeronaves y que usa este coeficiente óptimo de sustentación promedio para determinar la velocidad de tierra común.

6. El sistema de gestión de aeronaves de cualquiera de las reivindicaciones anteriores, dispuesto para determinar el coeficiente óptimo de sustentación para cada uno de los tipos de aeronaves calculando el coeficiente óptimo de sustentación  $C_L(MP)$  a partir de

$$C_L(MP) = -\frac{A}{2} + \sqrt{\left(\frac{A}{2}\right)^2 + C_{L*}^2}$$

donde

$$A = \frac{M}{2C_{D2}} \frac{\partial(T/W)}{\partial M}$$

y M es la velocidad (número de Mach), T es el empuje, W es el peso de la aeronave,  $C_{L*}$  es el coeficiente de sustentación más eficaz para el tipo de aeronave, y  $C_{D0}$  y  $C_{D2}$  son las polares de resistencia parabólica aerodinámicos usuales.

## ES 2 324 561 T3

7. El sistema de gestión de aeronaves de la reivindicación 6, dispuesto para calcular  $C_{L^*}$  a partir de

$$C_{L^*} = \sqrt{\frac{C_{D0}}{C_{D2}}}$$

donde  $C_{D0}$  y  $C_{D2}$  son las polares de resistencia aerodinámica parabólica usuales.

8. El sistema de gestión de aeronaves de cualquiera de las reivindicaciones anteriores, dispuesto para pasar la velocidad de tierra común a las aeronaves en aproximación al aeropuerto antes de que comiencen sus aproximaciones de descenso continuo.

9. Un sistema de navegación de aeronaves dispuesto para calcular una parte del plan de vuelo de la aeronave que efectúa una aproximación de descenso continuo, con los motores de la aeronave puestos sustancialmente al ralentí, estando dispuesto el sistema de navegación de la aeronave para determinar (12) un ángulo de la trayectoria de vuelo aerodinámico a mantener durante el vuelo de la parte descendente del plan de vuelo de modo que manteniendo el ángulo mientras se vuela la parte descendente del plan de vuelo se produce una variación mínima en el coeficiente de sustentación.

10. El sistema de navegación de aeronaves de la reivindicación 9, dispuesto para realizar simulaciones para determinar el ángulo de la trayectoria de vuelo aerodinámico.

11. El sistema de navegación de aeronaves de la reivindicación 10, dispuesto para correr las simulaciones usando valores de entrada de uno o más de: la altitud de la parte superior del descenso, la velocidad de tierra objetivo para volar en la parte superior del descenso, el tipo de aeronave, el peso de la aeronave, la velocidad del viento, el gradiente del viento, la presión y la temperatura atmosférica.

12. El sistema de navegación de aeronaves de la reivindicación 9, dispuesto para determinar el ángulo de la trayectoria de vuelo aerodinámico con referencia a una tabla de datos que relacionan los ángulos de las trayectorias de vuelo aerodinámico con parámetros de vuelo.

13. El sistema de navegación de aeronaves de la reivindicación 12, en el que los parámetros de vuelo comprenden uno o más de: la altitud de la parte superior del descenso, la velocidad de tierra objetivo para volar en la parte superior del descenso, el tipo de aeronave, el peso de la aeronave, la velocidad del viento, el gradiente del viento, la presión atmosférica y la temperatura atmosférica.

14. El sistema de navegación de aeronaves de la reivindicación 12 ó la reivindicación 13, en el que la tabla se produce corriendo simulaciones para determinar el ángulo de la trayectoria de vuelo aerodinámico.

15. El sistema de navegación de aeronaves de la reivindicación 14, en el que las simulaciones se corren usando valores de entrada de uno o más de: la altitud de la parte superior del descenso, la velocidad de tierra objetivo para volar en la parte superior del descenso, el tipo de aeronave, el peso de la aeronave, la velocidad del viento, el gradiente del viento, la presión atmosférica y la temperatura atmosférica.

16. El sistema de navegación de aeronaves de cualquiera de las reivindicaciones 9 a 15, dispuesto además para recibir la localización de la parte superior del descenso para usar esta localización como el punto de comienzo para la parte de descenso del plan de vuelo.

17. El sistema de navegación de aeronaves de la reivindicación 16, dispuesto además para recibir la localización de la parte inferior del descenso y para terminar la parte del descenso del plan de vuelo en esta localización.

18. El sistema de navegación de aeronaves de cualquiera de las reivindicaciones 9 a 17, dispuesto además para guiar la aeronave a lo largo de una aproximación de descenso continuo, estando dispuesto el sistema de navegación de aeronaves para guiar la aeronave de modo que mantiene el ángulo de la trayectoria de vuelo aerodinámico durante la aproximación de descenso continuo.

19. El sistema de navegación de aeronaves de la reivindicación 18, dispuesto: para guiar la aeronave para volar a la altitud especificada de la parte superior del descenso a la velocidad de tierra especificada; en la localización especificada de la parte superior del descenso, para provocar que los motores de la aeronave que se pongan sustancialmente al ralentí y para guiar a la aeronave de modo que se ajusta su perfil para adoptar el ángulo de la trayectoria de vuelo aerodinámico; y, durante la aproximación de descenso continuo, guiar a la aeronave para asegurar que la aeronave mantiene el ángulo de la trayectoria de vuelo aerodinámico.

## ES 2 324 561 T3

20. El sistema de navegación de aeronaves de la reivindicación 19, dispuesto además para guiar la aeronave para asegurar que la aeronave se estabiliza y mantiene el vuelo plano cuando la aeronave alcanza la parte inferior especificada de la altitud de descenso o la parte inferior especificada de la localización del descenso.

5 21. El sistema de navegación de aeronaves de la reivindicación 20, dispuesto además para provocar que los motores que se mantengan al ralentí de modo que la aeronave decelera a la velocidad del aire especificada.

10 22. El sistema de navegación de aeronaves de la reivindicación 20 o la reivindicación 21, dispuesto además para guiar (20) a la aeronave para mantener el vuelo plano hasta que se intercepta la pendiente de planeo al destino.

15 23. Un método de gestión de aeronaves (4) que vuelan aproximaciones de descenso continuo dentro de un aeropuerto, comprendiendo el método: determinar (1) los tipos de aeronaves que se espera que vuelen dentro del aeropuerto; determinar (2), para cada uno de los tipos de aeronaves, un coeficiente óptimo de sustentación que proporciona la máxima previsibilidad en el tiempo para volar la aproximación de descenso continuo y el ángulo de la trayectoria de vuelo aerodinámico resultante ( $\dot{Y}_{TAS}$ ) a mantener por la aeronave durante la aproximación de descenso continuo; y calcular (3) una velocidad de tierra común para volar por la aeronave en la parte superior del descenso (5) de sus aproximaciones de descenso continuo, en las que la velocidad de tierra común se calcula usando los coeficientes óptimos de sustentación determinados para los tipos de aeronaves.

20 24. El método de la reivindicación 23, en el que calcular la velocidad de tierra común comprende determinar una velocidad de tierra para cada uno de los tipos de aeronaves usando el coeficiente óptimo de sustentación asociado con cada uno de los tipos particulares, y calcular la velocidad de tierra común en base a un promedio de las velocidades de tierra determinadas para cada uno de los tipos de aeronave.

25 25. El método de la reivindicación 24, en el que calcular la velocidad de tierra común comprende calcular un promedio ponderado de las velocidades de tierra determinadas para cada uno de los tipos de aeronave en base a la proporción esperada de aproximaciones de descenso continuo a volar por ese tipo de aeronave.

30 26. El método de la reivindicación 24 o la reivindicación 25, que comprende calcular la velocidad de tierra  $V_G$  para cada uno de los tipos de aeronave de acuerdo con

$$V_G = V_{TAS} - V_{wind}$$

35 donde  $V_{wind}$  es la velocidad del viento en la parte superior del descenso, y

$$40 \quad V_{TAS} = \sqrt{\frac{2 \cdot W_{TOD}}{\rho_{TOD} \cdot S \cdot C_L(MP)}}$$

45 donde  $W_{TOD}$  es el peso típico del tipo de aeronave en la parte superior del descenso,  $\rho_{TOD}$  es la densidad del aire en la parte superior del descenso,  $S$  es el área de las alas del tipo de aeronave y  $C_L(MP)$  es el coeficiente óptimo de sustentación para el tipo de aeronave.

50 27. El método de la reivindicación 23, en el que calcular la velocidad de tierra común comprende determinar un coeficiente óptimo promedio de sustentación a partir de los coeficientes óptimos de sustentación calculados para los diferentes tipos de aeronaves y usar este coeficiente óptimo promedio de sustentación para determinar la velocidad de tierra común.

55 28. El método de cualquiera de las reivindicaciones 23 a 27, en el que determinar el coeficiente óptimo de sustentación para cada uno de los tipos de aeronaves comprende calcular el coeficientes óptimo de sustentación  $C_L(MP)$  a partir de

$$60 \quad C_L(MP) = -\frac{A}{2} + \sqrt{\left(\frac{A}{2}\right)^2 + C_{L*}^2}$$

donde

$$65 \quad A = \frac{M}{2C_{D2}} \frac{\partial(T/W)}{M}$$

## ES 2 324 561 T3

y  $M$  es la velocidad (número de Mach),  $T$  es el empuje,  $W$  es el peso de la aeronave,  $C_{L^*}$  es el coeficiente de sustentación más eficaz para el tipo de aeronave, y  $C_{D0}$  y  $C_{D2}$  son las polares de resistencia parabólica aerodinámicas usuales.

5 29. El método de la reivindicación 28, que comprende calcular  $C_{L^*}$  a partir de

$$10 \quad C_{L^*} = \sqrt{\frac{C_{D0}}{C_{D2}}}$$

donde  $C_{D0}$  y  $C_{D2}$  son las polares de resistencia parabólica aerodinámicas usuales.

15 30. El método de cualquiera de las reivindicaciones 23 a 29, que comprende pasar la velocidad de tierra común a las aeronaves que se están aproximando al aeropuerto antes de que comiencen sus aproximaciones de descenso continuo.

20 31. Un método para calcular una parte del plan de vuelo de una aeronave que efectúa una aproximación de descenso continuo, con el conjunto de motores de la aeronave sustancialmente al ralentí, comprendiendo el método determinar un ángulo de la trayectoria de vuelo aerodinámico a mantener durante el vuelo de la parte de descenso del plan de vuelo de modo que el mantenimiento del ángulo mientras vuela la parte de descenso del plan de vuelo produce una variación mínima en el coeficiente de sustentación.

25 32. El método de la reivindicación 31, que comprende correr simulaciones para determinar el ángulo de la trayectoria de vuelo aerodinámico.

30 33. El método de la reivindicación 32, que comprende correr las simulaciones usando valores de entrada de uno o más de: la altitud de la parte superior del descenso, la velocidad de tierra objetivo para volar en la parte superior del descenso, el tipo de aeronave, el peso de la aeronave, la velocidad del viento, el gradiente del viento, la presión atmosférica y temperatura atmosférica.

35 34. El método de la reivindicación 33, que comprende determinar el ángulo de la trayectoria de vuelo aerodinámico con referencia a una tabla de datos que relaciona los ángulos de las trayectorias de vuelo aerodinámico con los parámetros de vuelo.

40 35. El método de la reivindicación 34, en el que los parámetros de vuelo comprenden uno o más de: la altitud de la parte superior del descenso, la velocidad de tierra objetivo para volar en la parte superior del descenso, el tipo de aeronave, el peso de la aeronave, la velocidad del viento, el gradiente del viento, la presión atmosférica y temperatura atmosférica.

36. El método de la reivindicación 34 ó la reivindicación 35, en el que la tabla se produce corriendo simulaciones para determinar el ángulo de la trayectoria de vuelo aerodinámico.

45 37. El método de la reivindicación 36, en el que las simulaciones se corren usando valores de entrada de uno o más de: la altitud de la parte superior del descenso, la velocidad de tierra objetivo para volar en la parte superior del descenso, el tipo de aeronave, el peso de la aeronave, la velocidad del viento, el gradiente del viento, la presión atmosférica y la temperatura atmosférica.

50 38. El método de cualquiera de las reivindicaciones 31 a 37, que comprende recibir la localización de la parte superior del descenso (5) y usar esta localización como punto de comienzo para la parte de descenso del plan de vuelo.

39. El método de la reivindicación 38, que comprende recibir la localización de la parte inferior del descenso y que termina la parte de descenso del plan de vuelo en esta localización.

55 40. Un método de guiado de una aeronave (4) para volar la parte del plan de vuelo de la aeronave calculada de acuerdo con cualquiera de las reivindicaciones de 31 a 39, que sigue por lo tanto la aproximación de descenso continuo guiando la aeronave de modo que se mantiene el ángulo de la trayectoria de vuelo aerodinámico durante la aproximación de descenso continuo que produce una variación mínima en el coeficiente de sustentación.

60 41. El método de la reivindicación 40, que comprende: guiar a la aeronave para que vuele a la altitud especificada de la parte superior del descenso a la velocidad de tierra especificada; en la localización especificada de la parte superior del descenso, provocando que los motores de la aeronave se fijen sustancialmente al ralentí y guiar la aeronave de modo que su perfil se ajuste para adoptar el ángulo de la trayectoria de vuelo aerodinámico; y, durante la aproximación de descenso continuo, guiar la aeronave para asegurar que la aeronave mantiene el ángulo de la trayectoria de vuelo aerodinámico.

65

## ES 2 324 561 T3

42. El método de la reivindicación 41, que comprende guiar la aeronave para asegurar que la aeronave se estabiliza y mantiene un vuelo plano cuando la aeronave alcanza la parte inferior especificada de la altitud del descenso o la parte inferior especificada de la localización de descenso.

5 43. El método de la reivindicación 42, que comprende provocar que los motores se mantengan al ralentí de modo que la aeronave decelera a la velocidad del aire especificada.

44. El método de la reivindicación 42 o la reivindicación 43, que comprende guiar (22) la aeronave para que mantenga un vuelo plano hasta que se intercepte la pendiente de planeo para el destino.

10

45. Un ordenador programado para funcionar de acuerdo con cualquiera de los métodos de 23 a 44.

46. Un programa de ordenador que cuando se ejecuta sobre un ordenador, hace que el ordenador implemente los métodos de cualquiera de las reivindicaciones 23 a 44.

15

47. Un medio legible por ordenador que realiza un programa de ordenador de acuerdo con la reivindicación 46.

20

25

30

35

40

45

50

55

60

65

FIG. 1

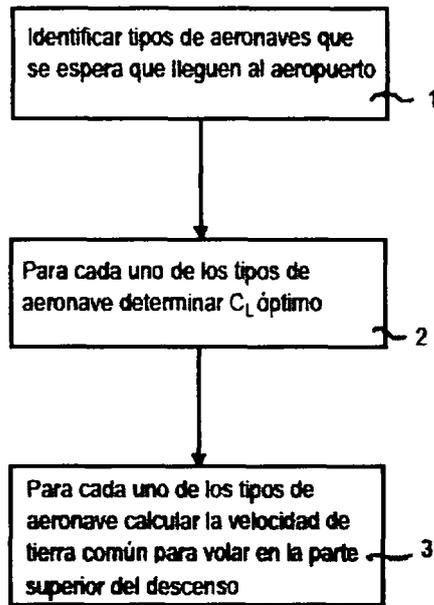
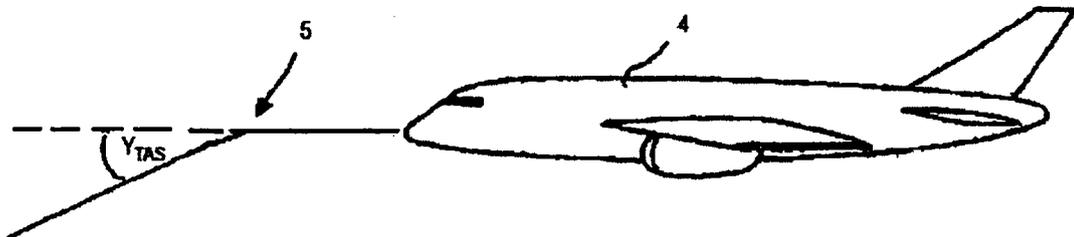


FIG. 3



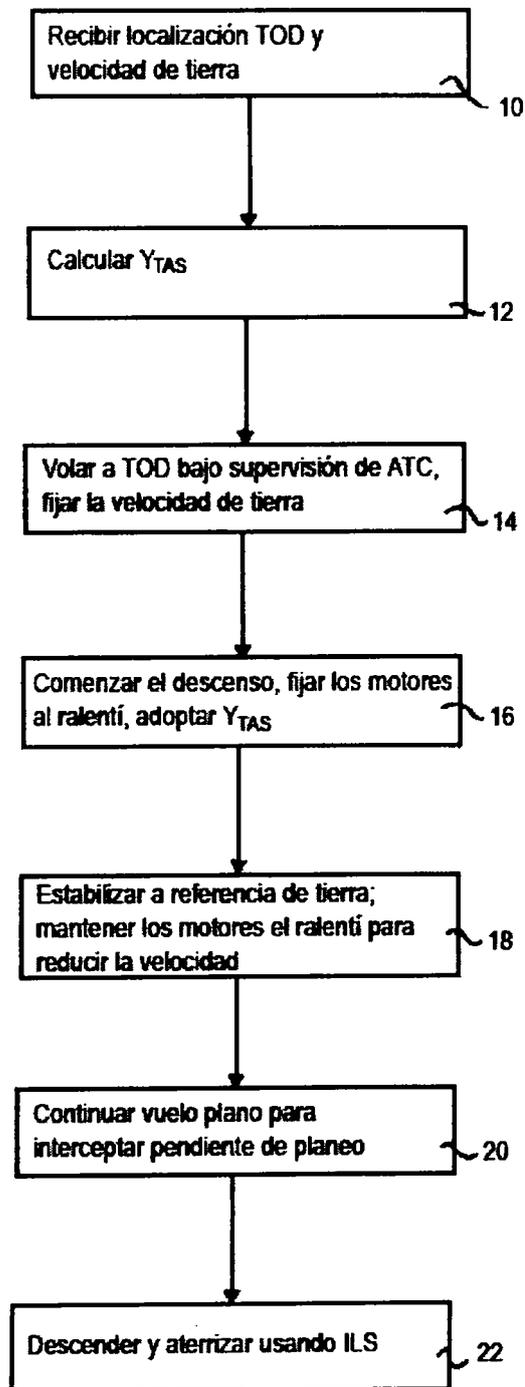


FIG. 2

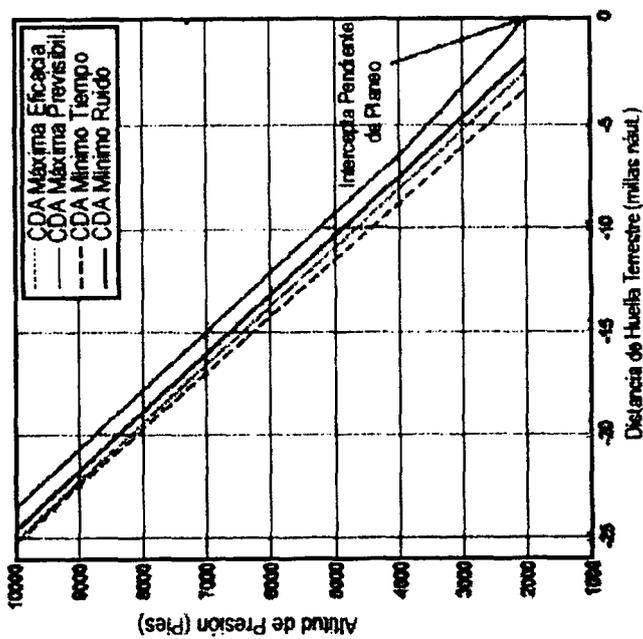


FIG. 5

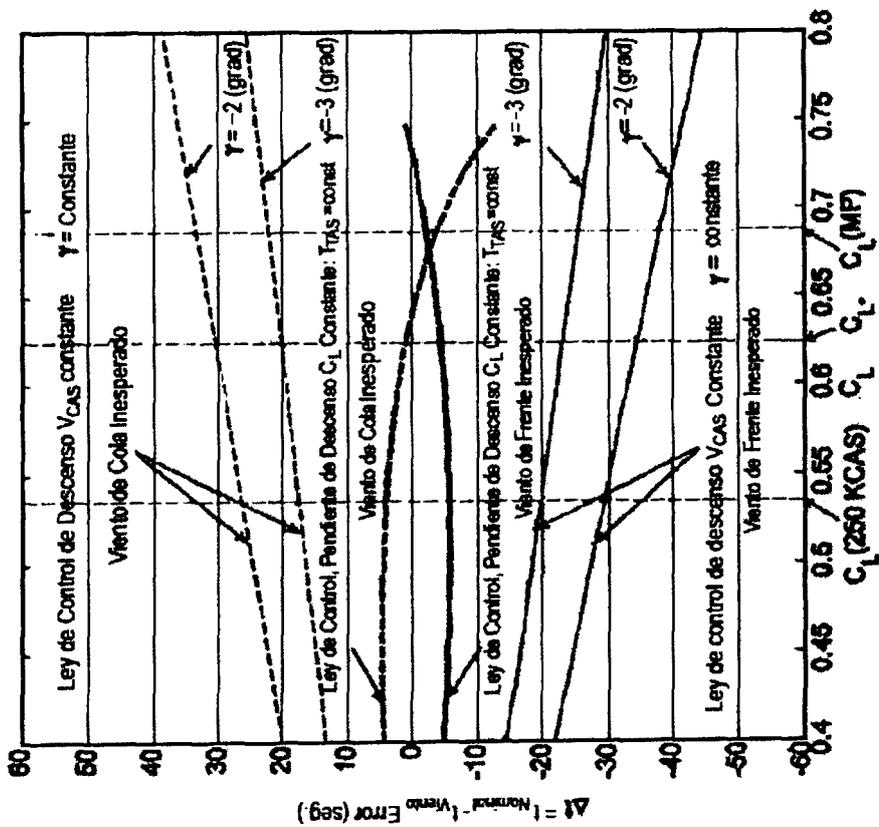


FIG. 4

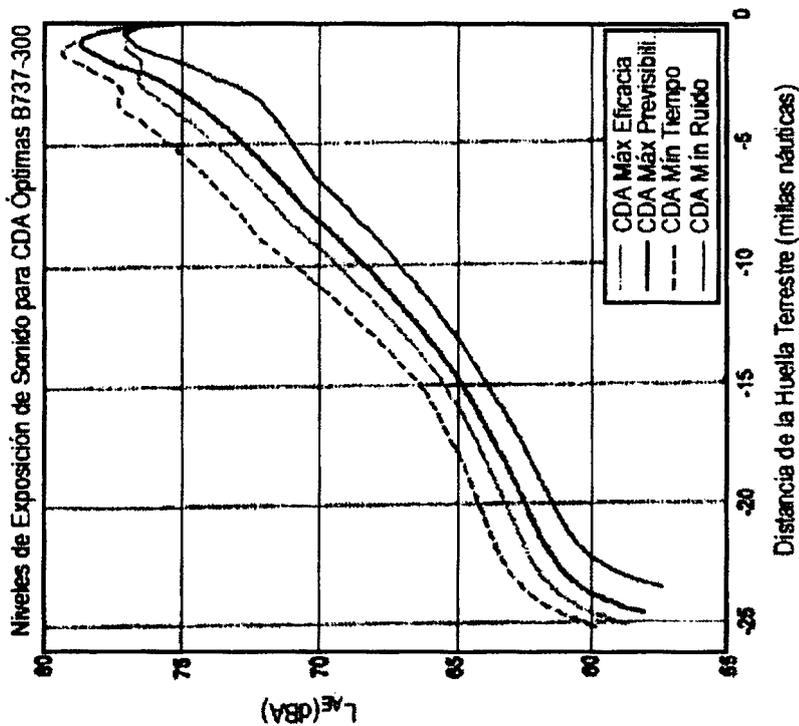


FIG. 7

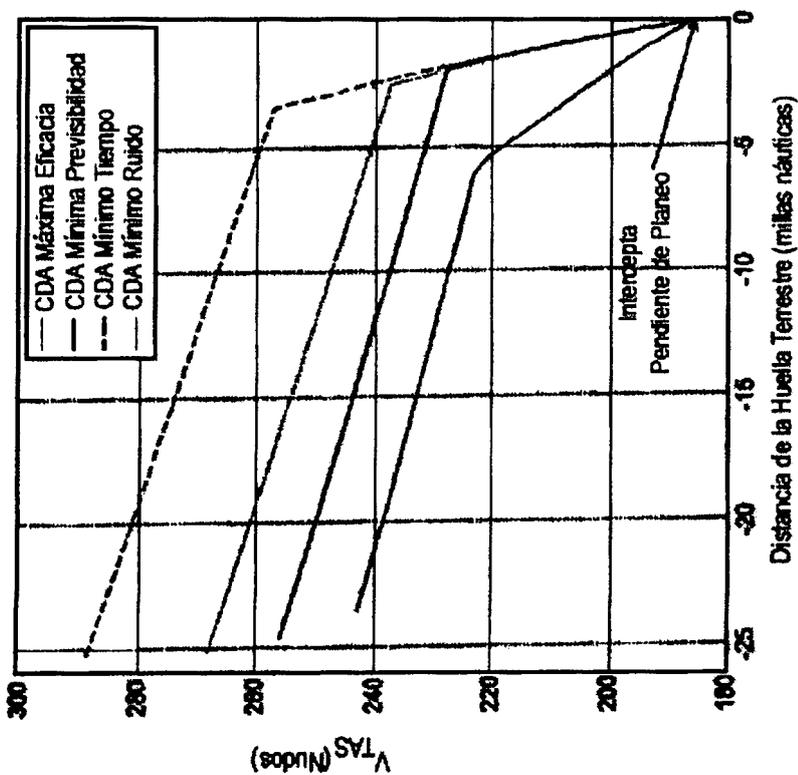


FIG. 6