

19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 385 403**

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

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

- 96 Número de solicitud europea: **07380259 .7**
96 Fecha de presentación: **21.09.2007**
97 Número de publicación de la solicitud: **2040137**
97 Fecha de publicación de la solicitud: **25.03.2009**

54 Título: **Predicción de la trayectoria de una aeronave**

45 Fecha de publicación de la mención BOPI:
24.07.2012

45 Fecha de la publicación del folleto de la patente:
24.07.2012

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

72 Inventor/es:
**Querejeta, Carlos;
Vilaplana Ruiz, Miguel A.;
Gallo, Eduardo;
López Leones, Javier y
Navarro Félix, Francisco A.**

74 Agente/Representante:
Ungría López, Javier

ES 2 385 403 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

Predicción de la trayectoria de una aeronave

5 **Campo de la invención**

La presente invención se refiere a la predicción de la trayectoria de una aeronave, por ejemplo durante la gestión de tráfico aéreo. En particular, la presente invención reside en un procedimiento de predicción de la trayectoria de una aeronave utilizando la previsión de la aeronave expresada utilizando un lenguaje formal.

10

Antecedentes de la invención

La capacidad de predecir la trayectoria de una aeronave es útil por varias razones.

15 La gestión del tráfico aéreo (ATM) se beneficiaría de una mayor capacidad para predecir la trayectoria de una aeronave. La gestión del tráfico aéreo es responsable de la separación segura de las aeronaves, una tarea muy exigente en un espacio aéreo congestionado, tal como alrededor de los aeropuertos. Las herramientas de apoyo a las decisiones de la ATM basadas en las predicciones de la trayectoria exacta podrían permitir que se gestione un mayor volumen de aeronaves manteniendo al mismo tiempo la seguridad. Por trayectoria se entiende una descripción de cuatro dimensiones de la trayectoria de la aeronave. La descripción puede ser la evolución del estado de la aeronave con el tiempo, donde el estado puede incluir la posición del centro de masa de la aeronave y otros aspectos de su movimiento como la velocidad, la actitud y el peso. Este beneficio es especialmente importante cuando la ATM está operando en aeropuertos y sus alrededores. Como la demanda de franjas horarias en los aeropuertos aumenta, la ATM se encuentra bajo una presión constante para aumentar la capacidad mediante la disminución de la separación entre aeronaves: una mayor precisión en la predicción de las trayectorias de las aeronaves permite que esto se lleve a cabo sin comprometer la seguridad. Además, una mayor previsibilidad en las trayectorias de las aeronaves permite que los tiempos de llegada se determinen con mayor precisión lo que permite una mejor coordinación con las operaciones terrestre.

30 En la práctica de ATM actual, las aeronaves deben volar las rutas normalmente establecidas. Por ejemplo, cuando se aproximan y parten desde un aeropuerto, suelen solicitarse a las aeronaves volar en un STAR (Ruta de Llegada a la Terminal Estándar) y SID (Partida por Instrumentos Estándar), respectivamente. Sin embargo, las compañías aéreas están solicitando una mayor flexibilidad para volar de acuerdo a sus preferencias, de modo que éstas puedan alcanzar sus objetivos de negocio. Además, existe una creciente presión sobre el sistema ATM para facilitar la reducción del impacto ambiental de las operaciones de aeronaves. Como resultado de lo anterior, el sistema ATM requiere una capacidad de predecir trayectorias preferidas por el operario así como trayectorias que minimicen el impacto sobre el medio ambiente, principalmente en términos de ruido y emisiones. Además, el sistema ATM debe ser capaz de intercambiar descripciones de tales trayectorias con los operadores a fin de llegar a una solución coordinada, sin conflictos al problema de tráfico.

40 La capacidad de predecir una trayectoria de una aeronave también será de beneficio para el manejo de vehículos autónomos, como los vehículos aéreos no tripulados (UAVs), por ejemplo, en la programación de planes de vuelo para vehículos aéreos no tripulados, así como en el mando y la solución de conflictos de sus trayectorias.

45 Para predecir la trayectoria de la aeronave sin ambigüedades, hay que resolver un conjunto de ecuaciones diferenciales que modelan las condiciones tanto de comportamiento de la aeronave como de la atmósfera. El proceso de cálculo requiere entradas correspondientes a la previsión de la aeronave.

50 La previsión de la aeronave debe ser distinguida de la previsión de vuelo. La previsión de vuelo puede ser considerada como una generalización del concepto de un plan de vuelo, y así reflejarán los requisitos operacionales, tales como la ruta prevista y preferencias del operador. En general, la previsión de vuelo define de forma no ambigua la trayectoria de una aeronave. Dicho de otro modo, es probable que sean muchas las trayectorias de aeronaves que satisfagan una previsión de vuelo determinada. Así, la previsión de vuelo puede ser considerada como un modelo básico en el que faltan los detalles específicos necesarios para calcular una trayectoria sin ambigüedades.

55 Por ejemplo, las instrucciones a seguir durante una STAR o una SID corresponderían a un ejemplo de la previsión de vuelo. Además, las preferencias de aeronave también pueden formar un ejemplo de la previsión de vuelo. Para determinar la previsión de la aeronave, los casos de intento de vuelo como un procedimiento SID, las preferencias operativas de la aerolínea y el proceso de toma de decisión real del piloto deben ser combinados. Esto se debe a que la previsión de la aeronave comprende un conjunto estructurado de instrucciones que se utilizan en una infraestructura informática de la trayectoria para proporcionar una trayectoria inequívoca. Las instrucciones deben incluir detalles de la configuración de la aeronave (por ejemplo, el despliegue de ruedas de aterrizaje), y los procedimientos que deben seguirse durante las maniobras y el vuelo normal (por ejemplo, el seguimiento de un radio de giro determinado o mantener una velocidad de aire determinada). Estas instrucciones capturan los comandos básicos y modos de orientación a disposición del piloto y el sistema de gestión de vuelo de la aeronave para dirigir la operación de la aeronave. Así, la previsión de la aeronave puede ser considerada como una

65

abstracción de la forma en que se ordena a una aeronave a comportarse por el piloto y/o sistema de gestión de vuelo. Por supuesto, el proceso de toma de decisión del piloto se ve influenciado por los procedimientos requeridos, por ejemplo, como la obligación de seguir una STAR/SID o para cumplir con los procedimientos operacionales de aeronave.

5 La previsión de la aeronave se expresa utilizando un conjunto de parámetros que se presentan con el fin de permitir ecuaciones del movimiento que hay que resolver. La teoría de lenguajes formales se puede utilizar para poner en práctica esta fórmula: un lenguaje de descripción de intento de aeronave ofrece el conjunto de instrucciones y las reglas que rigen las combinaciones permitidas que expresan la previsión de las aeronaves, y así permitir una predicción de la trayectoria de la aeronave.

10 La figura 1 muestra una infraestructura común utilizada en el cálculo de dicha trayectoria de la aeronave, a saber, una infraestructura de cálculo trayectoria o TCI. El informático es ejecutado por un motor de trayectoria. El motor de trayectoria requiere como entradas tanto la descripción de la previsión de la aeronave que se ha descrito anteriormente y también el estado inicial de la aeronave. El motor de trayectoria proporciona como salida una descripción de la trayectoria calculada para la aeronave. Para producir dicha salida, el motor de la trayectoria utiliza dos modelos: un modelo de rendimiento de la aeronave y un modelo terrestre.

15 El modelo de rendimiento de la aeronave proporciona los valores de los aspectos de rendimiento de las aeronaves requeridos por el motor de la trayectoria para la integración de las ecuaciones de movimiento. Estos valores dependen del tipo de aeronave para la cual se calcula la trayectoria, el estado de movimiento actual de la aeronave, (posición, velocidad, peso, etc.) y las condiciones atmosféricas actuales locales. Además, los valores de rendimiento pueden depender de la operación prevista de la aeronave, es decir, sobre la previsión de la aeronave. Por ejemplo, un motor de trayectoria puede utilizar el modelo de funcionamiento de las aeronaves para proporcionar un valor del índice instantánea de descenso correspondiente a un determinado peso de la aeronave, las condiciones atmosféricas (altitud de presión y temperatura) y el horario previsto de velocidad (por ejemplo velocidad del aire calibrada constante). El motor de trayectoria también solicitará a partir del modelo de rendimiento de la aeronave los valores de las limitaciones aplicables a fin de asegurar que el movimiento de la aeronave se mantiene dentro de la envolvente de vuelo. El modelo de rendimiento de la aeronave también es responsable de proporcionar la TE con otros aspectos relacionados con el rendimiento que son intrínsecos a la aeronave, tales como los tiempos de desplegado del alerón y del tren de aterrizaje.

20 El modelo terrestre proporciona información relativa a las condiciones ambientales, tales como el estado de la atmósfera, las condiciones atmosféricas, la gravedad y la variación magnética.

25 El motor de trayectoria utiliza las entradas, el modelo de rendimiento de la aeronave y el modelo terrestre para resolver un conjunto de ecuaciones de movimiento. Están disponibles muchos conjuntos diferentes de ecuaciones de movimiento que varían en complejidad, y que pueden reducir el movimiento de la aeronave a menos grados de libertad por medio de un cierto conjunto de supuestos de simplificación.

30 La infraestructura informática de la trayectoria puede tener base de aire o base terrestre. Por ejemplo, la infraestructura informática de la trayectoria puede estar asociada con un sistema de gestión de vuelo de la aeronave que controla la aeronave en la base de una trayectoria predicha que captura las preferencias de funcionamiento de la aeronave y objetivos de negocios. La función principal de las infraestructuras informáticas de la trayectoria basadas en la tierra es para la gestión del tráfico aéreo.

35 Para sistemas de base terrestre, la salida del motor de la trayectoria (es decir, la descripción de la trayectoria informática) se proporciona para una aplicación que proporciona un servicio a un cuerpo u organización ATM en particular. Sin embargo, existen muchas de estas aplicaciones diferentes, con cada solicitud de ATM utilizando su propio modelado de trayectoria. Hasta la fecha, ha habido poca, si alguna, concordancia entre estas aplicaciones. Teniendo en cuenta el crecimiento previsto en el número y la sofisticación de las aplicaciones de estas ATM basadas en la trayectoria, esta falta de concordancia es un problema grave, ya que, por razones de seguridad: diferentes aplicaciones relacionadas con el mismo vuelo debe tener predicciones coherentes para la trayectoria de ese vuelo.

40 Además, la precisión de estas aplicaciones ha sido limitada. Esta situación puede atribuirse a varios factores, como la escasa disponibilidad de datos de rendimiento de las aeronaves, potencia de cálculo limitada, requisitos menos estrictos para la exactitud y la falta de iniciativas de coordinación.

45 También hay una necesidad de asegurar que las trayectorias predichas por las herramientas de ATM con base terrestre se pueden sincronizar con aquellas predichas por un sistema de gestión de vuelo de la aeronave. Como se señaló anteriormente, el sistema de gestión de vuelo de la aeronave controla la aeronave sobre la base de una trayectoria predicha que captura las preferencias de funcionamiento de la aerolínea y objetivos de negocios. Las enmiendas a esta trayectoria empresarial de referencia procedente de la tierra deben hacerse de una manera que sea consistente con la metodología de modelado de la trayectoria del sistema de gestión de vuelo para asegurar que los sistemas de aire y tierra operan de manera coordinada.

Antecedentes de la invención es también que se encuentran en "Advanced aircraft performance modeling for ATM: BADA 4.0 Results", E. Gallo, <http://ieeexplore.ieee.org/ie15/4106227/4106228/04106247.pdf>, y en "Towards a formal language for the common description of aircraft intent", Digital Aeronics Conference, 2005, IEEE vol. 1, 30 de Octubre de 2005.

Sumario de la invención

En este contexto y a partir de un primer aspecto, la presente invención reside en un procedimiento implementado por ordenador de acuerdo con la reivindicación 1.

La presente invención se dirige a una necesidad de mayor coincidencia entre las aplicaciones ATM, tanto de base terrestre como aérea, además de que para una mayor precisión en la predicción de la trayectoria de la aeronave.

La presente invención proporciona un marco formal y riguroso que permite el modelado, la expresión y el intercambio de información de la previsión de aeronaves de una manera inequívoca. Este marco puede apoyar un procedimiento implementado por ordenador para extraer información de previsión de la aeronave a partir una aplicación basada en una infraestructura informática de la trayectoria (incluyendo tanto las aplicaciones ATM con base terrestre y sistemas de gestión de vuelo) y expresarlo en un formato común, es decir, un lenguaje de descripción de previsión de la aeronave, que es compatible con otras aplicaciones.

Esta capacidad permitirá que aplicaciones ATM utilizando diferentes aproximaciones de modelado de trayectorias sincronicen la entrada de la previsión de la aeronave a sus respectivas infraestructuras informáticas de trayectoria.

Además, la disponibilidad de un procedimiento común para describir la información de previsión de aeronave puede ser explotada en otros ámbitos relacionados con las trayectorias predichas de los vehículos aéreos, tales como el manejo de UAVs y PAVs (vehículos aéreos personales).

Otros aspectos de la invención, junto con características preferidas, se exponen en las reivindicaciones adjuntas.

Breve descripción de los dibujos

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

- La figura 1 es una representación de una infraestructura informática de trayectoria;
- La figura 2A es un diagrama que generalmente representa una realización preferida;
- La figura 2B es una tabla que muestra la clasificación de instrucciones;
- La figura 3 es un diagrama que muestra los diferentes tipos de condiciones de activación;
- La figura 4 es un diagrama que muestra los diferentes tipos de parámetros de instrucción;
- La figura 5 es una carta de navegación que muestra las salidas por instrumentos normalizadas (SID) del aeropuerto Madrid Barajas, y
- La figura 6 es un diagrama que muestra un ejemplo de la previsión de aeronave y una trayectoria de ordenador para una de las SIDs que se muestra en la figura 5.

Descripción detallada de la invención

Una infraestructura informática de trayectoria 100 se muestra en la figura 1, y esta infraestructura se ha descrito anteriormente. En resumen, un motor de trayectoria 112 toma como entradas una descripción de la previsión de la aeronave 114 y una descripción del estado inicial 116 de la aeronave, y utiliza un modelo de rendimiento de la aeronave 118 y un modelo de tierra 120 para proporcionar una descripción de la trayectoria calculada 122 como una salida.

La infraestructura informática de la trayectoria puede ser de base de aire o de base terrestre.

Una realización preferida se muestra en la figura 2A que muestra un procedimiento implementado por ordenador para proporcionar una descripción de la previsión de la aeronave expresada utilizando un lenguaje formal, comprendiendo el procedimiento: recibir información que define cómo una aeronave debe volar durante un intervalo de tiempo, y almacenar la información en una base de datos de información; derivar de la información almacenada un conjunto de instrucciones, en donde el conjunto de instrucciones comprenden las instrucciones de configuración que describen la configuración aerodinámica de la aeronave y las instrucciones de movimiento que describen el movimiento de la aeronave; asegurar que el conjunto de instrucciones cumple con un conjunto de reglas almacenadas en una base de datos de reglas confirmando así que las instrucciones de configuración definen la configuración aerodinámica de la aeronave según se requiere y que las instrucciones de movimiento cierran los grados de libertad de ecuaciones de movimiento utilizadas para describir el movimiento de la aeronave durante el intervalo de tiempo, y expresar el conjunto de instrucciones que utilizan el lenguaje formal.

La presente invención hace uso del procedimiento de proporcionar una descripción de previsión de aeronave 215 como una expresión de un conjunto de instrucciones 214 en un lenguaje formal (un lenguaje de descripción de previsión de aeronave 200), definiendo de esta manera inequívoca una operación. Esta expresión es utilizada por el motor de cálculo de la trayectoria para resolver las ecuaciones de movimiento. Existen en la técnica muchos conjuntos diferentes de ecuaciones de movimiento que describen el movimiento de una aeronave. Los conjuntos de ecuaciones en general, difieren debido a su complejidad. En principio, cualquiera de estos conjuntos de ecuaciones puede ser utilizado. La forma real de las ecuaciones de movimiento influye en cómo la previsión de lenguaje de descripción de las aeronaves debe ser formulada porque las variables que aparecen en las ecuaciones de movimiento también aparecen en las instrucciones que definen la previsión de las aeronaves. Por lo tanto, sigue una discusión del conjunto de ecuaciones del movimiento empleado para derivar los componentes principales del lenguaje de descripción de la previsión de aeronave propuesta.

Ecuaciones de movimiento

15 En este ejemplo, el conjunto de ecuaciones de movimiento adoptado para definir el lenguaje de descripción de la previsión de la aeronave 200 describe el movimiento del centro de gravedad de la aeronave, con la aeronave considerada como un sólido rígido de masa variable. Tres coordenadas describen la posición del centro de la aeronave de la masa (longitud, latitud y altitud) y tres valores describen la actitud de la aeronave (rodadura, paso y viraje). Para derivar las ecuaciones, un conjunto de supuestos simplificadores se han aplicado a las ecuaciones generales que describen el vuelo atmosférico accionado. Las ecuaciones resultantes, que se muestran a continuación, consideran que proporcionan suficiente fidelidad de modelado para describir la evolución de los aspectos del estado de una aeronave que son relevantes para el estudio de las trayectorias. En particular, el programa se ha centrado en la descripción de vuelo simétrico de aeronaves de ala fija.

25 Dinámica:

$$\frac{dv_{TAS}}{dt} = \frac{T - D - W \sin \gamma_{TAS}}{m} - \dot{w}_1^{WFS}$$

$$\frac{d\gamma_{TAS}}{dt} = \frac{1}{v_{TAS}} \left[\frac{L \cos \mu_{TAS} - W \cdot \cos \gamma_{TAS}}{m} + (\dot{w}_3^{WFS} \cos \mu_{TAS} + \dot{w}_2^{WFS} \sin \mu_{TAS}) \right]$$

30

$$\frac{d\chi_{TAS}}{dt} = \frac{1}{v_{TAS} \cos \gamma_{TAS}} \left[\frac{L \sin \mu_{TAS}}{m} + (\dot{w}_3^{WFS} \sin \mu_{TAS} - \dot{w}_2^{WFS} \cos \mu_{TAS}) \right]$$

Variación de masa:

$$\frac{dm}{dt} + F = 0$$

35

Navegación:

$$\frac{d\lambda}{dt} = \frac{1}{(N+h) \cos \varphi} (v_{TAS} \cos \gamma_{TAS} \sin \chi_{TAS} + w_2)$$

40

$$\frac{d\varphi}{dt} = \frac{1}{M+h} (v_{TAS} \cos \gamma_{TAS} \cos \chi_{TAS} + w_1)$$

$$\frac{dh}{dt} = v_{TAS} \sin \gamma_{TAS}$$

45 donde:

T, D, L, W son empuje, arrastre, elevación y el peso;
F es el consumo de combustible;

50 $V_{TAS}, \gamma_{TAS}, \chi_{TAS}, \mu_{TAS}$ son la velocidad aérea verdadera y su ruta aerodinámica asociada, ángulos de viraje y banco;

m es masa de la aeronave;
 λ, φ, h son las coordenadas del centro de gravedad en el sistema geodésico de referencia;
M y N son el meridiano y el radio de curvatura vertical primario, respectivamente;
w es el vector de la velocidad del viento, y

5

$$\dot{W}_1^{NFS}, \dot{W}_2^{NFS}, \dot{W}_3^{NFS}$$

son los derivados de viento con el tiempo proyectado en el sistema de ala fija.

10 El motor de cálculo trayectoria 112 resuelve estas ecuaciones con referencia al modelo de rendimiento de la aeronave 118 y el modelo de tierra 120. Estos modelos proporcionan las relaciones de las variables necesarias si las ecuaciones son para integrarse con éxito. Ejemplos de las dependencias se proporcionan a continuación:

Modelo de rendimiento de aeronave:

15

$$D = f(v_{TAS}, \delta, \theta, C_D)$$

$$T = W_{MTOW} \delta C_T$$

20

$$F = W_{MTOW} a_0 \delta \sqrt{\theta} C_F / L_{HV}$$

$$W = mg$$

25

$$C_D = f(C_L, v_{TAS}, \theta, \delta_{LG}, \delta_{HL}, \delta_{SB})$$

$$C_L = f(v_{TAS}, \delta, \theta, L, \delta_{LG}, \delta_{HL}, \delta_{SB})$$

$$C_T = f(M, \delta_T)$$

30

$$C_F = f(M, \delta_T)$$

Modelo de tierra:

35

$$\text{viento } w = f(\lambda, \varphi, h, t)$$

$$\text{temperatura } \theta = f(\lambda, \varphi, h, t)$$

$$\text{presión } \delta = f(\lambda, \varphi, h, t)$$

40

$$\text{gravedad } g = f(\lambda, \varphi, h)$$

$$\text{variación magnética } V = f(\lambda, \varphi, h)$$

donde los símbolos recientemente introducidos son:

45

C_D, C_L, C_T, C_F son los coeficientes de arrastre, elevación, empuje y el consumo de combustible, respectivamente;

W_{MTOW} es el peso máximo de despegue;

L_{HV} es el valor calórico más bajo del combustible.

50

θ, δ son las relaciones de temperatura atmosférica local y de presión, respectivamente;

a_0 es la velocidad estándar del sonido al nivel medio del mar;

g es la aceleración gravitacional local, y

$\delta_{LG}, \delta_{HL}, \delta_{SB}, \delta_T$ son el tren de aterrizaje, dispositivos de alta sustentación, frenos aerodinámicos y la configuración de empuje.

Para una configuración de la aeronave dada (tren de aterrizaje, dispositivos de alta elevación y configuración de los frenos de velocidad), las ecuaciones anteriores de movimiento forman un sistema de siete ecuaciones no lineales diferenciales ordinarias que tienen:

- 5 (1) una variable independiente t;
 - (2) diez variables dependientes v_{TAS} , γ_{TAS} , χ_{TAS} , μ_{TAS} , λ , ϕ , h , m , L , δT ; y
 - (3) tres grados matemáticos de libertad (es decir, el número de variables dependientes, menos el número de ecuaciones).
- 10 Por lo tanto, la elección de las ecuaciones de movimiento anteriores significa que es necesario definir externamente los tres grados de libertad para obtener una solución cerrada, definiendo así la trayectoria del avión sin ambigüedades.

15 Cuando las ecuaciones de movimiento se resuelven en conjunción con el modelo de rendimiento de la aeronave y el modelo de la Tierra, el sistema de ecuaciones resultante tiene seis grados de libertad: los tres grados matemáticos de libertad de las ecuaciones de movimiento descritas anteriormente, además de tres grados de libertad procedentes de la configuración de la aeronave (entradas del tren de aterrizaje, de los frenos de velocidad y de los dispositivos de alta elevación que deben cerrarse en cualquier momento para obtener la trayectoria).

20 Las variables dependientes se pueden dividir en dos grupos:

variables de control: μ_{TAS} , L , δT
variables de estado: v_{TAS} , γ_{TAS} , χ_{TAS} , λ , ϕ , h , m

25 En teoría, las ecuaciones de movimiento pueden ser cerradas mediante el uso de las instrucciones en la descripción de la intención de la aeronave para definir una evolución en el tiempo de las tres variables de control. Sin embargo, este enfoque pierde la conexión con la forma en que la aeronave se opera. Por lo tanto, un requisito es estructurar las instrucciones de tal manera que se cierren los tres grados de libertad.

30 La siguiente descripción de las instrucciones que forman el lenguaje de descripción de la intención de la aeronave es más fácilmente seguida expresando las ecuaciones anteriores de una forma más compacta usando la forma de espacio-estado. Esta forma destaca las dependencias funcionales entre las variables. La forma del espacio-estado de un sistema dinámico tiene la siguiente forma vectorial general:

35
$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{f}(\mathbf{x}, \mathbf{u}, t)$$

donde $\mathbf{X} = (X_1, \dots, X_n)$ es el vector de estado que contiene las variables de estado, y donde $\mathbf{u} = (u_1, \dots, u_m)$ contiene las variables de control. En consecuencia, podemos escribir:

40
$$\dot{X}_1 = f_1(X_1, \dots, X_n, u_1, \dots, u_m, t)$$

a

45
$$\dot{X}_n = f_n(X_1, \dots, X_n, u_1, \dots, u_m, t)$$

donde las funciones f_i son funciones no lineales suficientemente suaves. La aplicación de este modelo al contexto actual permite que las ecuaciones anteriores se expresen como:

50
$$\dot{v}_{TAS} = f(v_{TAS}, \gamma_{TAS}, \chi_{TAS}, \delta_T, L, \delta_{LG}, \delta_{HL}, \delta_{SB}, \delta, \theta, g, \mathbf{w}, t)$$

$$\dot{\gamma}_{TAS} = f(v_{TAS}, \gamma_{TAS}, \chi_{TAS}, \mu_{TAS}, L, \delta_{LG}, \delta_{HL}, \delta_{SB}, \delta, \theta, g, \mathbf{w}, t)$$

$$\dot{\chi}_{TAS} = f(v_{TAS}, \gamma_{TAS}, \chi_{TAS}, \mu_{TAS}, L, \delta_{LG}, \delta_{HL}, \delta_{SB}, \delta, \theta, \mathbf{w}, t)$$

55
$$\dot{\lambda} = f(v_{TAS}, \gamma_{TAS}, \chi_{TAS}, \lambda, \phi, h, \mathbf{w}, t)$$

$$\dot{\phi} = f(v_{TAS}, \gamma_{TAS}, \chi_{TAS}, \lambda, \phi, h, \mathbf{w}, t)$$

$$\dot{h} = f(v_{TAS}, \gamma_{TAS}, \lambda, \varphi, h, w, t)$$

$$\dot{m} = f(v_{TAS}, \delta_T, \delta, \theta, t)$$

- 5 Las variables δ , θ , G , w están contenidas en el modelo de vector de Tierra E , donde $E = [\delta \ \theta \ V \ g \ w]$. En general, los componentes de este vector dependerán de la posición de la aeronave y del tiempo, de modo que podemos escribir

$$E = E(X, t) = f(\lambda, \varphi, h, t).$$

- 10 Los parámetros de configuración δ_{HL} , δ_{IG} , δ_{SB} se agrupan en el vector de configuración $\Delta = [\delta_{HL} \ \delta_{LG} \ \delta_{SB}]$, que es una función del tiempo.

Considerando lo anterior, podemos definir: el vector de estado para ser $X = [v_{TAS} \ \gamma_{TAS} \ \chi_{TAS} \ \lambda \ \varphi \ h \ m]$; y el vector de control para ser $u = [\mu_{TAS} \ L \ \delta_T]$, y escribir las ecuaciones de movimiento en forma de espacio-estado como

15

$$\dot{X} = f(X, u, E(X, t), \Delta, t) = f(X, u, \Delta, t).$$

Por simplicidad, la elevación L puede omitirse tal que el vector de control se convierte en $u = [\mu_{TAS} \ \delta_T]$.

20 Lenguaje de descripción de la intención de la aeronave

Ahora que las ecuaciones de movimiento se han introducido, es apropiado describir el lenguaje de descripción de la intención de la aeronave 200 con más detalle. El lenguaje de descripción de la intención de la aeronave es un lenguaje formal. Las primitivas del lenguaje formal son las instrucciones, y la gramática proporciona el marco que permite a las instrucciones que se combinen en frases que describan las operaciones.

25

Cada operación contiene un conjunto completo de instrucciones que cierran los requeridos tres grados de libertad en las ecuaciones de movimiento y, por lo tanto, se define claramente la trayectoria del avión sobre su intervalo de operación asociado. Además, la configuración de la aeronave también debe especificarse para el intervalo de operación mediante las instrucciones apropiadas.

30

Las instrucciones pueden ser consideradas como piezas indivisibles de la información que capturan los comandos básicos, los modos de orientación y las entradas de control a disposición del piloto y/o el sistema de gestión de vuelo. Cada instrucción puede estar caracterizada por tres rasgos principales.

35

El efecto de una instrucción se define por una descripción matemática de su influencia sobre el movimiento de la aeronave. Se expresa como una ecuación matemática que debe cumplirse junto con las ecuaciones de movimiento durante su intervalo de ejecución. El efecto de algunas instrucciones puede ser paramétrico, ya que puede ser necesario especificar uno o más parámetros asociados con la instrucción para caracterizar completamente cómo afecta al movimiento de la aeronave. Por ejemplo, para definir la evolución del ángulo de la trayectoria de vuelo en un cierto valor objetivo es necesario especificar que el valor θ para proporcionar los medios para recuperarlo.

40

El significado de una instrucción está dado por su finalidad intrínseca y se relaciona con la finalidad operativa del modo de comando de orientación, o entrada de control capturado por la instrucción.

45

El intervalo de la ejecución es el período durante el cual la instrucción está afectando el movimiento de la aeronave, es decir, el tiempo durante el cual las ecuaciones de movimiento y el efecto de la instrucción se deben satisfacer simultáneamente. La ejecución de las instrucciones diferentes pueden superponerse, y tales instrucciones se dice que son compatibles. Otras instrucciones son incompatibles, y por lo tanto, no puede haber superposición de los intervalos de ejecución (por ejemplo, instrucciones que hacen que un requisito en conflicto para que la aeronave ascienda y descienda).

50

Las instrucciones se dividen en grupos, con la división principalmente centrándose en el efecto de las instrucciones, y luego en la agrupación de los instrucciones incompatibles juntos, tal como se muestra en la figura 2B. A un nivel superior, las instrucciones se dividen en dos grupos: instrucciones de configuración 270 e instrucciones de movimiento 260.

55

Instrucciones de configuración

- 60 Las instrucciones de configuración 270 se refieren a la configuración instantánea aerodinámica de la aeronave, según lo determinado por los dispositivos de alta sustentación, el tren de aterrizaje y los frenos de velocidad. El efecto de cualquier elemento de este grupo es la evolución temporal de la posición de los componentes asociados.

El primer grupo se llama configuración de alta elevación o HLC, y comprende las instrucciones de ajuste de los dispositivos de alta elevación (SHL), ley de los dispositivos de alta sustentación (HLL) y mantenimiento de los dispositivos de alta elevación (HHL).

5 El segundo grupo se le llama configuración de los frenos de velocidad o SBC, y comprende el ajuste de las instrucciones de los frenos de velocidad (SSB), la ley de los frenos de velocidad (SBL), los frenos de velocidad de bucle abierto (OLSB) y mantener los frenos de velocidad (HSB).

10 El tercer grupo se llama la configuración del tren de aterrizaje o LGC, y comprende las instrucciones de ajuste del tren de aterrizaje (SLG) y mantener el tren de aterrizaje (HLG).

15 Como la configuración de la aeronave debe estar completamente determinada en todo momento, siempre debe haber una instrucción activa de cada uno de estos grupos. Sin embargo, estas instrucciones no cierran cualquiera de los grados matemáticos de libertad de movimiento de la aeronave tal como se describe mediante las ecuaciones de movimiento. Esto es así porque, si bien estas instrucciones influyen en las acciones aerodinámicas de la aeronave, no alteran la mecánica de la respuesta de las aeronaves a las acciones o las formas en que puede ser controlada la aeronave.

20 Instrucciones de movimiento

25 Las instrucciones de movimiento 260 capturan los comandos de control de vuelo, los modos de guía y las estrategias de navegación que se pueden emplear. El efecto de una instrucción de movimiento se define como una ecuación matemática que determina una forma inequívoca de los grados de libertad durante el intervalo de ejecución de la instrucción. Como tal, la ecuación matemática será una función de a lo sumo una de las variables de control definidas anteriormente. En cualquier instante, tres instrucciones de movimiento deben estar activas para cerrar los tres grados de libertad. En forma de estado de espacio, el efecto de una instrucción de movimiento se expresa como $f(X, u_i, E, t) = 0$, donde u_i es la variable de control y, por lo tanto, un componente del vector u de control.

30 Durante cualquier intervalo de tiempo, el movimiento de la aeronave será el resultado de la integración de las ecuaciones de movimiento y las ecuaciones que describen el efecto de las tres instrucciones de movimiento activas. Así, las ecuaciones que deben resolverse para una configuración determinada aerodinámica tienen la siguiente forma:

35
$$\dot{x} = f[x, u, E(x, t), t]$$

$$f[x, u_i, E(x, t), t] = 0$$

$$f[x, u_j, E(x, t), t] = 0$$

40
$$f[x, u_k, E(x, t), t] = 0$$

45 Con un conjunto apropiado de condiciones iniciales o límite, este sistema, respectivamente, representa un problema de valor inicial o un problema de contorno, cuya única solución es el movimiento de la aeronave durante el intervalo de ejecución.

Cuatro tipos de instrucciones de movimiento se definen, dependiendo de la forma de su función de efecto f .

50 Las entradas de bucle abierto no tienen las variables de estado como argumentos explícitos y su efecto se puede escribir como una función explícita del tiempo que define la entrada: $u_i = f(t)$.

55 Las leyes de control tienen una ecuación que se puede escribir como un control explícito que regula la entrada: $u_i = f[X, E(X, t), t]$.

Las leyes de orientación tienen una ecuación que se puede escribir como una ley de bucle externa que gobierna la orientación de las variables de estado $X_j = f[X_1, \dots, X_{j-1}, X_{j+1}, E(X, t), t]$.

60 Las limitaciones generalizadas tienen una ecuación donde las variables de entrada aparecen como varios argumentos explícitos: $f[X, E(X, t), t] = 0$. En estas instrucciones, más de una variable de estado se controla simultáneamente.

Las instrucciones de movimiento se clasifican en diez grupos en función de su efecto, cada grupo conteniendo las instrucciones incompatibles de la siguiente manera.

1. Grupo SG – guía de velocidad.
Contiene la ley de velocidad (SL) y mantener la velocidad (HS), siendo estas dos leyes de guía.
2. Grupo HSG – guía de velocidad horizontal.
Contiene la ley de velocidad horizontal (HSL) y mantener la velocidad horizontal (HHS), siendo las dos restricciones generalizadas.
3. Grupo VSG - guía de velocidad vertical.
Contiene la ley de la velocidad vertical (VSL) y mantener la velocidad vertical (HVS), siendo limitaciones generalizadas.
4. Grupo PAG - guía del ángulo de la trayectoria.
Contiene ajustar el ángulo de la trayectoria (SPA), la ley del ángulo de la trayectoria (PAL) y mantener el ángulo de la trayectoria (HPA), todas las leyes de guía.
5. Grupo GAL – guía altitud local.
Contiene la ley de altitud (AL) y mantiene la altitud (HA), ambas leyes de guía.
6. Grupo VPG - guía de posición vertical.
Contiene la trayectoria vertical de pista (TVP), una restricción generalizada.
7. Grupo TC - control del acelerador.
Contiene ajustar el acelerador (ST), la ley del acelerador (TL), mantener el acelerador (HT) y abrir el acelerador de bucle (OLT), con las tres primeras siendo leyes de control y la última una instrucción de entrada de bucle abierto.
8. Grupo LDC - control direccional lateral.
Contiene ajustar el ángulo fijo (SBA), la ley del ángulo de banco (BAL), mantener el ángulo de banco (HBA) y abrir el ángulo de banco de bucle (OLBA), con las tres primeras siendo leyes de control y la última una instrucción de un bucle de entrada abierto.
9. Grupo DG - orientación direccional.
Contiene la ley de curso (CL) y mantener el curso (HC), siendo ambas leyes de guía.
10. Grupo LPG - guía de posición lateral.
Contiene la pista horizontal de curso (THP), una restricción generalizada.

La información recibida en relación con la intención de la aeronave (es decir, la intención de vuelo, las preferencias del operador, las selecciones del piloto, los procedimientos de vuelo, etc.) se pueden asignar a las instrucciones de los grupos anteriores. Por ejemplo, un control de entrada del acelerador manual se asigna al grupo TC. De manera similar, un piloto puede seleccionar un procedimiento de ascenso que contiene la velocidad y el ángulo de trayectoria de vuelo, por lo tanto, asignando a los grupos VSG y PAG, junto con un soporte para mantener lo que se asignará al grupo LPG.

Reglas para la combinación de instrucciones

Tal como será evidente a partir de la descripción anterior, una operación requiere por lo menos seis instrucciones para ser activas simultáneamente en todo el intervalo de operación si es posible predecir de forma inequívoca la trayectoria de la aeronave. Las instrucciones de configuración tienen en cuenta tres: una instrucción debe venir de cada grupo para proporcionar una descripción completa de la configuración de la aeronave. Para cerrar los tres grados de libertad de las ecuaciones de movimiento, se requieren tres instrucciones de movimiento: reglas para la selección de estas tres instrucciones son necesarias para asegurar que los tres grados están cerrados (es decir, para evitar las instrucciones complementarias que sirven para cerrar sólo un grado de libertad).

Siete reglas gobiernan las posibles combinaciones de instrucciones, tal como sigue. Las reglas se basan en incompatibilidades matemáticas entre los efectos de las instrucciones que resultan en el problema del movimiento que no tiene una solución única. Una indicación de la razón de la regla también se proporciona a continuación.

1. Una operación debe tener las siguientes seis instrucciones (sigue del 3 al 4 a continuación).
2. Cada instrucción debe provenir de un grupo diferente (como elementos del mismo grupo son incompatibles).
3. Una instrucción debe provenir de cada uno de CLH, LGC y SBC (es decir, los grupos de instrucciones de configuración, para definir la configuración de la aeronave).
4. Tres instrucciones deben venir de los siguientes grupos:

DG, LPG, LDC, TC, SG, HSG, VSG, PAG, AG y VPG. (Es decir, los grupos de instrucciones de movimiento para cerrar los tres grados de libertad).
5. Una y sólo una instrucción debe venir del DG, LPG y LDC (para evitar requisitos contradictorios para el movimiento lateral).
6. Las instrucciones de los grupos SG y HSG no pueden estar presentes simultáneamente (para evitar requisitos contradictorios para la velocidad).
7. Las instrucciones de los grupos VSG, PAG, AG y VPG no pueden estar presentes simultáneamente (para evitar requisitos contradictorios de velocidad vertical, ángulo de la trayectoria y altitud).

Las reglas léxicas anteriores capturan cualesquiera soluciones únicas que pueden existir para el problema matemático que resulta de la combinación de las ecuaciones del movimiento con los efectos de las instrucciones activas. Por lo tanto, las reglas léxicas capturan todas las formas posibles de definir de forma inequívoca la trayectoria de la aeronave antes de calcular la trayectoria. Estas normas garantizan que, independientemente de la forma de la función que describe matemáticamente el efecto de la instrucción, el problema matemático está bien planteado para cualquier conjunto posible de las condiciones iniciales que la aeronave pueda tener.

En consecuencia, una instancia de la intención de la aeronave que cumpla con las reglas anteriores contiene información necesaria y suficiente para calcular la trayectoria única de la aeronave (además del rendimiento e información ambiental). En principio, cualquier intento de descripción de la aeronave que describe una trayectoria única e inequívoca se puede traducir en el lenguaje de descripción de la intención de la aeronave propuesta.

Activadores de instrucciones

Tal como se señaló anteriormente, cada instrucción tiene un intervalo de instrucción asociado. Un par de activadores 300 controlan el inicio y el final de cada intervalo de instrucción. Estos activadores pueden adoptar diferentes formas, tal como se indica en la figura 3. Los activadores explícitos 310 se dividen en activadores fijos 312 y flotantes 314. Los activadores implícitos 320 se dividen en activadores vinculados 322, automáticos 324 y por defecto 326.

A partir de los activadores explícitos, un activador fijo se refiere a un instante de tiempo especificado para iniciar o finalizar un intervalo de ejecución. Por ejemplo, la decisión de un piloto para extender los dispositivos de alta elevación de la aeronave en un momento determinado se modela como un conjunto de instrucciones de alta elevación de los dispositivos cuya condición de activación inicial se fijaría.

Un activador flotante depende de una variable del estado de la aeronave, tal como la velocidad o la altitud hasta alcanzar un valor determinado para hacer que un intervalo de ejecución se inicie o termine. Del mismo modo, el activador puede ser provocado por una combinación matemática de variables de estado que cumplan una determinada condición. Un ejemplo podría ser establecer un acelerador a un régimen específico del motor que se invocaría cuando se alcanzara una cierta velocidad.

Volviendo ahora a los activadores implícitos, un activador enlazado se especifica en otra instrucción. De este modo, una serie de activadores puede crear una secuencia de instrucciones lógicamente ordenada donde la cadena de activadores de inicio depende del activador final de la instrucción anterior. Como tal, un activador enlazado apunta a una instrucción en lugar de a una condición. Siguiendo con el ejemplo anterior, un acelerador se determina en un régimen activo determinado cuando se alcanza una velocidad, la instrucción siguiente puede ser mantener el acelerador en el régimen del motor alcanzado y un activador enlazado comenzaría esta instrucción.

Los activadores automáticos delegan la responsabilidad para determinar si las condiciones se han cumplido con el motor de cálculo de la trayectoria utilizando la descripción de la intención de la aeronave 215. Esta disposición es necesaria cuando las condiciones no son conocidas en el momento de la generación de la intención, y sólo se harán evidentes en el tiempo de cálculo de la trayectoria. Un ejemplo es una aeronave que sigue una radial VOR cuya intención es realizar un sobrevuelo en un ángulo de inclinación constante para interceptar a otra radial VOR. En el momento de la generación de la intención, no hay información sobre cuándo comenzar el giro. En cambio, ésta será calculada por el motor de cálculo de la trayectoria (probablemente iterando diferentes soluciones para el problema). Por lo tanto, el conjunto de instrucciones del ángulo de inclinación lateral tendría un activador automático.

Los activadores por defecto representan las condiciones que no se conocen para la generación de la intención, pero que se determinan en el cálculo de la trayectoria porque se basan en referencia al modelo de funcionamiento de la aeronave. El ejemplo anterior de una instrucción de banco angular fijada tenía un activador automático de inicio, y contará con una activación final por defecto que será determinada por la ley que define la evolución temporal del ángulo de alabeo de la aeronave proporcionado por el modelo de funcionamiento de la aeronave.

Parámetros de instrucción

Tal como se mencionó anteriormente, las instrucciones pueden ser paramétricas, es decir, es necesario especificar uno o más parámetros asociados a esa instrucción para caracterizar completamente cómo afecta al movimiento de la aeronave.

Estos parámetros 400 pueden asociarse con el efecto o los activadores de una instrucción. Por ejemplo, para definir el efecto de un conjunto de instrucciones del ángulo de inclinación lateral, el valor objetivo para el ángulo de inclinación tiene que ser definido. Ese valor puede proporcionarse de forma explícita, por ejemplo, establecer el banco en 10°, o puede ser obtenido a partir del modelo de rendimiento de la aeronave (un ángulo de banco predeterminado nominal en función del cambio de rumbo puede ser definido para cada tipo de aeronave). Unos parámetros más complejos podrían ser necesarios para definir el efecto de una instrucción de ruta de pista horizontal. El efecto de la instrucción de este tipo podría estar dado por un gran círculo entre dos puntos geodésicos.

La latitud y la longitud de esos puntos sería entonces necesaria para determinar la ecuación de la pista del gran círculo que las une.

5 Existen dos tipos principales de parámetros se distinguen: parámetros escalares 410 y parámetros de objeto 420. Los primeros pueden dividirse a su vez en fijos 412, flotantes 414, defecto 416 y automáticos 418. Los parámetros escalares están destinados a proporcionar información numérica que puede ser autónoma (fija), o por medio de una indicación de cómo es la infraestructura de cómputo de la trayectoria para recuperarla (flotante, automática y por defecto). Una clasificación esquemática de los parámetros se muestra en la figura 4.

10 El valor de un parámetro fijo se define explícitamente en la formulación de la intención de la aeronave. Por ejemplo, un cambio en el banco de la aeronave para alcanzar un valor de 15° se modela como un conjunto de instrucciones del ángulo de inclinación lateral, cuyo parámetro objetivo incluido en su efecto tiene un valor de 15° .

15 El valor de un parámetro flotante se define como el resultado de una ecuación algebraica que implica variables de estado y/o control. Por ejemplo, el radio de giro necesario para definir completamente el efecto de una instrucción de una pista de trayectoria horizontal que describe el seguimiento de un arco circular se define como una función de la velocidad, el ángulo de la trayectoria y el ángulo de inclinación lateral de la aeronave en el comienzo del giro (el radio de curvatura en el comienzo del giro se debe mantener a lo largo del giro).

20 Un parámetro automático es un mecanismo que ofrece el lenguaje para expresar el hecho de que la infraestructura de cómputo de la trayectoria se considera responsable de definir el valor de un parámetro como parte del proceso de cálculo de la trayectoria. Por ejemplo, un giro con ángulo de inclinación constante para interceptar un radial VOR puede ser modelado como una secuencia de ajuste del ángulo de banco y el mantenimiento del ángulo de banco, donde el ángulo de inclinación de destino es un parámetro automático. En este caso, la infraestructura de cómputo de la trayectoria sería responsable de encontrar el valor del ángulo de inclinación lateral que da como resultado la
25 captura de la radial.

El valor de un parámetro predeterminado se proporciona por el modelo de rendimiento de la aeronave durante el proceso de cálculo de la trayectoria. El modelo de rendimiento de la aeronave contiene valores predeterminados para ciertas características de rendimiento de la aeronave. Por ejemplo, un cambio de rumbo de la aeronave podría ser modelado como una instrucción de banco angular fija, cuyo parámetro está definido como predeterminado. Suponiendo que incluye los valores de ángulo de banco para los cambios de rumbo particulares, el modelo de rendimiento de la aeronave sería proporcionar el valor del ángulo de banco de destino en respuesta a una petición del motor de cálculo de la trayectoria.
30

35 Los parámetros de objeto 420 son parámetros complejos que, a su vez, pueden contener escalares para su definición. Por ejemplo, un gran círculo que define el efecto de una instrucción de la trayectoria de pista horizontal se puede considerar un parámetro de objeto, con las coordenadas de los puntos que definen el círculo máximo (véase el ejemplo anterior), siendo los parámetros escalares necesarios para definir completamente el objeto.

40 Criterios de optimización

El lenguaje de descripción de la intención de la aeronave 200 contiene los mecanismos necesarios para describir la intención de la aeronave que define las trayectorias óptimas. Dicho de otra manera, el lenguaje permite la formulación de casos de intención de la aeronave de tal manera que, cuando se entra en una infraestructura de cómputo de la trayectoria adecuada, la trayectoria calculada resultante sería el resultado de resolver un problema de optimización de la trayectoria definida por la intención de la aeronave. En este contexto, la trayectoria calculada sería la que optimiza un criterio predefinido determinado. Los criterios de optimización son los mecanismos incluidos en el lenguaje para capturar un objetivo a alcanzar como resultado del movimiento de la aeronave.
45

50 Un criterio de optimización puede ser local (si se debe alcanzar en todo momento durante el intervalo de ejecución, por ejemplo, mantener el índice instantáneo de subida máxima), o global (si debe alcanzarse como resultado del movimiento de la aeronave durante un cierto intervalo de ejecución, por ejemplo, volar a la estrategia Mach que resulta en un alcance máximo para una carga de combustible dada o mínimo consumo de combustible para una distancia de vuelo determinada). Ejemplos de criterios de optimización global son: la distancia (máxima o mínima), el tiempo (máximo o mínimo), el combustible mínimo y el coste mínimo. Ejemplos de criterios de optimización locales son el radio de giro mínimo, el índice máximo de subida, el ángulo máximo de la trayectoria, etc.
55

Los criterios de optimización se definen como no ser instrucciones, ya que no cierran un grado de libertad del movimiento de la aeronave, sino que se utiliza como un mecanismo para formular problemas de optimización de la trayectoria mediante la intención de la aeronave.
60

Los criterios de optimización se pueden unir a ciertas instrucciones o a sus propios intervalos de optimización. El intervalo de optimización es el intervalo de tiempo durante el cual debe ser optimizado el movimiento de la aeronave usando el criterio. Cuando se asocia a una instrucción, el intervalo de optimización coincide con el intervalo de ejecución definido para la instrucción.
65

Las instrucciones que se pueden asociar a un criterio de optimización son: HLL, SBL, SL, HSL, VSL, PAL, AL, TVP, TL, BAL, CL y THP. Un criterio de optimización sólo influye en el movimiento de las aeronaves cuando los efectos de estas instrucciones o los valores de ciertos parámetros asociados a las mismas dejan sin especificar el intervalo de optimización. En tales casos, el TCI define el efecto de dichas instrucciones (o el valor de los parámetros) como resultado de un proceso de optimización de la trayectoria.

El resultado del cálculo de la trayectoria que corresponde a un ejemplo de la intención de la aeronave que contiene los criterios de optimización es único, ya que se supone que corresponden al mínimo global de un problema de optimización restringida.

Aplicaciones contempladas

La presente invención puede encontrar utilidad en cualquier aplicación que requiera la predicción de la trayectoria de una aeronave, y donde la información necesaria para generar la intención de la aeronave se encuentre disponible (ya sea en el momento o cuando la intención de la aeronave se va a expresar en el lenguaje de descripción de la intención de la aeronave, también después, cuando se realiza realmente el cómputo de la trayectoria).

Por ejemplo, la infraestructura de cómputo de la trayectoria 100 puede proporcionarse como parte de un sistema de gestión de vuelo 220 de una aeronave 222. El sistema de gestión de vuelo puede hacer uso de las instalaciones de predicción de la trayectoria para determinar cómo la aeronave va a volar. Por ejemplo, el sistema de gestión de vuelo puede adoptar un enfoque iterativo para la planificación del vuelo. Una trayectoria se puede predecir y comparar con objetivos tales como los objetivos de negocio de la aerolínea (el tiempo de vuelo mínimo, el mínimo consumo de combustible, etc.). Los detalles del plan de vuelo pueden ser ajustados y el resultado en la trayectoria prevista determinado en comparación con los objetivos.

Una trayectoria predicha tal como se describe en el párrafo anterior puede proporcionarse a la gestión del tráfico aéreo 224, similar a la provisión de un plan de vuelo detallado. La presente invención tiene utilidad particular cuando la aeronave y los sistemas de gestión del tráfico aéreo no son compatibles.

Usando la presente invención, la intención de la aeronave expresada en el lenguaje de descripción de la intención de la aeronave puede pasarse desde una aeronave a la gestión del tráfico aéreo. La gestión del tráfico aéreo puede entonces utilizar esta intención de la aeronave para predecir la trayectoria de la aeronave, utilizando su propio sistema 226.

Para una infraestructura de cómputo de la trayectoria basada en el aire, el sistema de gestión de vuelo puede tener acceso a parte de la información necesaria para generar la intención de la aeronave. Por ejemplo, las preferencias de las compañías aéreas pueden ser almacenadas a nivel local para su recuperación y uso. Por otra parte, el modelo de rendimiento de la aeronave y el modelo de la Tierra se pueden almacenar localmente y actualizarse cuando sea necesario. Más información será introducida por el piloto, por ejemplo, el SID particular, la ruta de navegación y STAR que debe seguirse, así como otras preferencias, como cuándo desplegar el tren de aterrizaje, cambiar la configuración de los flaps, las potencias de motor, etc. Parte de la información que falta se puede suponer, por ejemplo, los tiempos de despliegue de los flaps y el tren de aterrizaje basados en la velocidad recomendada.

Toda esta información requerida puede ser adquirida antes de un vuelo, de tal manera que la trayectoria de vuelo del conjunto puede ser predicha. Alternativamente, sólo parte de la información puede ser adquirida antes del vuelo y el resto de la información puede ser adquirida en ruta. Esta información puede ser adquirida (o actualizada, si es necesario) después de una intervención del piloto, por ejemplo, en respuesta a un cambio en la clasificación del motor o del nivel de vuelo. La infraestructura de cómputo de la trayectoria también puede actualizar la trayectoria prevista, y por lo tanto, la intención de la aeronave tal como se expresa en el lenguaje de descripción de la intención de la aeronave, debido a cambios en las condiciones atmosféricas imperantes, que se actualiza a través del modelo de la Tierra. Las actualizaciones pueden ser comunicadas a través de cualquiera de los tipos de enlace de comunicación 230 bien conocidos entre la aeronave y el suelo: las últimas condiciones atmosféricas pueden ser enviadas a la aeronave y la intención de la aeronave revisada o la trayectoria predicha puede ser enviada desde la aeronave.

Las aplicaciones de gestión del tráfico aéreo serán similares al sistema basado en aire descrito anteriormente. La gestión del tráfico aéreo puede tener la información necesaria para determinar la intención de la aeronave, tal como los procedimientos de vuelo (SID, STAR, etc.), información relativa al funcionamiento de la aeronave (tal como un modelo de funcionamiento de la aeronave), las condiciones atmosféricas (tal como un modelo de la Tierra), e incluso, posiblemente, preferencias de las líneas aéreas. Parte de la información, tal como las preferencias del piloto relativas a, por ejemplo, cuándo cambiar la configuración de la aeronave, puede ser recogida antes de un vuelo o durante un vuelo. Cuando la información no está disponible, la gestión del tráfico aéreo puede hacer suposiciones para que se genere la intención de la aeronave y la trayectoria que se predijo. Por ejemplo, una hipótesis puede ser que todos los pilotos desplegarán sus trenes de aterrizaje a diez millas náuticas a partir de un umbral de la pista o a una velocidad determinada.

En una realización de un procedimiento implementado por ordenador de gestión del tráfico aéreo, la trayectoria prevista de una o más aeronaves 240 puede compararse para identificar posibles conflictos. Todos los posibles conflictos se pueden resolver mediante el asesoramiento de una o más de las aeronaves de los cambios necesarios en su intención de la aeronave.

5 En otra realización, un procedimiento para evitar colisiones de aeronaves puede comprender recibir un conjunto de instrucciones expresadas en un lenguaje formal que se relacionan con la intención de la aeronave de otra aeronave, predecir la trayectoria de la otra aeronave, y comparar las dos trayectorias predichas para identificar cualquier conflicto en las trayectorias.

10 Ejemplo de una salida instrumento estándar

Para proporcionar una ilustración específica de cómo la invención puede ser utilizada, se presenta un ejemplo de un SID volando desde Madrid Barajas. La figura 5 reproduce una carta de navegación 500 de la zona alrededor del aeropuerto, y la figura 6 muestra la intención de la aeronave 600 generada por el SID (incluyendo las longitudes de cada una de las operaciones) y un esbozo de la trayectoria 620 generada a partir de esta intención.

La pista de despegue ha sido seleccionada como 36R y el SID que se debe seguir es la salida estándar para MONTO1R. Esta salida se puede ver en la figura 5 como la ruta que sigue el primer giro a la izquierda que se indica después de despegar y continúa hasta la parte inferior izquierda de la figura. La publicación de información aeronáutica (AIP), define este SID como:

25 "Subir y mantener el rumbo de pista hasta alcanzar 5 DME BRA a 2400 pies o superior. Iniciar un giro a la izquierda para continuar en RDL-278 VJZ directo a 13 DME VJZ. Iniciar un giro a la izquierda para continuar en RDL-067 NVS directo a 26 DME NVS a 4000 pies o superior. Continuar en DVOR/DME NVS a FL80 o superior. Iniciar un giro a la izquierda para continuar en RDL-013 TLD directo a VOR/DME TLD. Seguir por RDL-193 TLD directo a MONTO.

30 Inclinación mínima de ascenso del 6% hasta llegar a 2400 pies. Mantener FL130 y solicitar cambio de nivel en ruta".

La descripción anterior se puede considerar como la intención de vuelo para el SID, ya que se expone la estrategia operativa requerida por la gestión del tráfico aéreo para volar de acuerdo con el SID, incluyendo las limitaciones asociadas. Sin embargo, esta descripción no proporciona una trayectoria única, sin ambigüedades. En su lugar, permite que el operador llene los vacíos y defina una trayectoria específica que cumple sus objetivos (por ejemplo, minimizar el coste de operación), mientras que cumpla con los requisitos del SID (la intención de vuelo). Por lo tanto, para derivar la intención de la aeronave, debe recogerse más información acerca de los objetivos del operador, e incluso de las preferencias del piloto.

40 La información necesaria puede ser recogida mediante la gestión del tráfico aéreo antes de la salida de la aeronave, de una manera análoga a la recogida actual de planes de vuelo. Por ejemplo, un piloto puede planificar un vuelo, teniendo en cuenta el destino, la pista de salida y las condiciones atmosféricas. El piloto deberá especificar la ruta a seguir, la forma en que la ruta se recorre, y la configuración de la aeronave durante el vuelo. Esta información puede ser utilizada por una infraestructura de cómputo de la trayectoria, ya sea dentro de la aeronave o en una instalación de equipo proporcionada en el aeropuerto o en otro lugar, para derivar la intención de la aeronave y, opcionalmente, para proporcionar una trayectoria de la aeronave.

50 La intención de la aeronave a continuación puede ser liberada a la gestión del tráfico aéreo de tal manera que ellos también puedan predecir la trayectoria de la aeronave. Esta información puede ser utilizada para coordinar las salidas de aeronaves del aeropuerto, es decir, la secuencia exacta de las aeronaves que despeguen y la necesaria separación entre aeronaves sucesivas. La intención de la aeronave también se puede suministrar a la gestión del tráfico aéreo responsable aeropuerto de destino, que puede utilizar la información para planificar la llegada de la aeronave.

55 La presente invención proporciona un marco para definir una intención de una aeronave que cumple con una intención de vuelo determinada y la expresa en un formato común. El proceso de obtención de la intención de la aeronave de la intención de vuelo es referido como el proceso de generación de la intención de la aeronave. Este proceso consiste en utilizar información de entrada, tal como la descrita anteriormente, para seleccionar un conjunto adecuado de instrucciones del lenguaje de descripción de la intención de la aeronave, de modo que el resultado, una vez procesado mediante una infraestructura de cómputo de la trayectoria, es una trayectoria única que cumple con la intención de vuelo original. Esta trayectoria 620 puede ser una visualización gráfica similar a la mostrada, por ejemplo, en la figura 6.

65 Mediante un proceso de generación de la intención de la aeronave basado en el lenguaje de descripción de la intención de la aeronave, el SID introducido anteriormente puede dar lugar a, por ejemplo, la descripción de la intención de la aeronave que se muestra en la figura 6. Este intento de la aeronave podría ser una aportación a una infraestructura de cómputo para calcular la trayectoria a la trayectoria resultante, que cumpliría con el SID. La

infraestructura de cómputo de la trayectoria puede ser capaz de procesar la intención de la aeronave tal como se había expresado en el lenguaje de descripción de la intención de la aeronave, o una traducción en un formato propiedad de la infraestructura de computación de la trayectoria puede ser requerida antes de la computación. El proceso de generación de la intención de la aeronave en la figura 6 a partir del SID, la introducción de las preferencias de la línea aérea y del piloto se explica a continuación. El proceso de generación de la intención ve esta información utilizada para seleccionar las instrucciones activas en cada momento que se describe de forma inequívoca la intención de la aeronave. La información recopilada determinará cada una de las instrucciones seleccionadas. Por ejemplo, la aeronave tendrá siempre su configuración definida, lo que lleva a la selección de las instrucciones de configuración. Cómo la aeronave está siendo comandada para volar determinará las instrucciones de movimiento seleccionadas: los comandos para realizar un seguimiento del soporte y del mantenimiento de la altitud que determinará las tres instrucciones de movimiento. Esto se explica en detalle más adelante.

La parte superior de la figura 6 muestra las instrucciones que son activas en cualquier momento y cómo se solapan sus intervalos de ejecución que definen la longitud de cada operación (véase la parte central de la figura 6).

Las tres instrucciones de configuración se muestran en la parte superior de la figura 6, con las tres instrucciones de movimiento necesarias para cerrar los tres grados de libertad de las ecuaciones de movimiento por debajo, y finalmente el criterio de optimización en la parte inferior.

En la figura 6, el perfil HLC contiene las instrucciones que definen la configuración de los dispositivos de alta elevación (posición de los flaps). Para determinar las instrucciones de este perfil, se sigue el siguiente proceso. Inicialmente, la aeronave está en una configuración con el tren de aterrizaje desplegado y los flaps extendidos, pero lo contrario limpio. Este estado se mantiene hasta el momento en el que el piloto ha indicado la retracción de los flaps. Esto se modela mediante una instrucción HHL que permanece activa hasta que comienza la retracción, cuando es sustituida por una instrucción SHL (ver la figura 2B para los códigos de instrucción). Tal como se indica en la figura 6, este cambio de instrucción se inicia mediante un activador fijo (los símbolos indicados en la figura 3 se utilizan para indicar los tipos de disparo). El valor de tiempo asociado corresponde al instante en el que el piloto ha seleccionado la retracción de los flaps. La instrucción SHL termina una vez que los flaps se retraen hasta su configuración limpia. El momento en el que este evento se lleva a cabo (un disparo final por defecto) marca el comienzo de otra instrucción HHL, lo que indica que los flaps quedan retraídos para el resto del procedimiento. El valor del tiempo que caracteriza a este disparo predeterminado se podría obtener a partir del modelo de rendimiento de la aeronave (que se supone que incluye datos sobre los tiempos de retracción de los flaps).

LGC es el perfil de configuración del tren de aterrizaje, que contiene las instrucciones que definen la evolución de la configuración del tren de aterrizaje. El piloto retrae el tren de aterrizaje en el momento inicial (en el despegue). Esto se modela con una instrucción SLG que comienza en ese momento inicial. Un disparo final por defecto está configurado para esta instrucción, lo que indica que la instrucción se termina cuando el tren de aterrizaje está completamente retraído. El valor del tiempo que caracteriza a este disparo predeterminado se puede obtener a partir del modelo de rendimiento de la aeronave (que se supone que incluye datos sobre los tiempos de retracción del tren de aterrizaje). El tren de aterrizaje permanece retraído durante el resto del procedimiento. Esto se modela con una instrucción HLG.

SBC es el perfil de configuración de los frenos de velocidad, que contiene las instrucciones que definen la evolución de la configuración de los frenos de velocidad. El piloto no usa los frenos de velocidad durante este procedimiento, y esto se modela con una instrucción HSB (el estado inicial de los frenos de velocidad es activado), que está activo durante todo el procedimiento.

En este ejemplo, la secuencia de instrucciones utilizadas para cerrar uno de los grados de libertad del movimiento de la aeronave (con la etiqueta 1º DOF en la figura 6) define la evolución de la velocidad y la altitud de la aeronave. Esta secuencia se genera como sigue:

1. El piloto decide volar la aeronave a una velocidad máxima vertical hasta alcanzar una altitud de 2400 pies. Esto se modela utilizando una instrucción VSL con un efecto dado por la ley de la velocidad vertical máxima prevista por el modelo de rendimiento de la aeronave y con un disparo final flotante a 2400 pies. El valor de la velocidad vertical puede ser capturado a partir de los sistemas de la aeronave o de la intervención del piloto, o se puede estimar.
2. Al llegar a 2400 pies, el piloto elige mantener el actual CAS hasta alcanzar una altitud de 3500 pies. Esto se modela utilizando una instrucción HS con un disparo final flotante a 3500 pies. Este valor puede ser capturado a partir de los sistemas de la aeronave o la intervención del piloto, o se pueden estimar.
3. Al llegar a 3500 pies, el piloto decide mantener la altitud, acelerando hasta que se alcanza una velocidad de 240 KCAS (nudos - velocidad del aire calibrada). Esto se modela utilizando una instrucción HA con un disparo final flotante de 240 KCAS. Este valor puede ser capturado a partir de los sistemas de la aeronave o la intervención del piloto, o se puede estimar.
4. Al llegar a una velocidad de 240 KCAS, el piloto decide continuar con el ascenso a velocidad constante calibrada hasta que alcanza una altitud de 4800 pies. Esto se modela utilizando una instrucción HS con un disparo final flotante a 4800 pies. Este valor puede ser capturado a partir de los sistemas de la aeronave o la

intervención del piloto, o se puede estimar.

5. Al llegar a 4800 pies, el piloto decide continuar el ascenso siguiendo una ley de velocidad del aire de coste óptimo hasta alcanzar el nivel de vuelo FL130. Esto se modela con una instrucción SL asociada a un criterio de optimización de coste mínimo con una activación final flotante a FL130. El efecto de esta instrucción calcula mediante la infraestructura de cómputo de la trayectoria basada en un modelo de la lógica del sistema de gestión de vuelo de la aeronave y el valor del índice de costes aplicado para el vuelo (este valor puede ser extraído del sistema de gestión de vuelo). El valor de la activación final puede ser capturado a partir de los sistemas de la aeronave o la entrada del piloto, o se pueden estimar.

10 La secuencia de instrucciones usada para cerrar un segundo grado de libertad del movimiento de la aeronave (con el nombre 2^oDOF en la figura 6) define la evolución del control del acelerador. Esta secuencia se genera como sigue:

1. El piloto decide despegar a un régimen máximo de despegue y mantener ese régimen hasta alcanzar un valor de velocidad de 240 KCAS. Esto se modela utilizando una instrucción TL cuyo efecto viene dado por el modelo de rendimiento de la aeronave (modelo de régimen máximo de despegue para el tipo de aeronave a mano) y con una activación final flotante de 240 KCAS. Este valor puede ser capturado a partir de los sistemas de la aeronave o la entrada de piloto, o se pueden estimar.

2. Al llegar a velocidad del aire de 240 KCAS, el piloto indica un cambio en el ajuste del acelerador con el régimen de ascenso máximo. Para modelar la transición entre los dos regímenes, se utiliza una instrucción ST. El efecto de esta instrucción está dado por el modelo de rendimiento de la aeronave (modelo de las transiciones de régimen del motor) y su activación final es una por defecto. El tiempo asociado con esta activación también se proporciona mediante el modelo de transición del régimen del motor en el APM.

3. El piloto indicó que el régimen de ascenso máximo se mantiene hasta alcanzar FL130. Esto se modela con una instrucción TL después de la instrucción ST. El efecto de esta instrucción TL viene dada por el modelo de rendimiento de la aeronave (modelo de régimen de ascenso máximo para el tipo de aeronave a mano) y su activación final (flotante) que tiene un valor asociado de FL130.

La secuencia de instrucciones usada para cerrar el tercer grado de libertad del movimiento de la aeronave (con la etiqueta 3RDDOF en la figura 6) define el camino lateral al seguir por la aeronave. Esta secuencia se genera como sigue:

1. El procedimiento se sigue con la función LNAV (Navegación Lateral) del sistema de gestión de vuelo de la aeronave asignada en el despegue. El piloto decide mantener el rumbo inicial (dado por la orientación de la pista RDL-003 BRA) hasta el inicio de la maniobra de giro necesaria para interceptar el radial RDL-278 VJZ. Esto se modela utilizando una instrucción HC con una activación final auto para especificar que el punto de iniciación de giro se debe calcular mediante la infraestructura de cómputo de la trayectoria sobre la base de un modelo de guía lateral del sistema de gestión de vuelo (incluido en el modelo de rendimiento de la aeronave).

2. El giro hacia la radial RDL-278 VJZ, que será volado en un radio constante calculado por la función LNAV, termina cuando el soporte de la aeronave coincide con la orientación de la radial. El giro se modela mediante una instrucción THP, cuyo efecto es un arco de círculo con un radio calculado por la infraestructura de cómputo de la trayectoria de acuerdo con el modelo de la guía del sistema de gestión de vuelo en posición. La activación final de esta instrucción es una activación flotante caracterizada por la orientación de la radial a capturar.

3. Una vez que la radial ha sido capturado, la aeronave ha de mantener el rumbo hasta el inicio de la maniobra de giro necesaria para interceptar la radial RDL-067 NVS. Esto se modela utilizando una instrucción HC con una activación final auto para especificar que el punto de iniciación del giro se debe calcular mediante la infraestructura de cómputo de la trayectoria sobre la base de un modelo de la guía lateral del sistema de gestión de vuelo (incluido en el modelo de rendimiento de la aeronave).

4. El giro hacia la radial RDL-067 NVS, que será volada en un radio constante calculado por la función LNAV, termina cuando la aeronave está en la pista desde VOR DME NVS definido por la radial y con un soporte que coincide con la orientación de la radial. El giro se modela mediante una instrucción THP, cuyo efecto es un arco de círculo con un radio calculado por la infraestructura de cómputo de la trayectoria de acuerdo con el modelo de la guía del sistema de gestión de vuelo en posición. La activación final en este caso es de tipo automático para indicar que la infraestructura de cómputo de la trayectoria calcula el tiempo y la ubicación del final de la maniobra de giro teniendo en cuenta el modelo de guía del sistema de gestión del vuelo y el hecho de que los giros acaban sobre la pista mencionada anteriormente.

5. Una vez que la pista definida por la radial VOR ha sido capturada, la aeronave volará esa pista hasta el inicio de la maniobra de giro necesaria para interceptar la maniobra de giro definida por los VORs NVS y TLD. Esto se modela utilizando una instrucción THP, cuyo efecto es el la pista radial VOR mencionada con una activación final auto para especificar que el punto de inicio del giro se debe calcular mediante la infraestructura de cómputo de la trayectoria sobre la base de un modelo de guiado lateral del sistema de gestión de vuelo (incluido en el modelo de funcionamiento de las aeronaves).

6. La vuelta al círculo máximo definido por el VORs NVS y TLD, que también se vuela en un radio constante calculado por la función LNAV, termina cuando la aeronave está en el círculo máximo. El giro se modela mediante una instrucción THP, cuyo efecto es un arco de círculo con un radio calculado para la infraestructura

de cómputo de la trayectoria de acuerdo con el modelo de guía del sistema de gestión de vuelo en posición. La activación final es de tipo automático para indicar que la infraestructura de cómputo de la trayectoria calcula el tiempo y la ubicación del final de la maniobra de giro teniendo en cuenta el modelo de guía del sistema de gestión de vuelo y el hecho de que los giros terminan en el círculo máximo antes mencionado.

5 7. Una vez que el círculo máximo ha sido capturado, la aeronave volará ese círculo máximo hasta el final del procedimiento. Esto se modela utilizando una instrucción THP, cuyo efecto es el círculo máximo mencionado anteriormente.

10 Lo anterior refleja la descripción de la intención de la aeronave que se genera para esta partida. Esta descripción puede ser utilizada por un motor de cálculo de la trayectoria para predecir la trayectoria de la aeronave. Esto se lleva a cabo en conjunción con un modelo de rendimiento de la aeronave que es representativo de la aeronave real que vuela el SID, y también en conjunción con el modelo de la Tierra, que proporcionará información sobre las condiciones atmosféricas reinantes en el momento de la salida. La parte inferior de la figura 6 muestra gráficamente una trayectoria 620 que corresponde a una descripción de la trayectoria proporcionada por el motor de cálculo

15 trayectoria. La trayectoria vertical se muestra por encima de la trayectoria horizontal: ambos se muestran como una función del tiempo (tal como lo indica la abscisa) para ilustrar la utilidad de la presente invención. Específicamente, la posición horizontal y vertical de la aeronave se define por los casos sucesivos durante el procedimiento de salida y, por lo tanto, la trayectoria de la aeronave puede ser trazada.

20 La persona experta en la materia apreciarán que se pueden hacer variaciones a las realizaciones descritas anteriormente sin apartarse del alcance de la invención definido por las reivindicaciones adjuntas.

REIVINDICACIONES

1. Procedimiento implementado por ordenador para proporcionar una descripción de la intención de una aeronave (114, 215) expresada usando un lenguaje formal, comprendiendo el procedimiento:
- 5 recibir información (210) que define cómo la aeronave (222) ha volado durante un intervalo de tiempo, y almacenar la información en una base de datos de información (212);
 derivar una serie de instrucciones (214) a partir de la información almacenada, en el que el conjunto de instrucciones comprende instrucciones de configuración (270) que describen la configuración aerodinámica de la aeronave y las instrucciones de movimiento (260) que describen el movimiento de la aeronave;
 10 asegurar que el conjunto de instrucciones cumplen con un conjunto de reglas almacenadas en una base de datos de reglas (216), confirmando así que las instrucciones de configuración definen la configuración aerodinámica de la aeronave tal como se requiere y que las instrucciones de movimiento cierran los grados de libertad de ecuaciones de movimiento utilizadas para describir el movimiento de la aeronave durante el intervalo de tiempo; y
 15 expresar el conjunto de instrucciones utilizando el lenguaje formal (200), proporcionando de este modo la descripción de la intención de la aeronave, y en el que las instrucciones se clasifican en grupos, de tal manera que las instrucciones se distribuyen primero en diferentes grupos de acuerdo con su efecto y, a continuación, las instrucciones incompatibles se agrupan dentro de cada grupo, y en el que la derivación del conjunto de instrucciones comprende asegurar que el conjunto de instrucciones sólo contiene una instrucción de cada grupo,
caracterizado por que
 la derivación del conjunto de instrucciones comprende la identificación a partir de la información almacenada, de información que determina el movimiento de la aeronave y proporcionar instrucciones de movimiento
 20 basadas en esa información relacionada con el movimiento, a saber, mediante la identificación de la información relativa al movimiento lateral, al movimiento vertical y a la velocidad; y
 asegurar que hay tres instrucciones de movimiento, cerrando cada instrucción de movimiento un grado de libertad.
2. Procedimiento según la reivindicación 1, en el que la derivación del conjunto de instrucciones comprende la identificación a partir de la información almacenada, de información relativa a cómo la aeronave debe configurarse y proporcionar instrucciones de configuración basadas en esa información relacionada con la configuración.
3. Procedimiento según la reivindicación 2, que comprende la identificación de información relativa a dispositivos de alta sustentación, tren de aterrizaje o frenos de velocidad, y proporcionar una instrucción relacionada con la alta sustentación, relacionada con el tren de aterrizaje o relacionada con los frenos de velocidad, respectivamente.
4. Procedimiento según la reivindicación 3, en el que se garantiza que el conjunto de instrucciones cumple con un conjunto de reglas almacenadas en una base de datos de reglas, confirmando así que las instrucciones de configuración definen la configuración aerodinámica de la aeronave tal como se requiere, comprendiendo asegurar que el conjunto de instrucciones incluye una y sólo una de cada instrucción relacionada con la alta elevación, una instrucción relacionada con el tren de aterrizaje y una instrucción relacionada con los frenos de velocidad.
5. Procedimiento según cualquier reivindicación anterior, que comprende asegurar que el conjunto de instrucciones cumple con un conjunto de reglas almacenadas en una base de datos de reglas, confirmando así que las instrucciones de movimiento cierran los grados de libertad de ecuaciones de movimiento utilizadas para describir el movimiento de la aeronave comprende asegurar que las instrucciones no proporcionan requisitos en conflicto.
6. Procedimiento según cualquier reivindicación anterior, en el que recibir información comprende la recepción de información relativa a las preferencias del operador de la aeronave, cómo un piloto tiene la intención de volar la aeronave, o los procedimientos de salida/llegada que deben seguirse durante el vuelo.
7. Procedimiento según cualquier reivindicación anterior, en el que se expresa el conjunto de instrucciones utilizando un lenguaje formal comprende proporcionar la información necesaria, o referencias a dónde se puede encontrar la información, para resolver ecuaciones de movimiento que describen el vuelo de la aeronave, y así calcular la trayectoria de la aeronave.
8. Procedimiento según la reivindicación 7, en el que proporcionar referencias a dónde se puede encontrar la información comprende proporcionar referencias a una base de datos de almacenamiento de información relativa al rendimiento de la aeronave o de las condiciones atmosféricas.
9. Procedimiento según cualquier reivindicación anterior, que comprende proporcionar una representación gráfica del conjunto de instrucciones expresadas usando un lenguaje formal.
10. Procedimiento implementado por ordenador de predicción de la trayectoria de una aeronave, que comprende:

- leer datos que proporcionan una descripción de la intención de la aeronave (114) expresada usando un lenguaje formal, correspondiendo los datos a una descripción de la intención de la aeronave, proporcionada de acuerdo con cualquier reivindicación anterior;
- 5 resolver ecuaciones de movimiento que definen el movimiento de la aeronave utilizando dichos datos y con referencia a un modelo de rendimiento de la aeronave (118) y un modelo de la Tierra (120); y proporcionar una descripción de la trayectoria predicha (122).
11. Procedimiento según la reivindicación 10, que comprende proporcionar una representación gráfica de la trayectoria predicha.
- 10 12. Procedimiento implementado por ordenador de gestión del tráfico aéreo, que comprende:
- predecir la trayectoria de una aeronave según la reivindicación 10 u 11; y
- 15 comparar las trayectorias predichas para identificar conflictos potenciales.
13. Procedimiento según la reivindicación 12, que también comprende resolver conflictos advirtiendo a la aeronave de los cambios necesarios para su intención de la aeronave.
- 20 14. Procedimiento para evitar colisiones de aeronaves, que comprende:
- una aeronave que predice su trayectoria según la reivindicación 10 u 11;
- recibir un conjunto de instrucciones expresadas en un lenguaje formal (114) tal como se proporcionan según el procedimiento según cualquiera de las reivindicaciones 1 a 9 que se relacionan con la intención de la aeronave de otra aeronave;
- 25 predecir la trayectoria de la otra aeronave según la reivindicación 10 u 11; y comparar las dos trayectorias predichas para identificar cualquier conflicto en las trayectorias.

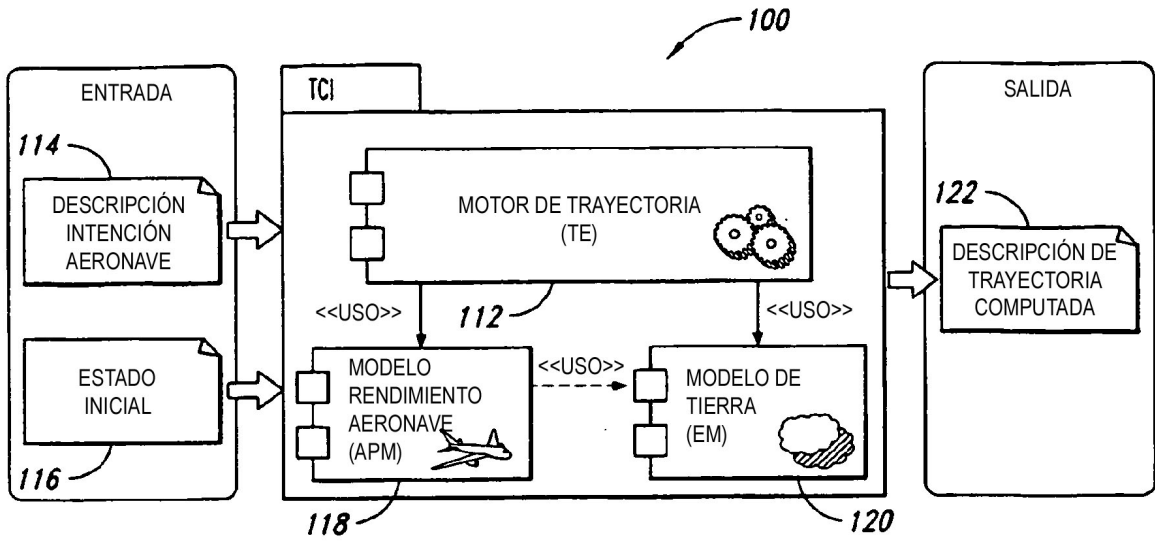


Fig. 1

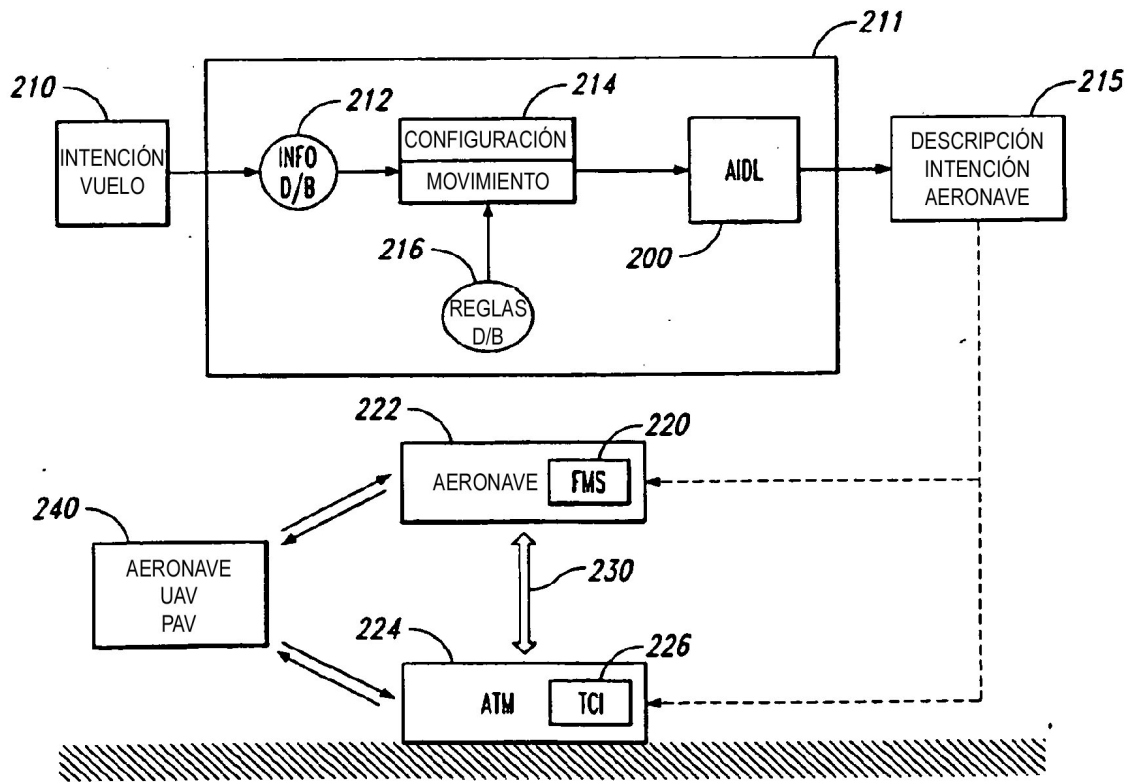


Fig. 2A

260

TIPOS	GRUPÓ			INSTRUCCIÓN		
	Nº	P. CLAVE	NOMBRE	Nº	P. CLAVE	NOMBRE
INSTRUCCIÓN MOVIMIENTO	1	SG	GUÍA VELOCIDAD	1	SL	LEY VELOCIDAD
	2	HSG	GUÍA VELOCIDAD HORIZONTAL	2	HS	VELOCIDAD SOSTENIDA
				3	HSL	LEY VELOCIDAD HORIZ.
	3	VSG	GUÍA VELOCIDAD VERTICAL	4	HHS	VELOCIDAD HORIZ. SOST.
				5	VSL	LEY VELOC. VERTICAL
	4	PAG	GUÍA ÁNGULO TRAYECTORIA	6	HVS	VELOCIDAD VERT. MANTEN.
				7	SPA	AJUSTE ÁNGULO TRAYECT.
	5	AG	GUÍA ALTITUD	8	PAL	LEY ÁNGULO TRAYECTORIA
				9	HPA	ÁNGULO TRAYECT. MANT.
	6	VPG	GUÍA POSICIONAL VERTICAL	10	AL	LEY ALTITUD
11				HA	ALTITUD MANTENIDA	
7	TC	CONTROL ACELERADOR	12	TVP	TRAYECTORIA VERT. PISTA	
			13	ST	AJUSTAR ACELERADOR	
8	LDC	CONTROL DIRECCIONAL LATERAL	14	TL	LEY ACELERADOR	
			15	HT	ACELERADOR MANTENIDO	
			16	OLT	ABRIR ACELER. BUCLE	
			19	SBA	AJUSTAR ÁNGULO BANCO	
			20	BAL	LEY ÁNGULO BANCO	
			21	HBA	ÁNGULO BANCO MANTENIDO	
9	DG	GUÍA DIRECCIONAL	22	OLBA	ABRIR ÁNG. BANCO BUCLE	
			17	CL	LEY CURSO	
10	LPG	GUÍA POSICIONAL LATERAL	18	HC	CURSO MANTENIDO	
			23	THP	TRAYECT. HORIZ. PISTA	
INSTRUCCIONES DE CONFIGURACIÓN	11	HLC	CONFIGURACIÓN ALTA ELEVACIÓN	24	SHL	AJUSTAR DISP. ALTA ELEV.
				25	HLL	LEY DISP. ALTA ELEV.
				26	HHL	DISP. ALTA ELEV. MANT.
	12	SBC	CONFIGURACIÓN FRENOS VELOCIDAD	27	SSB	AJUSTAR FRENOS VELOC.
				28	SBL	LEY FRENOS VELOC.
				29	HSB	FRENOS VELOC. MANT.
	13	LGC	CONFIGURACIÓN TREN DE ATERRIZAJE	30	OLSB	ABRIR FRENOS VELOC. BUCL
31				SLG	AJUSTAR TREN ATERRIZ.	
			32	HLG	TREN ATERRIZAJE MANT.	

270

Fig. 2B

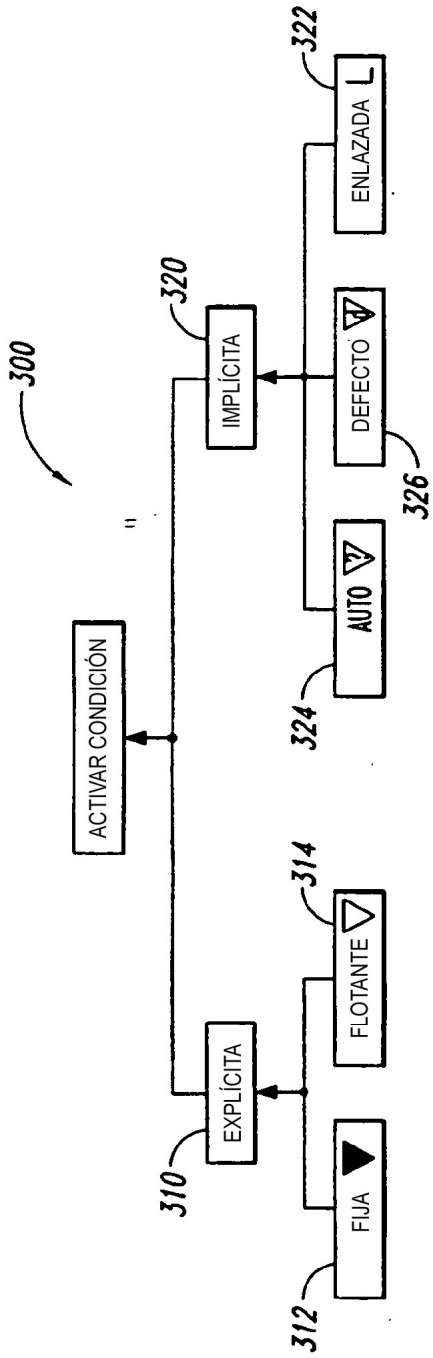


Fig. 3

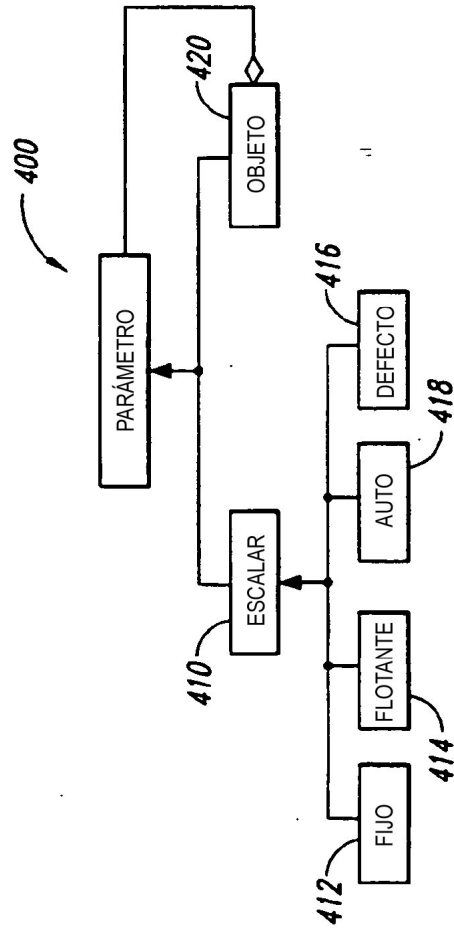


Fig. 4

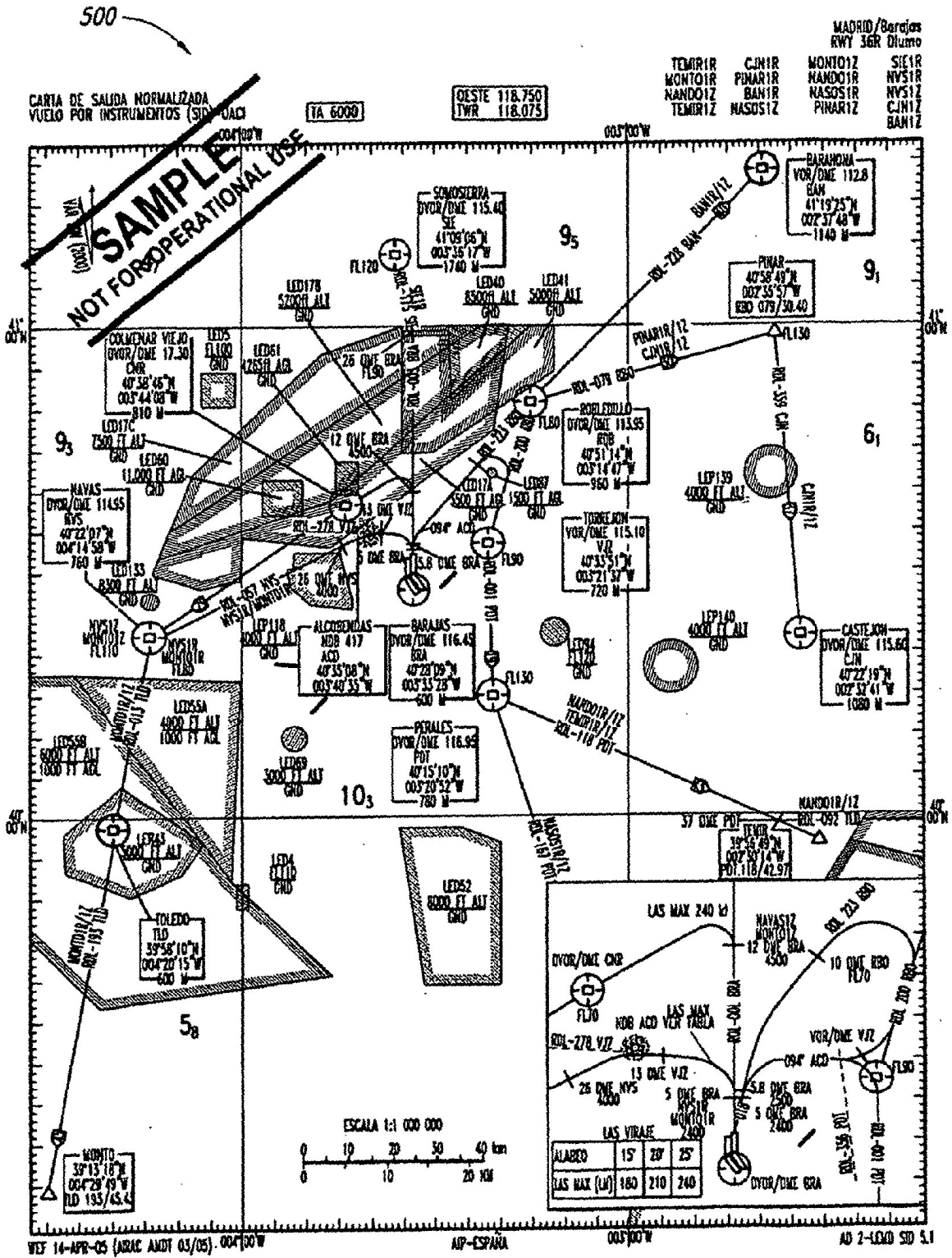


Fig. 5

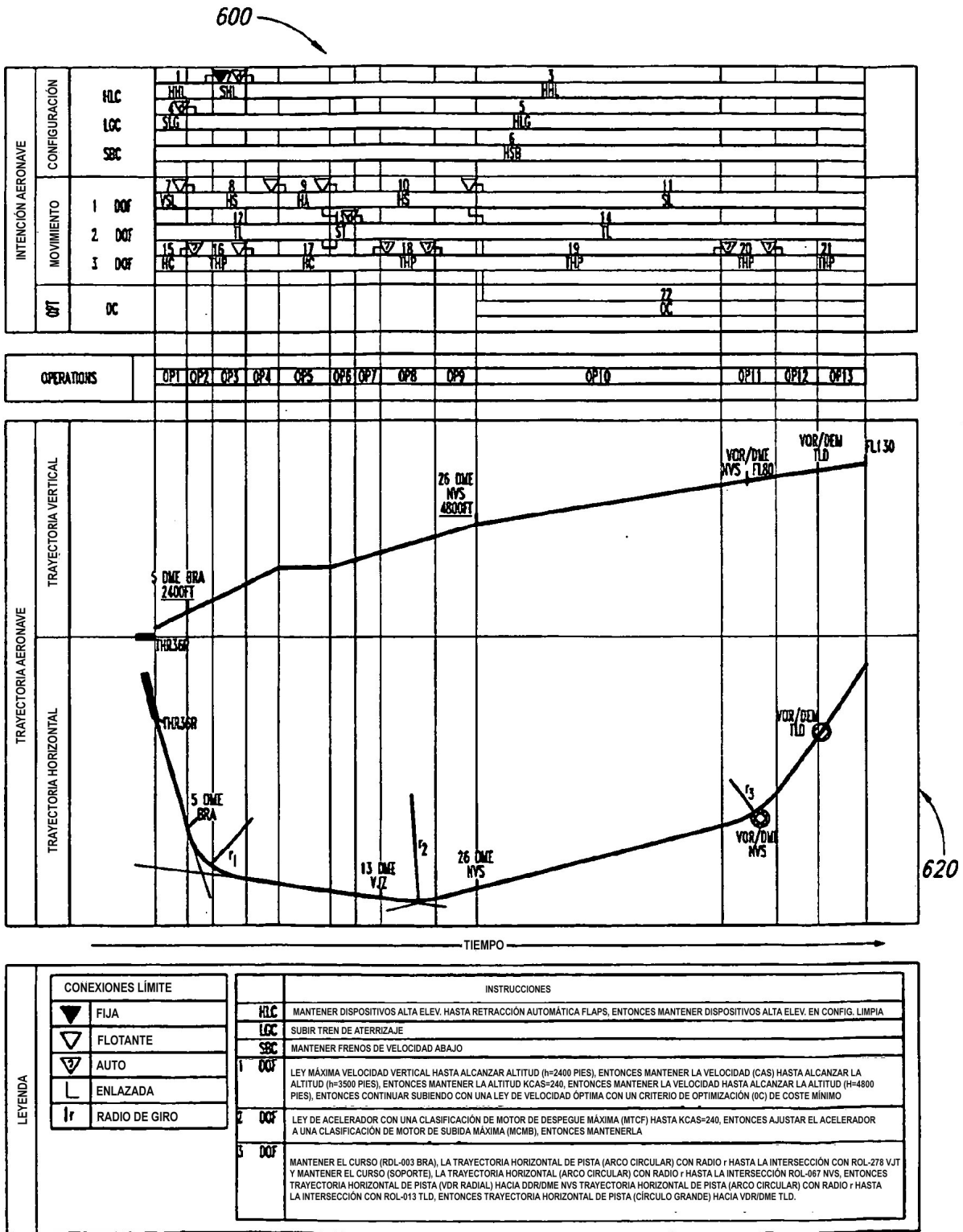


Fig. 6