

**REPÚBLICA DE COLOMBIA
SUPERINTENDENCIA DE INDUSTRIA Y COMERCIO**

Oficio N° 11728

Ref. Expediente N° 13200522

Señor(a)
ELBIT SYSTEMS LTD.
notificaciones@bc.com.co

Asunto: PATENTE DE INVENCION - PCT

Patente de Invención	PT	Patente de Modelo de Utilidad			
Vía Nacional					
Vía PCT (Fase Nacional)	PCT	Capítulo I		Capítulo II	
No. Solicitud Internacional	PCT/IL2012/050030				
Fecha de Presentación Internacional	30 de enero de 2012				

Como resultado del examen de fondo realizado, con fundamento en el Artículo 45 de la Decisión 486 de la Comisión de la Comunidad Andina, se comunica:

1. Documentos estudiados

Descripción	Radicado N° 13-200522-00000-0000	23 de agosto de 2013
Reivindicaciones:	Radicado N° 13-200522-00000-0000	23 de agosto de 2013
	Radicado N° 13-200522-00005-0000	15 de octubre de 2014
	Radicado N° 13-200522-00010-0000	28 de enero de 2015
Dibujos:	Radicado N° 13-200522-00000-0000	23 de agosto de 2013
Prioridades:	País: IL, ISRAEL Número: 210961 Fecha: 30 de enero de 2011	
	País: IL, ISRAEL Número: 211060 Fecha: 3 de febrero de 2011	
	País: IL, ISRAEL Número: 213752 Fecha: 23 de junio de 2011	

Oficio N° 11728

Ref. Expediente N° 13200522

2. Análisis de la Prioridad

Se acepta la reivindicación de prioridad porque esta solicitud fue presentada dentro del plazo establecido y el contenido técnico de esta solicitud corresponde con el de la prioridad reivindicada.

3. Modificaciones presentadas (Art. 34 D 486 y Art. 19, 22 y 34 PCT)

Se aceptan las modificaciones presentadas comoquiera que se ajustan a las prescripciones contenidas en el reglamento del PCT y en el Art 34 de la Decisión 486.

4. Objeto de la invención

De acuerdo con lo establecido en el numeral 1.2.2.2 del Capítulo Primero del Título X de la Circular Única para efectos del examen de patentabilidad, se tendrá en cuenta la tasa pagada por el solicitante al momento de comenzar el examen para las reivindicaciones adicionales; esto es que cuando la solicitud contenga más de diez (10) reivindicaciones y no se haya pagado la tasa complementaria, sólo se estudiarán las cubiertas por la tasa pagada. Por lo tanto, se estudiarán las reivindicaciones 1 a 6 del capítulo reivindicatorio (Radicado N° 13-200522-00010-0000).

Título de la solicitud: “MÉTODO PARA LIMITAR DINÁMICAMENTE LAS INCLINACIONES DE SUPERFICIES DE CONTROL DE VUELO MONOBLOC DURANTE CONDICIONES DE SUCEPTIBILIDAD A ENTRADA EN PÉRDIDA” (modificado en la Resolución N° 78034 del 18 de diciembre de 2014).

El problema planteado en esta solicitud consiste en la necesidad de limitar dinámicamente las inclinaciones de las superficies de control de vuelo durante una condición de susceptibilidad a entrada en pérdida, como condiciones gélidas, en un vehículo aéreo no tripulado (UAV) con cola en V.

Para resolver este problema técnico, la solicitud en estudio proporciona una aeronave que comprende: superficies de control de vuelo monobloc; actuadores, configurados para ajustar la inclinación de cada una de dichas superficies de control de vuelo; aparatos de medida de parámetros de vuelo (FPMA), configurados para proporcionar parámetros de vuelo de dicha aeronave; y un controlador, acoplado con dichos actuadores, y con dichos aparatos de medida de parámetro de vuelo (FPMA), dicho controlador configurado para obtener la velocidad anemométrica calibrada en tiempo real de dicha aeronave, obtener el ángulo de ataque (AOA) en tiempo real de dicha aeronave y obtener el ángulo de resbalamiento lateral (AOS) en tiempo real de dicha aeronave, a partir de los parámetros de vuelo proporcionados por dichos aparatos de medida de parámetros de vuelo (FPMA), dicho controlador, adicionalmente configurado para calcular el AOA y AOS locales en tiempo real de cada una de dichas superficies de control de vuelo con base en los parámetros de la aeronave obtenidos, y dicho controlador configurado adicionalmente para dirigir dichos actuadores para limitar dinámicamente e independientemente la inclinación aplicada a cada una de las superficies de control de vuelo durante condiciones de

Oficio N° 11728

Ref. Expediente N° 13200522

susceptibilidad a entrada a pérdida, de forma que los AOA y AOS locales calculados en tiempo real de cada una de dichas superficies de control de vuelo, no excede los respectivos valores críticos locales.

El objeto de la presente solicitud se relaciona con la Clasificación Internacional de Patentes (CIP): B64C 9/06 // 13/00 // 5/02.

5. De la solicitud de patente

Reivindicaciones (Art. 30 D 486, Art. 22 PCT)

- El término: "*por lo menos*" (reiv. 4), es impreciso, por lo cual no permite distinguir la invención del estado de la técnica. Se sugiere sustituirlo por un término preciso o un rango concreto.
- Las siguientes frases "*superficies de control de vuelo*" (reivs. 1 y 4), "*aparatos de medida de parámetros de vuelo*" (reiv. 1), "*controlador*" (reivs. 1 y 5), son frases de carácter general que sugieren de forma imprecisa que la protección se extiende a posible variaciones o modificaciones. Se sugiere definir dichos términos para una mejor comprensión de la invención.

En la última modificación al capítulo reivindicatorio, radicado bajo el N° 13-200522-00010-0000 del 28 de enero de 2015, la solicitante no incluyó las reivindicaciones de método concedidas mediante la Resolución N° 78034 del 18 de diciembre de 2014, por la cual se concedió parcialmente una patente de invención. Se debe tener en cuenta que, mediante la Resolución N° 79556 del 30 de septiembre de 2015, por la cual se resolvió un recurso de reposición, la decisión contenida en la Resolución N° 78034 del 18 de diciembre de 2014 fue revocada. Por lo tanto, se le sugiere a la solicitante presentar un nuevo capítulo reivindicatorio que contenga tanto el método como el aparato, para realizar el estudio y/o decisión correspondiente sobre toda la materia de la solicitud.

6. Determinación del Estado de la Técnica

El estado de la técnica se determinó con base en la fecha de presentación de la solicitud de prioridad: 30 de enero de 2011, y se encontraron los siguientes documentos que anticipan el objeto de esta solicitud:

Ítem	Documento	Título	Fecha de Publicación
D5	US 6,237,370	"Method and system for estimation and correction of angle-of-attack and sideslip angle from acceleration measurements"	14/Agosto/2001
D6	Art. 2*	"Toward intelligent flight control"	1993

* Toward intelligent flight control, R. F. Stengel, IEEE Transactions on Systems, Man, and Cybernetics Volume: 23, Issue: 6, Nov/Dec 1993, Págs. 1699 – 1717.

El documento D5¹ divulga un método y sistema que por medio de sensores inerciales en un sistema de navegación inercial (INS) obtienen estimaciones analíticas del

1 <https://docs.google.com/viewer?url=patentimages.storage.googleapis.com/pdfs/US6273370.pdf>

Oficio N° 11728

Ref. Expediente N° 13200522

ángulo de ataque (α) y el ángulo de deslizamiento lateral (β). Los sensores inerciales consisten en uno o más acelerómetros que producen las señales estimadas para el ángulo de ataque (α) y el ángulo de deslizamiento lateral (β). Tres métodos se muestran para obtener estimaciones alfa y beta de la información INS y se programan en una simulación no lineal de un avión de estabilidad relajada que requiere un alto nivel de aumento de la estabilidad artificial en su sistema de control de vuelo. Resultados de la simulación de la simulación no lineal para cada uno de los tres métodos se compararon con los resultados obtenidos cuando se utilizaron sondas convencionales para obtener mediciones directas de α y β . Basado en estas comparaciones, un método para determinar α y β analíticamente que estima el nivel de turbulencia en cada eje se combina con uno de los tres métodos para proporcionar valores de inercia derivados para proporcionar retroalimentación sistema de control para un avión (Fl. 1, resumen).

El documento D6² divulga un modelo de avión a control remoto que incluye un receptor que responde a las señales de un transmisor para controlar la dirección de vuelo del modelo de avión. El receptor, alimentado por una batería, desmodula la señal transmitida por el transmisor para energizar selectivamente una bobina eléctrica para generar un campo magnético de una primera o segunda polaridad. Un timón articulado con respecto al estabilizador vertical incluye un imán en respuesta a los campos magnéticos generados y es empujado en una dirección o en la otra dando como resultado el movimiento pivotante acorde del timón de dirección. Una bisagra que interconecta el timón y estabilizador vertical insta a volver al centro del timón de dirección después de que ha sido desviado hacia la izquierda o derecha por la respuesta del imán al campo magnético creado como resultado de una señal transmitida por el transmisor. Un motor eléctrico también bajo el control del transmisor y el receptor puede incorporarse para girar una hélice para proporcionar empuje y movimiento hacia delante del modelo de avión. Mediante el empleo de un transmisor para transmitir selectivamente una pluralidad de señales, las superficies de control del modelo de avión pueden ser desviadas para proporcionar un control de 2 ejes para alterar selectivamente la dirección y el pitch del modelo de avión (Fl. 1, resumen).

7. Examen de Patentabilidad (Art. 14 D486)

Nivel Inventivo (Art. 18 D486)

La reivindicación 1 consiste en: “*Una aeronave que comprende...*” (Ver página 4 del Radicado N° 13-200522-00010-0000).

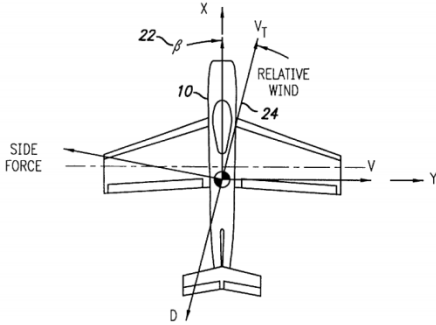
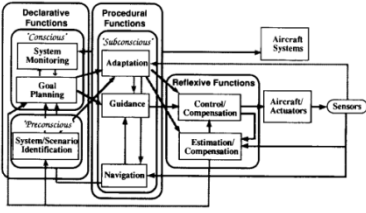
Comparación de las características técnicas esenciales, con las del estado de la técnica:

Características esenciales	D5	D6
Superficies de control de vuelo monobloc.	Las posiciones de las superficies de control de vuelo secundarias, por ejemplo, aletas, serán procesadas como una serie de entradas discretas y analógicas (40) y (42), respectivamente, en el computador AOA/SW (36) (Fl. 32,	No se menciona.

2 <http://www.princeton.edu/~stengel/TIFC.pdf>

Oficio N° 11728

Ref. Expediente N° 13200522

	Col. 3, líneas 45 a 48).  En la figura se ilustran las superficies de vuelo monobloc (Fig. 4, Fl. 4).	
Actuadores configurados para ajustar la inclinación de cada una de dichas superficies de control de vuelo.	No se menciona.	A medida que las características de los aviones han cambiado, y lo más importante a medida que la tecnología ha permitido, una parte creciente de la operación inteligente de la aeronave ha confiado en el buen funcionamiento de los sensores electromecánicos, equipos y actuadores. Se ha hecho posible aplicar la inteligencia artificial al control de vuelo (Pág. 1699, Fl. 1, Introducción, Párr. 1). Actuadores de control imponen restricciones duras en la operación debido a que sus desplazamientos y tasas están estrictamente limitados. Leyes de control no lineal pueden mejorar la precisión de control y ampliar los límites de estabilidad cuando el vuelo debe llevarse a cabo a altos ángulos o altas tasas angulares y cuando los límites del actuador de control deben ser cuestionadas (Pág. 1709, Fl. 11, Control no lineal, Párr. 1).  Fig. 3. Intelligent flight control system structure. (Pág. 1703, Fl. 5, Fig. 3).
Aparatos de medida de parámetros de vuelo (FPMA), configurados para proporcionar parámetros de	Sensores inerciales en un sistema de navegación inercial (INS) obtienen estimaciones analíticas del ángulo de ataque (α) y el ángulo de deslizamiento lateral (β). Los sensores inerciales consisten en uno o más acelerómetros	No se menciona.

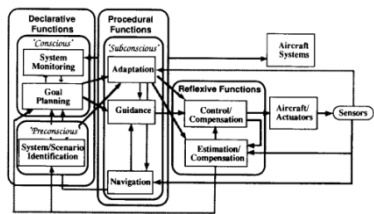
Oficio N° 11728

Ref. Expediente N° 13200522

vuelo de dicha aeronave.	que producen las señales estimadas para el ángulo de ataque (α) y el ángulo de deslizamiento lateral (β) (Fl. 1, resumen).	
Un controlador, acoplado con dichos actuadores, y con dichos aparatos de medida de parámetro de vuelo (FPMA), dicho controlador configurado para obtener la velocidad anemométrica calibrada en tiempo real de dicha aeronave, obtener el ángulo de ataque (AOA) en tiempo real de dicha aeronave y obtener el ángulo de resbalamiento lateral (AOS) en tiempo real de dicha aeronave, a partir de los parámetros de vuelo proporcionados por dichos aparatos de medida de parámetros de vuelo (FPMA).	Con referencia ahora a la figura 2, se muestra un diagrama de bloques de alto nivel para un tipo de sistema de advertencia de pérdida de ángulo de ataque (en lo sucesivo denominado AOA/SW (Angle-Of-Attack/Stall Warning)) (30) arquitectura utilizada de acuerdo con una realización preferida de la presente invención. El sistema de advertencia de pérdida de ángulo de ataque (30) utiliza dos (2) sensores de ángulo de ataque (AOA), un sensor AOA derecho (32) y un sensor AOA izquierdo (34) para proporcionar datos del ángulo de ataque a un computador o procesador de datos AOA/SW (36). Como se muestra en la figura 1, un paquete de acelerómetros (18) está instalado en la aeronave (10) que proporciona al computador AOA/SW (36) una señal de aceleración lateral (N_y) y una señal de aceleración normal (N_z). La señal de aceleración lateral (N_y) está disponible para generar un ángulo de deslizamiento lateral estimado. La señal de aceleración normal (N_z) se utiliza para estimar el ángulo de ataque. En el caso de un único fallo del sensor, el computador AOA/SW (36) es capaz de recibir y procesar una señal de aceleración normal continua (N_z) a partir de un acelerómetro de doble eje dentro del paquete de acelerómetros (18). Por lo tanto, a partir de las entradas de aceleración, el computador o procesador de datos AOA/SW (36) es capaz de calcular el ángulo de deslizamiento lateral y por lo tanto la corrección de ángulo de ataque de la aeronave (10) (Fl. 32, Col. 3, líneas 20 a 41).	No se menciona.
Dicho controlador, adicionalmente configurado para calcular el AOA y AOS locales en tiempo real de cada una de dichas superficies de control de vuelo con base en los parámetros de la aeronave obtenidos.	Volviendo una vez más a la figura 2, las entradas de configuración de la nariz/misión de la aeronave necesarias se proporcionan al computador o procesador de datos AOA/SW (36) desde un conector de configuración de la aeronave programable (38). Además, las posiciones de las superficies de control de vuelo secundarias, por ejemplo, aletas, serán procesadas como una serie de entradas discretas y analógicas (40) y (42), respectivamente, en el computador AOA/SW (36). El computador AOA/SW (36) entonces utiliza estas entradas para el cálculo de las curvas de parada correctas compensadas por tanto la	No se menciona.

Oficio N° 11728

Ref. Expediente N° 13200522

	configuración del deslizamiento lateral y de la aeronave. El computador AOA/SW (36) proporciona la indicación continua del ángulo de ataque a un indicador de cabina (44), y la información de velocidad rápida/lenta necesaria a un indexador de enfoque (46). Además, el computador AOA/SW (36) proporciona una señal de salida de advertencia de pérdida a un generador de tonos AOA (48) de aviso sonoro al piloto (Fl. 32, Col. 3, líneas 42 a 56).	
Dicho controlador configurado adicionalmente para dirigir dichos actuadores para limitar dinámicamente e independientemente la inclinación aplicada a cada una de las superficies de control de vuelo durante condiciones de susceptibilidad a entrada a pérdida, de forma que los AOA y AOS locales calculados en tiempo real de cada una de dichas superficies de control de vuelo, no excede los respectivos valores críticos locales.	Uno o más sensores de ángulo de ataque para proporcionar datos del ángulo de ataque a un procesador de datos y un acelerómetro lateral para proporcionar una señal de aceleración transversal a dicho procesador de datos para generar un ángulo de deslizamiento lateral estimado, dicho procesador de datos adicionalmente analíticamente estimando los efectos del viento y de la turbulencia y traza las curvas a partir de datos de ensayos en vuelo para la correlación de señales de valor inercial derivadas del procesador de datos; la utilización de dichas señales de valor inercial derivadas del procesador de datos para elegir un ajuste correcto de la curva para producir señales de valor del ángulo de ataque de un pequeño vehículo aeroespacial no tripulado para proporcionar realimentaciones del sistema de control a dicho vehículo (Fl. 36. Cols. 11 y 12, reiv. 18). No se mencionan específicamente los actuadores.	A medida que las características de los aviones han cambiado, y lo más importante a medida que la tecnología ha permitido, una parte creciente de la operación inteligente de la aeronave ha confiado en el buen funcionamiento de los sensores electromecánicos, equipos y actuadores. Se ha hecho posible aplicar la inteligencia artificial al control de vuelo (Pág. 1699, Fl. 1, Introducción, Párr. 1). Actuadores de control imponen restricciones duras en la operación debido a que sus desplazamientos y tasas están estrictamente limitados. Leyes de control no lineal pueden mejorar la precisión de control y ampliar los límites de estabilidad cuando el vuelo debe llevarse a cabo a altos ángulos o altas tasas angulares y cuando los límites del actuador de control deben ser cuestionadas (Pág. 1709, Fl. 11, Control no lineal, Párr. 1).  Fig. 3. Intelligent flight control system structure. (Pág. 1703, Fl. 5, Fig. 3).

El documento D5 se considera el estado de la técnica cercano a la invención definida en la reivindicación 1 porque divulga un método y sistema que por medio de sensores inerciales en un sistema de navegación inercial (INS) obtienen estimaciones analíticas del ángulo de ataque (α) y el ángulo de deslizamiento lateral (β). Los sensores inerciales consisten en uno o más acelerómetros que producen las señales estimadas para el ángulo de ataque (α) y el ángulo de deslizamiento lateral (β). Tres métodos se muestran para obtener estimaciones alfa y beta de la información INS y

Oficio N° 11728

Ref. Expediente N° 13200522

se programan en una simulación no lineal de un avión de estabilidad relajada que requiere un alto nivel de aumento de la estabilidad artificial en su sistema de control de vuelo. Resultados de la simulación de la simulación no lineal para cada uno de los tres métodos se compararon con los resultados obtenidos cuando se utilizaron sondas convencionales para obtener mediciones directas de α y β . Basado en estas comparaciones, un método para determinar α y β analíticamente que estima el nivel de turbulencia en cada eje se combina con uno de los tres métodos para proporcionar valores de inercia derivados para proporcionar retroalimentación sistema de control para un avión (Fl. 1, resumen).

La diferencia entre la invención definida en la reivindicación 1 y el sistema divulgado en D5 consiste en que no se mencionan específicamente los actuadores de las superficies de control de vuelo.

El efecto que se logra por el hecho de incluir los actuadores es ajustar la inclinación de cada una de dichas superficies de control de vuelo.

Por lo tanto, el problema técnico objetivo que pretende resolver esta invención se puede formular así: “¿cómo modificar el sistema conocido en D5 para ajustar la inclinación de cada una de dichas superficies de control de vuelo?”.

Sin embargo, la utilización de actuadores para ajustar la inclinación de cada una de dichas superficies de control de vuelo, ya está divulgada en el documento D6 que se refiere a que a medida que las características de los aviones han cambiado, y lo más importante a medida que la tecnología ha permitido, una parte creciente de la operación inteligente de la aeronave ha confiado en el buen funcionamiento de los sensores electromecánicos, equipos y actuadores. Se ha hecho posible aplicar la inteligencia artificial al control de vuelo (Pág. 1699, Fl. 1, Introducción, Párr. 1). Actuadores de control imponen restricciones duras en la operación debido a que sus desplazamientos y tasas están estrictamente limitados. Leyes de control no lineal pueden mejorar la precisión de control y ampliar los límites de estabilidad cuando el vuelo debe llevarse a cabo a altos ángulos o altas tasas angulares y cuando los límites del actuador de control deben ser cuestionadas (Pág. 1709, Fl. 11, Control no lineal, Párr. 1).

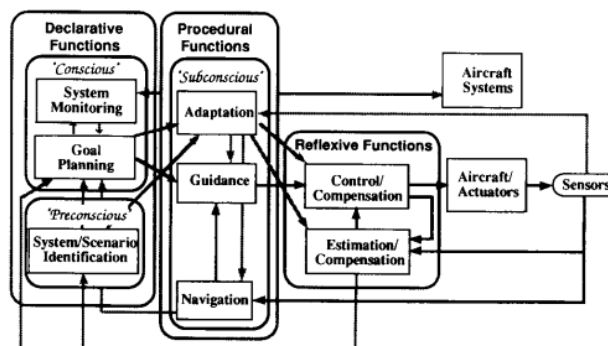


Fig. 3. Intelligent flight control system structure.

(Pág. 1703, Fl. 5, Fig. 3).

Adicionalmente, cabe mencionar que aunque el documento D5 no mencione específicamente los actuadores, una persona normalmente versada en la materia sabe que los actuadores son los dispositivos usados para mover las superficies de control de una aeronave³⁴⁵.

Oficio N° 11728

Ref. Expediente N° 13200522

En consecuencia, la persona del oficio normalmente versada en la materia incluiría los actuadores del documento D6 en el sistema divulgado en el documento D5 para llegar así al objeto de la reivindicación 1 de la solicitud. Por lo cual se considera obvia.

Asimismo, el documento D5 divulga las características de las reivindicaciones dependientes así:

- Reivindicación 2: Uno o más sensores de ángulo de ataque para proporcionar datos del ángulo de ataque a un procesador de datos y un acelerómetro lateral para proporcionar una señal de aceleración transversal a dicho procesador de datos para generar un ángulo de deslizamiento lateral estimado, dicho procesador de datos adicionalmente analíticamente estimando los efectos del viento y de la turbulencia y traza las curvas a partir de datos de ensayos en vuelo para la correlación de señales de valor inercial derivadas del procesador de datos; la utilización de dichas señales de valor inercial derivadas del procesador de datos para elegir un ajuste correcto de la curva para producir señales de valor del ángulo de ataque de un pequeño vehículo aeroespacial no tripulado para proporcionar realimentaciones del sistema de control a dicho vehículo (Fl. 36. Cols. 11 y 12, reiv. 18).
- Reivindicaciones 3 y 4: En las figuras 3 y 4 se ilustra la cola en V de la aeronave, que consta de estabilizador de cola izquierdo y de estabilizador de cola derecho (Fl. 4, Figs. 3 y 4).

3 <http://www.grc.nasa.gov/WWW/K-12/airplane/rud.html>

4 http://www.centennialofflight.net/essay/Theories_of_Flight/airplane/TH2.htm

5 https://en.wikipedia.org/wiki/Aircraft_flight_control_system

Oficio N° 11728

Ref. Expediente N° 13200522

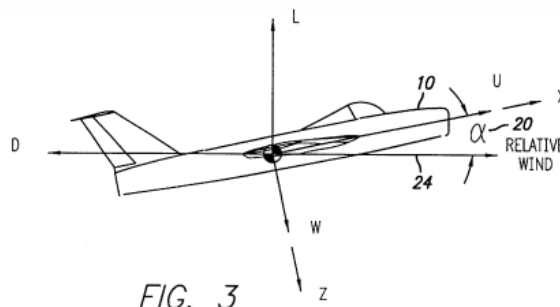


FIG. 3

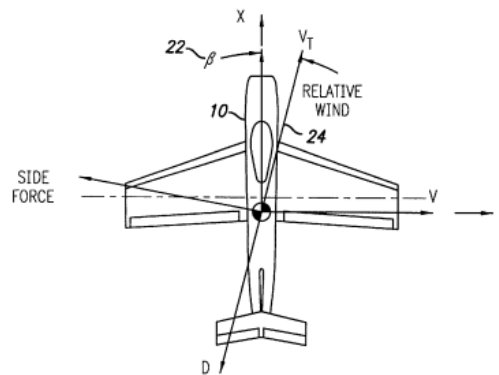


FIG. 4

- Reivindicación 6: Las fuerzas aerodinámicas estimadas también se verían afectadas negativamente por algunas de las amenazas a un sistema de datos de aire convencional (es decir, las colisiones con aves, la formación de hielo, y la acción hostil) (Fl. 33, Col. 6, líneas 59 a 62).

Igualmente, el documento D6 divulga las características de las reivindicaciones dependientes así:

- Reivindicación 5: La figura 5 muestra una red de las relaciones causales entre los fenómenos meteorológicos asociados a la cizalladura de viento en micro ráfaga, así como la información temporal y espacial que podrían afectar a la probabilidad de la actividad micro ráfaga. Una probabilidad de ocurrencia está asociada con cada nodo, y se le asigna una probabilidad condicional basada en datos empíricos para cada flecha. La probabilidad de encontrar la cizalladura de viento en micro ráfaga es la principal preocupación; sin embargo, cada vez que se obtienen nuevas evidencias de un fenómeno particular, las probabilidades se actualizan a lo largo de todo el árbol. En el proceso, la probabilidad estimada de encontrarse realmente con la condición de vientos peligrosos en la trayectoria de vuelo del avión se refina. A diferencia de otras aplicaciones de la prueba de hipótesis, el umbral para asesorar una vuelta durante el aterrizaje o antes del despegue es una probabilidad muy baja, por lo general, de 0,01 o menos, como las consecuencias de realmente encontrarse con una fuerte micro ráfaga son intensas y muy posiblemente fatales (Pág. 1705, Fl. 7, Razonamiento bajo incertidumbre, Párr. 2; Pág. 1705, Fl. 7, Fig. 7).

Oficio N° 11728

Ref. Expediente N° 13200522

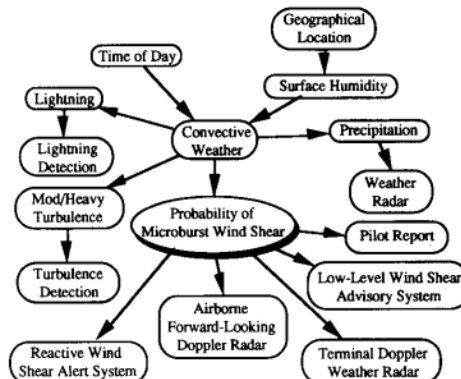


Fig. 5. Bayesian belief network to aid wind shear avoidance (adapted from [67]).

Las reivindicaciones dependientes 2 a 6 no mencionan alguna característica que, junto con las características de la reivindicación independiente, aporte nivel inventivo al sistema de la reivindicación 1, por lo cual se considera que no tienen nivel inventivo.

8. Conclusión

Los requisitos de Patentabilidad de la presente solicitud están afectados así:

Ítem	Documento	Reivindicaciones afectadas	Requisito que afecta
D5	US 6,237,370	1 a 4	Nivel Inventivo
D6	Art. 2*	1 y 5	Nivel inventivo

En cumplimiento del artículo 45, de la Decisión 486 de la Comisión de la Comunidad Andina, se le indica que debe dar respuesta dentro del término de sesenta (60) días contados a partir de la fecha de notificación de la presente comunicación. En caso de no dar respuesta al presente requerimiento, o si a pesar de la respuesta subsistieran los impedimentos para la concesión, se denegará la patente.

Si como respuesta a este requerimiento la solicitante llegara a modificar: i) el capítulo reivindicatorio, ii) la descripción de la invención a proteger, iii) o presente un nuevo capítulo reivindicatorio, y desee que se realice un nuevo examen de patentabilidad a esta modificación, no deberá pagar la tasa de modificación voluntaria pero sí la correspondiente a la tasa de examen de patentabilidad. En todo caso, el número de requerimientos por no patentabilidad estará supeditado a que el término del estudio de patentabilidad no sea superior a 18 meses, contados desde la publicación de la solicitud de patente de invención. Adicionalmente, se le recuerda a la solicitante que si como respuesta a este requerimiento llegara a modificar el capítulo reivindicatorio y éste contenga más de diez (10) reivindicaciones deberá pagar la tasa por reivindicación adicional.

Se invita a la solicitante se sirva indicar, si así lo considera, su renuncia al término faltante para los sesenta (60) días.

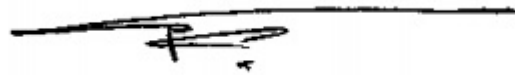
Oficio N° 11728

Ref. Expediente N° 13200522

Notifíquese el presente oficio conforme a lo dispuesto en el Título I, Actuaciones ante la Superintendencia de Industria y Comercio; Capítulo sexto, publicación, comunicación, notificación y ejecutoria de las decisiones de la Superintendencia de Industria y Comercio, informándoles que contra el mismo no procede el recurso de la vía gubernativa.

El anterior requerimiento fue elaborado el 18 de octubre de 2016.

Atentamente,



DIRECTOR DE NUEVAS CREACIONES (C)

Elaborado: ANGÉLICA MARÍA RAMÍREZ
Revisado: ROSA PATRICIA TÉLLEZ CHAVARRO
Aprobado: JOSÉ LUIS SALAZAR LÓPEZ