

Señor

**DIRECTOR DIVISIÓN DE NUEVAS CREACIONES  
SUPERINTENDENCIA DE INDUSTRIA Y COMERCIO**

E. S. D.

REF: Expediente No. **13-200.522**, solicitud de patente de invención a favor de **ELBIT SYSTEMS LTD.** Título: **MÉTODO PARA LIMITAR DINÁMICAMENTE LAS INCLINACIONES DE SUPERFICIES DE CONTROL DE VUELO MONOBLOC DURANTE CONDICIONES DE SUCEPTIBILIDAD A ENTRADA EN PÉRDIDA.**

**RESPUESTA A EXAMEN DE FONDO**

**JUAN PABLO CADENA SARMIENTO**, portador de la tarjeta profesional No. 57.492 del C.S.J., obrando como apoderado de la sociedad solicitante me permito dar respuesta al Oficio No. 11728 relacionado con la patentabilidad de la presente invención y notificado por fijación en lista el 18 de octubre de 2016.

**Tasa adicional**

Cancelamos 7 reivindicaciones adicionales.

**Claridad**

En primer lugar, con respecto a la expresión “por lo menos” objetada por ser imprecisa, resulta pertinente aclarar que las reivindicaciones están redactadas como reivindicaciones abiertas, por lo que, por definición, su alcance cubre cualquier método o dispositivo que comprenda como mínimo las características esenciales definidas en las reivindicaciones, tal como se explica, por ejemplo, en el numeral 2.6.5.2 de la “GUÍA PARA EXAMEN DE SOLICITUDES DE PATENTE DE INVENCION Y MODELO DE UTILIDAD” de su despacho. Así, la expresión “por lo menos” no afecta en absoluto el alcance de las reivindicaciones, ya que es coincidente con la definición de una reivindicación abierta; la expresión en cuestión tampoco dificulta la comparación con el estado de la técnica, ya que cualquier persona medianamente versada en la materia es capaz de determinar de forma absolutamente obvia si, por ejemplo, un método o dispositivo comprende o no por lo menos un estabilizador de cola izquierdo.

No obstante lo anterior, y únicamente con el fin de favorecer el trámite de la solicitud, se ha eliminado la expresión “por lo menos” de las reivindicaciones.

Ahora con respecto a los términos considerados generales, es preciso aclarar que éstos hacen referencia a elementos con una amplia gama de equivalentes técnicos conocidos por la persona normalmente versada en la materia, cuya escogencia específica no está en absoluto relacionada con el concepto inventivo de la solicitud ya que cualquiera de las alternativas seleccionadas tendría exactamente el mismo efecto técnico en lo que respecta a la presente invención. Por lo tanto, la selección específica

de los elementos en cuestión puede ser realizada por cualquier persona normalmente versada en la materia a través de actividades rutinarias en el campo de la invención y sin obtener de ella algún efecto técnico inesperado.

Por ejemplo, la expresión “aparatos de medida de parámetros de vuelo” hace referencia de forma perfectamente clara e inequívoca a la instrumentación utilizada en la mayoría de aeronaves, tales como altímetros, anemómetros, indicadores de velocidad vertical, inclinómetros y horizontes artificiales entre otros. Por lo tanto, cualquier conjunto de aparatos de medida de parámetros seleccionado cumpliría exactamente la misma función dentro de la invención; además, la eventual disponibilidad en el mercado de un aparato de medida de un parámetro de vuelo todavía no conocido no debería permitirle a un tercero utilizar el concepto inventivo reclamado en la presente solicitud sin que para ello hubiera tenido que realizar actividad inventiva alguna. Por lo tanto, todas las alternativas cubiertas por una interpretación razonable del término “aparatos de medida de parámetros de vuelo” son equivalentes técnicos en el contexto de la presente invención. Debido al amplio número de aparatos de medida de parámetros de vuelo que existe, definir un grupo de alternativas resultaría en una limitación indebida a la invención, limitación que no estaría en absoluto relacionada con el concepto inventivo y tampoco agregaría claridad a la solicitud, o resultaría en una lista excesivamente larga y poco concisa. Por lo tanto, la expresión “aparatos de medida de parámetros de vuelo” corresponde a una generalización razonable de la invención.

El caso anterior es exactamente el mismo del controlador, que hace referencia a un componente comúnmente utilizado que adquiere parámetros, por ejemplo parámetros de vuelo, y realiza automáticamente operaciones de control mediante interconexión con actuadores, por lo que éstos sí definen la invención claramente y con amplitud razonable.

Por otro lado, se debe resaltar que las “superficies de control de vuelo” están restringidas a “superficies de control de vuelo monobloc”, expresión que identifica de forma perfectamente clara e inequívoca las superficies de control formadas integralmente con el elemento de sustentación o estabilización (cola o estabilizador vertical), en vez de estar formadas como cuerpos separados móviles en el borde de fuga de los elementos de estabilización. Así, las “superficies de control de vuelo monobloc” identifican específicamente estabilizadores (cola, estabilizador vertical, estabilizador en V o similares) que giran integralmente para efectuar control sobre la actitud y trayectoria de vuelo. Consecuentemente, la expresión “superficies de control de vuelo monobloc” no resulta de forma alguna general ni amplia en el contexto de la presente solicitud. De hecho, esta expresión constituye un término de amplio uso y comprensión dentro del estado de la técnica y en el marco de la teoría aerodinámica. Una persona versada en la materia entendería con facilidad que dichas *superficies de control de vuelo* hacen referencia, de manera inequívoca, a elementos de direccionamiento y estabilización de una aeronave. En particular, para el caso particular de la presente invención, esta aeronave correspondería a una con un sistema de control monobloc. Reiteramos enfáticamente que su empleo no pretende

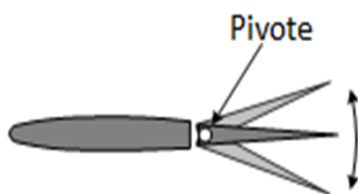
divulgar un conjunto genérico de elementos, sino que hace referencia a una serie de componentes estructurales usualmente empleados en aplicaciones aerodinámicas y cuyo alcance resulta suficientemente claro para una persona versada en la materia.

Por último, el nuevo pliego reivindicatorio comprende 7 a 17 reivindicaciones concedidas mediante la Resolución N° 78034 del 18 de diciembre de 2014, las cuales se han incluido literalmente, sin modificación alguna.

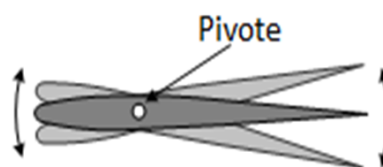
En vista de los argumentos anteriores, se considera que las objeciones a la claridad de las reivindicaciones han sido superadas.

### Nivel Inventivo

En este punto se debe resaltar que la presente invención, como se define en la reivindicación 1, está restringida a una aeronave con superficies de control de vuelo monobloc. En una aeronave con superficies de control monoblock, la porción de superficie de control (elevador, timón de cola o ruddervator) está formada integralmente con la porción principal de la superficie de sustentación o estabilización (ala, estabilizador vertical, cola o cola en V), en lugar de estar formada como una porción separada en forma de borde de fuga móvil de dicha superficie o sustentación principal. Lo anterior se explica claramente en el párrafo dividido entre las páginas 17 y 18 de la presente solicitud, y se ilustra a continuación mediante una figura recuperada de la página web del Langley Flying School<sup>1</sup>:



**Tradicional**  
**(Cola con elevador)**



**Monobloc**  
**(Cola con estabilizador)**

Con

respecto a lo anterior, se puede notar también que el hecho de tener superficies de control monobloc hace que el ángulo de la superficie de sustentación o estabilización con respecto al eje de la aeronave cambie constantemente, contrario a las superficies de control tradicionales que únicamente cambian la geometría de la superficie de sustentación o estabilización pero no su inclinación. Por lo tanto, el ángulo de ataque (AOA) local y el ángulo de resbalamiento (AOS) local de cada una de las superficies de control monobloc varían constantemente independiente entre sí, pudiendo ser así diferentes dichos ángulos de los ángulos globales de la aeronave y de otras superficies de control.

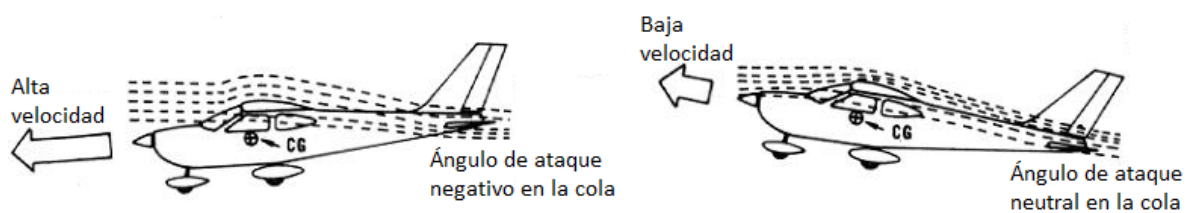
<sup>1</sup> <http://www.langleyflyingschool.com/Pages/Airframes,%20Engines%20and%20Systems--Part%201.html>

La aeronave de la presente invención incluye además actuadores que ajustan la inclinación de las superficies de control, y aparatos de medida de parámetros de vuelo (FPMA) para proveer parámetros de vuelo mediante los que se obtienen los ángulos de ataque y resbalamiento globales de la aeronave. La aeronave comprende además un controlador que **calcula los ángulos de ataque y resbalamiento locales de cada una de las superficies de control de vuelo** a partir de los ángulos globales de la aeronave. Con esta información, el controlador instruye a los actuadores a **limitar la inclinación de cada una de las superficies de control de vuelo a los ángulos críticos locales, basándose en los parámetros locales en tiempo real de ángulo de ataque y ángulo de resbalamiento de cada una de las superficies de control de vuelo**, previniendo así la **entrada en pérdida de cada una de las superficies de control de vuelo**, lo cual tiene como resultado que no se pierda control de la aeronave y se asegure la estabilidad y maniobrabilidad de la aeronave en condiciones de susceptibilidad a entrada en pérdida.

Mientras que prevenir la entrada en pérdida de la aeronave involucra prevenir que el ángulo de ataque de las alas no exceda el **ángulo de ataque crítico global de la aeronave**, la presente invención requiere limitar la inclinación aplicada a **cada superficie de control de vuelo** de forma que ésta no exceda **su valor crítico local** con el fin de **evitar la entrada en pérdida local de cualquiera de las superficies de control de vuelo individualmente**. En particular, cuando las superficies de control monobloc están alineadas a diferentes ángulos con respecto a los ejes del fuselaje de la aeronave (como por ejemplo una configuración de cola en V), entonces resulta posible inclinar las superficies de control a un ángulo mayor que un ángulo derivado directamente del ángulo crítico de la aeronave evitando la entrada en pérdida local de la superficie de control y manteniendo la estabilidad y control de la aeronave. La discrepancia entre un ángulo límite calculado con base en el ángulo crítico de la aeronave y un ángulo límite calculado con base en el ángulo crítico local es especialmente significativo durante condiciones extremas de vuelo, tales como condiciones gélidas. Consecuentemente, la presente invención, que requiere la limitación de cada una de las superficies de control de vuelo independientemente con base en los parámetros aerodinámicos particulares en tiempo real de dichas superficies de control con el fin de prevenir la entrada en pérdida local de cada superficie de control, **resulta en una mayor libertad de movimiento de cada superficie de control de la aeronave y por lo tanto provee mayor maniobrabilidad, estabilidad y eficacia operacional de la aeronave, particularmente durante condiciones de vuelo extremas**, cuando se compara con los métodos del arte previo de prevenir la entrada en pérdida global de la aeronave.

Para añadir claridad al párrafo anterior, se ilustra a continuación el efecto de la deflexión de flujo de un ala principal sobre el ángulo de ataque local de un estabilizador de cola a diferentes velocidades. Este efecto se menciona únicamente con fin ilustrativo, ya que permite visualizar claramente situaciones en las cuales el ángulo de ataque crítico de una superficie de control puede ser diferente al ángulo de ataque crítico de la aeronave. Sin embargo, como se mencionó anteriormente, la presente invención está dirigida a condiciones de vuelo extremas, en donde dicha

diferencia de ángulos de ataque críticos puede ser mucho mayor. La siguiente figura, extraída del manual de entrenamiento de vuelo de la revista de aviación avstop<sup>2</sup>, muestra que en vuelo recto y nivelado a diferentes velocidades el ala principal desvía el flujo de aire de forma diferente sobre el estabilizador horizontal, creando así diferentes ángulos de ataque en dicho estabilizador que no corresponden al ángulo de ataque global de la aeronave:



Puede notarse en la figura anterior que en la condición de baja velocidad la aeronave está más cerca de su ángulo de ataque crítico global, sin embargo, el estabilizador horizontal está más lejos de su ángulo crítico local.

Por lo tanto, el problema técnico objetivo a ser resuelto por la presente invención se puede formular de la siguiente forma: “cómo prevenir la entrada en pérdida local de las superficies de control de vuelo en una aeronave con superficies de control de vuelo monobloc de forma que se provea mayor libertad de movimiento (inclinación) de cada superficie de control de vuelo y mayor maniobrabilidad, estabilidad y eficiencia operacional de la aeronave, particularmente durante condiciones extremas de vuelo (tales como condiciones gélidas)”.

La solución provista por la presente invención al problema anterior corresponde a un sistema que limita dinámica e independientemente la inclinación a **cada una** de las superficies de vuelo monobloc aplicada por los actuadores, **basándose en los ángulos local y de resbalamiento locales de cada superficie de control de vuelo** determinados en tiempo real **para prevenir la entrada en pérdida local** para proveer mayor libertad de movimiento en cada superficie de control de vuelo y mayor maniobrabilidad, estabilidad y eficiencia operacional de la aeronave, especialmente durante condiciones de vuelo extremas. Sin embargo, como se explicará a continuación, ninguno de los documentos citados como estado de la técnica, por sí solos ni en combinación, resultarían suficientes para derivar la solución mencionada provista por la presente invención, tal como se reivindica.

Por su parte, el documento D5 divulga un sistema de control de una aeronave que usa acelerómetros para generar estimados analíticos del ángulo de ataque ( $\alpha$ ) y de resbalamiento lateral ( $\beta$ ). Las señales estimadas pueden ser usadas como respaldo para sondas y aletas o como fuentes para curvas de corrección, tales como correcciones al efecto del ángulo de resbalamiento lateral a las sondas de ángulo de ataque. Adicionalmente, dichas señales pueden ser combinadas con sondas convencionales para mejorar la frecuencia de muestreo de las sondas usando un filtro complementario o un filtro Kalman.

<sup>2</sup> <http://avstop.com/ac/flighttrainghandbook/longitudinalstability.html>

El sistema y método de D5 comprende el cálculo únicamente de **los ángulos de ataque y resbalamiento lateral globales de la aeronave**, y no se menciona ni sugiere la medición o estimación de los ángulos de ataque y resbalamiento de cada una de las superficies de control de vuelo. Lo anterior resulta evidente, por ejemplo, en las divulgaciones de dicho documento en los renglones 24 a 40 de la columna 3: “*el procesador de datos o computador de AOA/SW [ángulo de ataque y advertencia de pérdida] 36 puede calcular el ángulo de resbalamiento lateral y por lo tanto el ángulo de ataque corregido **de la aeronave 10***” (énfasis añadido); y en los renglones 57 a 62 de la columna 3: “*el ángulo de ataque ( $\alpha$ ) 20 y ángulo de resbalamiento lateral ( $\beta$ ) 22 se definen como se ilustra en los diagramas geométricos en las FIGURAS 3 y 4 **para la aeronave 10***” (énfasis añadido). Mientras que el sistema de D5 comprende un “*sensor de ángulo de ataque derecho 32*” y un “*sensor de ángulo de ataque izquierdo 34*” (columna 3, renglones 24 a 28), éstos sensores separados miden únicamente el ángulo de ataque global de la aeronave de forma redundante. Adicionalmente, las ecuaciones (1) a (6) provistas en la columna 4 de D5 se relacionan con cálculos conocidos en el estado de la técnica para el cálculo de los ángulos de ataque y resbalamiento lateral, y las representaciones simbólicas ( $\alpha$ ) y ( $\beta$ ) son generalmente aceptadas para denotar los ángulos de ataque y resbalamiento lateral globales de la aeronave respectivamente.

Consecuentemente, el documento D5 no enseña ni sugiere un sistema que permita **calcular en tiempo real los ángulos de ataque y resbalamiento lateral de cada una de las superficies de control de vuelo partiendo de los ángulos de ataque y resbalamiento de la aeronave**, ni tampoco divulga o sugiere un sistema que limite dinámicamente la inclinación aplicada por los actuadores a cada una de las superficies de control de vuelo independientemente, basándose en los **parámetros locales de cada una de las superficies de control de vuelo** calculados por el controlador de la aeronave en **tiempo real**, con el fin de evitar que cada superficie de control exceda su respectivo **ángulo crítico local** y así **entrar en pérdida local, aunque sea de una única superficie de control**.

Adicionalmente, el sistema y método de D5 está diseñado para aeronaves **sin superficies de control de vuelo monobloc**. Esto resulta evidente a partir de las figuras 3 y 4 de dicho documento, las cuales muestran superficies de control de vuelo de la aeronave que tienen porciones estabilizadoras móviles separadamente. A continuación se reproducen las figuras 3 y 4 de D5, en las cuales se han indicado las superficies de control separadas (no monobloc) mediante un relleno en tonalidad gris:

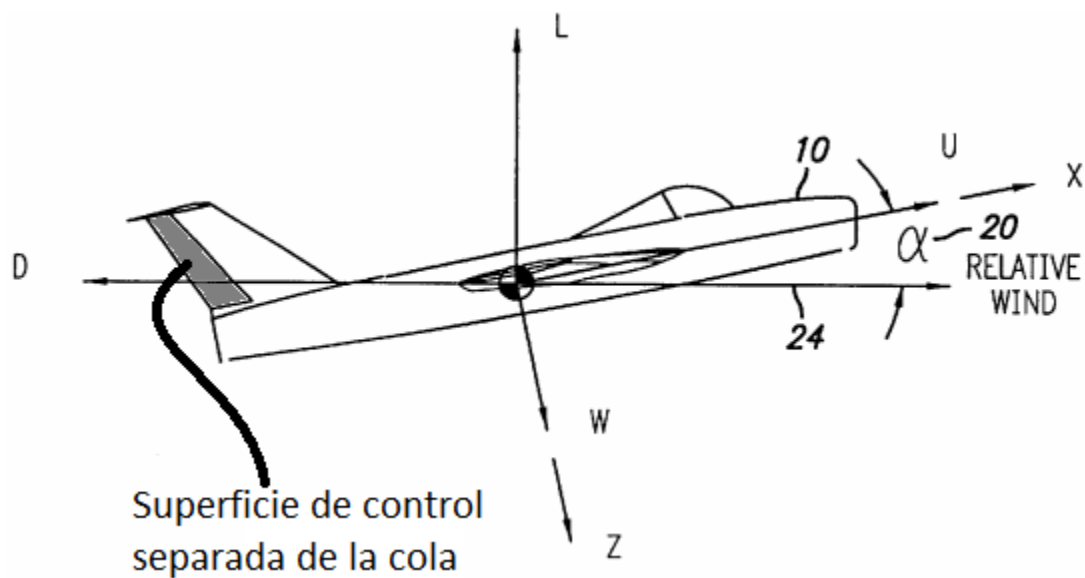


**Figura 3 de D5**

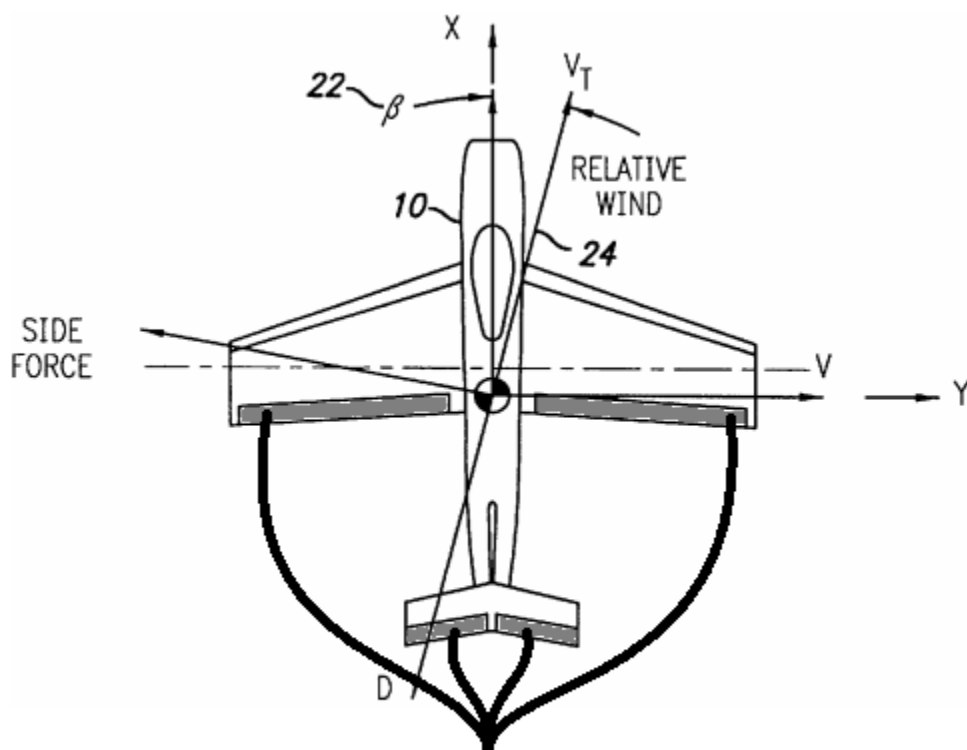


**Figura 4 de D5**

Consecuentemente, D5 no está relacionado en absoluto con el problema de la **pérdida local en superficies de control monobloc** en particular, por lo que no aporta enseñanza alguna relevante para solucionar el problema antes mencionado.

Por otro lado, el documento D6 provee una examinación de sistemas de control de vuelo inteligentes desde un marco de diseño lógico de control. Las funciones del control inteligente están categorizadas en una jerarquía de: declarativas, de procedimiento y funciones reflexivas, las cuales pueden ser aplicadas a controles de aeronaves. Se pueden aplicar modelos cognitivos humanos y biológicos para aprendizaje automatizado y adaptación, incluyendo sistemas expertos, controles estocásticos y redes neurales, a funciones de aeronaves en una estructura jerárquica para mejorar la capacidad de realizar misiones, incrementar la seguridad de vuelo y confiabilidad y reducir la carga del piloto.

D6 no hace mención alguna del cálculo de los ángulos de ataque o resbalamiento lateral, menos aún de la determinación de los ángulos de ataque o resbalamiento local de cada una de las superficies de control de vuelo individualmente. Puede notarse también que D6 no menciona ni sugiere **limitar la inclinación aplicada a cada superficie de control de vuelo de acuerdo con los valores de ataque y resbalamiento locales para prevenir la entrada en pérdida local de las superficies de control de vuelo**. El Documento D6 únicamente menciona “actuadores” en términos generales; en particular: (i) el primer párrafo de la Introducción en la página 1699 simplemente incluye actuadores como un ejemplo del equipamiento de aeronaves modernas, que posibilitan la aplicación de inteligencia artificial en control de vuelo; (ii) el primer párrafo de la sección de Control no Lineal en la página 1709 simplemente menciona que las limitaciones físicas de los actuadores son tales que las técnicas de control no lineal resultan esenciales para algunas regiones de operación (en donde el control lineal no sería suficiente); (iii) la frase “y cuando los límites del actuador de control deben ser desafiados” hace referencia a las limitaciones físicas de un actuador, y no a razones para limitar el movimiento o inclinación de una superficie de control de vuelo mediante el actuador. Estos pasajes claramente no divulgan ni sugieren ordenar a los actuadores limitar la inclinación aplicada a cada superficie de control de vuelo durante una condición de susceptibilidad a entrada en pérdida de forma que los ángulos de ataque y resbalamiento locales en tiempo real no excedan sus valores críticos locales correspondientes.

Adicionalmente, el documento D6 no está relacionado con la entrada en pérdida de superficies de control **monobloc**, por lo que dicho documento no resultaría pertinente para mejorar la maniobrabilidad y estabilidad de aeronaves con superficies de control monobloc. D6 únicamente discute “aeronaves” y “sistemas de control de vuelo de aeronaves” en términos generales, y no hace mención alguna de algún tipo particular de aeronave o diseños estructurales. Por lo tanto el documento D6 no resulta pertinente para resolver el problema técnico arriba mencionado, por sí solo ni en combinación con las enseñanzas de D5, y menos aún para derivar la solución específica reclamada en la presente solicitud.

En conclusión, la reivindicación 1 de la presente solicitud sí resulta inventiva sobre el estado de la técnica ya que resuelve un problema técnico que no habría podido ser resuelto a partir de los documentos D5 y D6, y debido a que incluye las siguientes características esenciales que no se encuentran divulgadas en ninguno de los documentos citados y por lo tanto no habrían podido ser derivadas a partir de ninguna posible combinación de los mismos:

- Superficies de control de vuelo monobloc.
- Un controlador que calcula los ángulos de ataque y resbalamiento locales en tiempo real para cada una de dichas superficies de control de vuelo y que dirige a los actuadores limitar dinámicamente e independientemente la inclinación aplicada a cada una de dichas superficies de control de vuelo durante una condición de susceptibilidad a entrada en pérdida, de forma que el AOA y AOS locales en tiempo real calculados de cada una de dichas superficies de control de vuelo no exceda los valores críticos locales respectivos.

En particular, puesto que D5 hace referencia a un sistema de control de vuelo que evita la entrada en pérdida de la aeronave con base en el cálculo continuo del ángulo de ataque **global** de la misma, la incorporación de sistemas de medición independientes para cada superficie de control no procede de manera obvia ni evidente a partir de lo divulgado por D6. De hecho, la incorporación de dicho sistema de control y retroalimentación al sistema de D5 denotaría una redundancia innecesaria y resultaría en un esfuerzo fútil, toda vez que los ángulos críticos de dichas superficies de control tradicionales (no monobloc) serían los mismos que el ángulo crítico global de la aeronave. En consecuencia, la persona versada en la materia no estaría motivada a emplear sistemas de control y navegación independientes para cada superficie de control. De esta forma, resulta claro que los documentos citados no logran anticipar “un controlador, acoplado con dichos actuadores, y con dichos aparatos de medida de parámetros de vuelo, dicho controlador configurado (...) para calcular el AOA y AOS locales en tiempo real para cada una de dichas superficies de control de vuelo basado en los parámetros de la aeronave obtenidos, y dicho controlador configurado además para dirigir dichos actuadores para limitar dinámicamente e independientemente la inclinación aplicada a cada una de dichas superficies de control de vuelo durante una condición de susceptibilidad a entrada en pérdida, de forma que el AOA y AOS locales en tiempo real calculados de cada una de dichas superficies de control de vuelo no exceda los valores críticos locales respectivos”, como lo requiere la nueva reivindicación 1.

Las Reivindicaciones 2 a 6 resultan también inventivas en virtud de su dependencia sobre la nueva reivindicación 1

Por su parte, las reivindicaciones 7 a 17 fueron declaradas patentables en la resolución 78034 del 18 de Diciembre de 2014. Debido a que no se ha presentado argumento alguno que desvirtúe dicha declaración, ni la patentabilidad misma de dichas reivindicaciones, la concesión de dichas reivindicaciones debe ser mantenida.

En vista de lo anteriormente expuesto, respetuosamente solicito el retiro de las objeciones de la presente solicitud y la concesión del privilegio solicitado, ya que en opinión del solicitante cumple con todos los requisitos establecidos en la Decisión 486.

**Anexos**

Nuevo pliego reivindicatorio.

Atentamente,

**JUAN PABLO CADENA SARMIENTO**

T.P. No. 57.492 del C.S.J.

C.C. 80.410.337 de Usaquén

Calle 70 A No. 4 – 41

## **REIVINDICACIONES**

- 1.** 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 proveer parámetros de vuelo de dicha aeronave; y
  - un controlador, acoplado con dichos actuadores, y con dichos aparatos de medida de parámetros de vuelo, dicho controlador configurado para obtener la velocidad anemométrica calibrada en tiempo real de dicha aeronave, para obtener el ángulo de ataque (AOA) en tiempo real de dicha aeronave, y para obtener el ángulo de resbalamiento lateral (AOS) en tiempo real de dicha aeronave a partir de parámetros de vuelos provistos por dichos FPMA, dicho controlador configurado además para calcular el AOA y AOS locales en tiempo real para cada una de dichas superficies de control de vuelo basado en los parámetros de la aeronave obtenidos, y dicho controlador configurado además para dirigir dichos actuadores para limitar dinámicamente e independientemente la inclinación aplicada a cada una de dichas superficies de control de vuelo durante una condición de susceptibilidad a entrada en pérdida, de forma que el AOA y AOS locales en tiempo real calculados de cada una de dichas superficies de control de vuelo no exceda los valores críticos locales respectivos.
- 2.** La aeronave de la reivindicación 1, en la cual dicha aeronave es un vehículo aéreo no tripulado (UAV).
- 3.** La aeronave de la reivindicación 1, en la cual dicha aeronave es una aeronave con cola en V.
- 4.** La aeronave de la reivindicación 1, en la cual se encuentran dichas superficies de control de vuelo comprende un estabilizador de cola izquierdo y un estabilizador de cola derecho.
- 5.** La aeronave de la reivindicación 1, que comprende además sensores de temperatura y precipitación acoplados con dicho controlador, dichos sensores de temperatura y precipitación operativos para detectar las condiciones climáticas actuales en el entorno de dicha aeronave.
- 6.** La aeronave de la reivindicación 1, en la cual dicha condición de susceptibilidad a entrada en pérdida comprende condiciones gélidas.
- 7.** Un método para limitar dinámicamente las inclinaciones de las superficies de control de vuelo monobloc de una aeronave, el método que consta de los procedimientos de:

activar la limitación dinámica de dichas superficies de control de vuelo si se detecta una condición de susceptibilidad a entrada en pérdida en el entorno actual de dicha aeronave;

obtener la velocidad anemométrica calibrada en tiempo real de dicha aeronave;

obtener el ángulo de ataque (AOA) en tiempo real de dicha aeronave;

obtener el ángulo de resbalamiento lateral (AOS) en tiempo real de dicha aeronave;

calcular el AOA y AOS local en tiempo real de cada una de dichas superficies de control de vuelo, con base en parámetros de la aeronave obtenidos; y

limitar dinámicamente la inclinación de dichas superficies de control de vuelo independientemente, de forma que los AOA y AOS calculados en tiempo real de cada una de dichas superficies de control de vuelo no excede los respectivos valores críticos locales.

**8.** El método de la reivindicación 7, en la cual dicho procedimiento de obtener la velocidad anemométrica calibrada en tiempo real de dicha aeronave comprende el medir la velocidad anemométrica calibrada en tiempo real de dicha aeronave utilizando un equipo de medición de aeronaves.

**9.** El método de la reivindicación 7, en la cual dicho procedimiento de obtener la velocidad anemométrica calibrada en tiempo real de dicha aeronave comprende el estimar la velocidad anemométrica calibrada en tiempo real de dicha aeronave si la información de velocidad anemométrica medida se considera inadecuada.

**10.** El método de la reivindicación 9, en la cual dicho estimado está basado en la densidad, RPM del motor, acelerador medido, ángulo de cabeceo medido, y aceleración del eje x medido de dicha aeronave, utilizando un modelo de espacio de estado de lazo abierto.

**11.** El método de la reivindicación 7, en la cual dicho procedimiento de obtener el AOA en tiempo real de dicha aeronave comprende el estimar dicho AOA con base en la aceleración de eje z, medido y la velocidad anemométrica calibrada de dicha aeronave.

**12.** El método de la reivindicación 7, en la cual dicho procedimiento de obtener el AOS en tiempo real de dicha aeronave comprende el estimar dicho AOS con base en la aceleración del eje y medido, la verdadera velocidad anemométrica, la velocidad anemométrica calibrada, el índice de guiñada, y ángulo de timón de dicha aeronave.

**13.** El método de la reivindicación 7, en la cual dicho procedimiento de calcular el AOA y el AOS locales en tiempo real de cada una de dichas superficies de control de vuelo comprende el estimar dicho AOA y AOS locales con base en el ángulo de deflexión descendente de las FCS promedio y el ángulo de deflexión lateral de las FCS previamente calculados, el ángulo diedro de las FCS conocido, y los componentes de

velocidad de la velocidad anemométrica en los ejes del sistema de coordenadas del viento.

**14.** El método de la reivindicación 7, que comprende además el procedimiento de detectar las condiciones climáticas actuales en el entorno de dicha aeronave utilizando sensores de temperatura y precipitación.

**15.** El método de la reivindicación 7, en la cual dicha aeronave es un vehículo aéreo no tripulado (UAV).

**16.** El método de la reivindicación 7, en la cual dicha aeronave es una aeronave con cola en V.

**17.** El método de la reivindicación 7, en la cual dicha condición de susceptibilidad a entrada en pérdida comprende condiciones gélidas.