



No. 13-200522- -00005-0000

Fecha: 2014-10-15 16:11:36 Dep. 2020 DIR.NUEVASCR
Tra. 11 PATENTEIYII Eve: 378 FASENACIONALI
Act. 523 RESPUESTA Folios: 17

As. 125.334

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: **LIMITACIÓN DINÁMICA DE 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. 8267 relacionado con la patentabilidad de la presente invención y notificado por fijación en lista el 22 de Julio de 2014.

Atendiendo a las objeciones manifestadas por su Despacho, nos permitimos remitir un nuevo pliego reivindicatorio compuesto por diecisiete (17) reivindicaciones, las cuales encuentran total sustento en el capítulo descriptivo y no exceden en ningún momento el alcance de la invención inicialmente divulgada. Adjuntamos también el recibo correspondiente a la tasa de estudio de siete (7) reivindicaciones adicionales.

En este nuevo pliego reivindicatorio, las reivindicaciones independientes 1 y 7 se modificaron de forma que especifican, concretamente, que el ángulo de ataque local (AOA) y del ángulo de resbalamiento lateral local (AOS) es calculado para cada una de las respectivas superficies de control de vuelo de la aeronave.

Estas mismas reivindicaciones se modificaron para especificar que la inclinación de cada superficie de control de la aeronave se limita independientemente, con base en el cálculo del respectivo AOA local y AOS local de cada superficie de control, de forma que cada superficie de control de la aeronave no excede su valor crítico local.

El sustento de tales modificaciones se puede encontrar en el pliego reivindicatorio y en diferentes partes del capítulo descriptivo. Particularmente en la reivindicación 4, y en los párrafos [0017], [0018] y [0028] a [0031] de la solicitud en inglés.

Claridad

Las reivindicaciones 1 y 6 fueron objetadas por estar caracterizadas por resultados a alcanzar y/o funcionalidades.

Frente a esta observación, nos permitimos señalar que las expresiones objetadas definen en efecto características técnicas esenciales de la invención y no funcionalidades y resultados a alcanzar que no aportan novedad y/o nivel inventivo a un producto. Si bien estas expresiones no reivindican partes físicas de la aeronave, constituyen limitaciones técnicas que contribuyen a definir con precisión el alcance de la invención.

Particularmente, la reivindicación 1 divulga,

“...un controlador para limitar dinámicamente las inclinaciones de dichas superficies de control de vuelo en dicha aeronave durante una condición de susceptibilidad a entrada en pérdida”

Un controlador como tal tiene una definición muy amplia. Más aún, una sola aeronave puede llegar a tener más de un sistema de control para diferentes propósitos. Por consiguiente, en caso tal en que se reivindicara simplemente un controlador, no se estaría definiendo correctamente la invención, puesto que cualquier controlador no permite dar solución al problema técnico de la solicitud; el cual es prevenir la entrada en pérdida de una aeronave con superficies de control de vuelo monobloc, de forma que se proporciona una mayor libertad de movimiento de cada uno de las superficies

de control, a la vez de una mayor maniobrabilidad y eficiencia operativa, particularmente durante condiciones de vuelo inclementes.

Concretamente, y como es parte del conocimiento de la persona versada en la materia, un controlador no es un dispositivo con características definidas. Si bien la función de un sistema de control es regular el comportamiento de otros dispositivos o sistemas, un controlador en particular, se define mediante su diseño, el cual incluye, entre otras cosas, las entradas, la función del controlador y las salidas.

De acuerdo con lo anterior, cuando la reivindicación 1 divulga, "...dicho controlador operativo para..."

- 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

Las anteriores expresiones no están definiendo funcionalidades que no aportan novedad ni nivel inventivo, y muchos menos se está definiendo un resultado a alcanzar; por el contrario, se está especificando las entradas del sistema del controlador, las cuales son parte de su configuración y por lo tanto constituyen características técnicas.

Ahora, las expresiones,

- 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,

Permite dar a conocer el objeto de la transformación que efectúa el controlador sobre las entradas al sistema, lo cual es también una condición técnica del controlador.

Por último, la expresión,

- para limitar dinámicamente la inclinación de cada una de las superficies de control de vuelo independientemente, 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.

Divulga la salida del controlador, la cual en definitiva, va a regular el comportamiento de la aeronave, mediante la limitación de la inclinación de cada una de las superficies de control de forma que cada los AOA y AOS locales no exceden los valores críticos locales.

Adicionalmente, consideramos que no existe una forma alternativa, que sea clara y concisa, que permita definir el diseño técnico y la configuración del controlador de la reivindicación 1.

En síntesis, consideramos que no se debería obviar el contenido de la reivindicación 1 por el hecho de usarse la palabra *para*. Consideramos adicionalmente, que para la persona versada en la materia es claro que estas expresiones reivindican la configuración y el diseño del controlador de la aeronave, el cual es indispensable para poder dar solución al problema técnico planteado, puesto que unas superficies de control y un controlados cualquiera no permite limitar dinámicamente las inclinaciones de cada una de las superficies de control de vuelo monobloc de una aeronave durante el vuelo en un escenario de susceptibilidad a entrada en pérdida.

Por otro lado, la reivindicación 6 divulga, *“en la cual dicha condición de susceptibilidad a entrada en pérdida comprende condiciones gélidas”* la cual es simplemente un ejemplo particular dentro de la categoría general de “condiciones de susceptibilidad a entrada en pérdida”, de forma que no vemos como esta expresión pueda definir un resultado a alcanzar.

De acuerdo con los argumentos expuestos, solicitamos amablemente que se considere que las reivindicaciones 1 y 6 no están definidas sólo mediante funcionalidades o resultados a alcanzar, sino que incluyen limitaciones técnicas que aportan novedad y nivel inventivo y que permiten diferenciar la invención del estado de la técnica.

Nivel Inventivo

La aeronave de la reivindicación 1 se considera obvia a partir de la combinación de las enseñanzas del documento D1 *"Stall, buffering, low speed and high attitude protection system"* con las enseñanzas del documento D2 *"V-Tail Stalling at Combined Angles of Attack and Sideslip"* o del documento D3 *"Mechanics of Flight"*. Alternativamente, se considera que la persona normalmente versada en la materia combinaría las enseñanzas que se divulgan de forma independiente en el documento D4 *"Airplane Stability and Control"* para llegar al objeto de la reivindicación 1.

En primer lugar, consideramos pertinente señalar que la reivindicación 1 no divulga una aeronave con la amplitud que interpreta el señor Examinador, ya que podemos observar que en el análisis de nivel inventivo, se tuvieron en cuenta únicamente las características técnicas correspondientes a las superficies de control de vuelo monobloc y a un controlador.

No obstante, la aeronave de la reivindicación 1 comprende condiciones técnicas adicionales que no se están considerando, y que establecen limitaciones esenciales que permiten diferenciar el objeto reivindicado de la materia divulgada en el estado de la técnica.

Por ejemplo, un controlador en el área técnica de la solicitud tiene una definición muy amplia. Incluso, una aeronave puede llegar a tener más de un sistema de control, y por lo tanto, más de un controlador, diseñado cada uno para diferentes propósitos. De esta manera, si se reivindicara exclusivamente un controlador no se estaría definiendo correctamente la invención, puesto que cualquier controlador no permite dar solución al problema técnico de la solicitud.

Por esta razón, la aeronave de la reivindicación 1 requiere que el controlador específicamente limite dinámicamente las inclinaciones de las superficies de vuelo de forma independiente, durante una condición de susceptibilidad a entrada en pérdida, mediante la obtención de la velocidad anemométrica de la aeronave calibrada en tiempo real, el ángulo de ataque (AOA) de la aeronave en tiempo real y el ángulo de resbalamiento lateral (AOS) de la aeronave en tiempo real; y mediante el cálculo en

tiempo real del AOA y AOS locales de cada una de las superficies de control de vuelo con base en los parámetros de la aeronave obtenidos.

De esta manera, en el análisis de patentabilidad es necesario considerar no solamente la presencia del controlador, sino también el diseño de dicho controlador, ya que este último es indispensable para poder dar solución al problema técnico propuesto.

Teniendo en cuenta lo anterior, y considerando todas las características técnicas de las reivindicación 1, resulta evidente que los documentos citados, ni por sí solos ni en combinación, son suficientes para afectar el nivel inventivo de la aeronave de la reivindicación 1.

En particular, el estado de la técnica no enseña o divulga que el controlador esté diseñado para limitar la inclinación de las superficies de vuelo independientemente de acuerdo con la determinación en tiempo real de los AOA y AOS locales de cada superficie de control de vuelo.

Por el contrario, en una aeronave estándar, el sistema de control manipula las superficies de control de vuelo de acuerdo con el valor del AOA y el AOS global de la aeronave.

Tal es el caso del sistema de control de vuelo divulgado en D1. Este documento describe un sistema de control de vuelo que maniobra las superficies de control de la aeronave basándose en varios parámetros que son monitoreados durante el curso del vuelo. El sistema de D1 determina si procede a mover, y como procede a mover, las superficies de control de vuelo de acuerdo con el AOA y el AOS de la aeronave. De esta forma el sistema de D1 limita directamente el AOA de la toda la aeronave.

Lo anterior se encuentra explícitamente divulgado en D1 en los párrafos [0008], [0025], [0029], [0034], entre otros.

"...el bucle de realimentación puede también considerar una realimentación de estado basado en un conjunto de parámetros de vuelo detectadas tales como ángulo de ataque ([alfa]), la velocidad de cabeceo (q), el ángulo de paso ([theta])

y velocidad aerodinámica (u), que pueden combinarse utilizando un conjunto de ganancias" (Párr. [0008])

Por otro lado, el documento D2 discute el cálculo del AOA y del AOS del panel de la cola en V como una función de seis variables: el AOS de la aeronave (α), el AOS de la aeronave (β), el ángulo medio descendiente de la cola en V (ϵ), el ángulo medio lateral de la cola en V (σ), el ángulo diedro de la cola en V (Γ), y el ángulo de incidencia de la cola en V para todo movimiento de la cola (δ). Sin embargo, D2 no enseña o sugiere limitar la inclinación de cada panel de forma independiente, con base en los parámetros locales del panel obtenidos en tiempo real, con el fin de evitar que el panel supere el ángulo crítico local del panel.

Si bien D2 divulga el cálculo del AOA y el AOS para la cola en V, la anterioridad no menciona el cálculo para cada superficie de control independientemente. En consecuencia, tampoco podría divulgar la limitación dinámicamente de la inclinación de tales superficies de vuelo de forma independiente.

De acuerdo con lo anterior, la aeronave de la reivindicación 1 no se hubiera podido obtener a partir de la combinación de las enseñanzas de los documentos D1 y D2, puesto que ninguno de estos documentos divulga un controlador en el cual se determine el AOA y del AOS, en tiempo real y para cada superficie de control. Así como tampoco divulgan que con base en estos valores calculados, el controlador proceda a limitar la inclinación de cada superficie de control durante una condición de pérdida.

Ahora, en cuanto al documento D3, este está encaminado a proporcionar información general de los principios básicos de la mecánica de vuelo. En una parte de D3, se discute el fenómeno de entrada a pérdida y los efectos de la maniobra de superficies de control de la aeronave (véase, por ejemplo, la Sección 6.1). El libro D3 también menciona la recuperación de la entrada a pérdida cuando el ángulo de ataque de la aeronave excede su respectivo valor crítico (véase la Sección 6.6).

Sin embargo, D3 tampoco enseña o sugiere la limitación de la inclinación de cada superficie de control de la aeronave independientemente, basándose en los **parámetros locales** de cada superficie de control de la aeronave, **obtenidos en**

tiempo real, con el fin de impedir que cada superficie de control de la aeronave exceda su respectivo ángulo crítico local.

Por lo tanto, la aeronave de la reivindicación 1 tampoco se hubiera podido derivar a partir de la combinación de las enseñanzas de los documentos D1 y D3, puesto que ninguno de estos documentos menciona todas las limitaciones sobre el diseño y operación del controlador de la reivindicación 1.

Ahora, respecto al documento D4, el cual se considera suficiente para afectar por sí sólo el nivel inventivo de la reivindicación 1, encontramos que de la combinación de las enseñanzas que se divulgan de forma independiente en la anterioridad, tampoco se llega a la aeronave divulgada en la presente solicitud.

El documento D4, provee una visión general de la estabilidad y los problemas de control que han presentado diferentes tipos de aeronaves a través de la historia. De esta forma, D4 discute la entrada a pérdida de una aeronave (véase la Sección 14.2), así como el efecto que tiene en la estabilidad la implementación de diferentes tipos de superficie de control, entre estas, la cola en V (véase la Sección 14.5). Sin embargo, entre los efectos de los diferentes tipos de superficie de control que se analizan en D4, no se discute o se sugiere la limitación de la inclinación de cada superficie de control independientemente, basándose en parámetros locales de la superficie de control obtenidos en tiempo real, con el objetivo de prevenir que cada superficie de control exceda su respectivo **ángulo crítico local**.

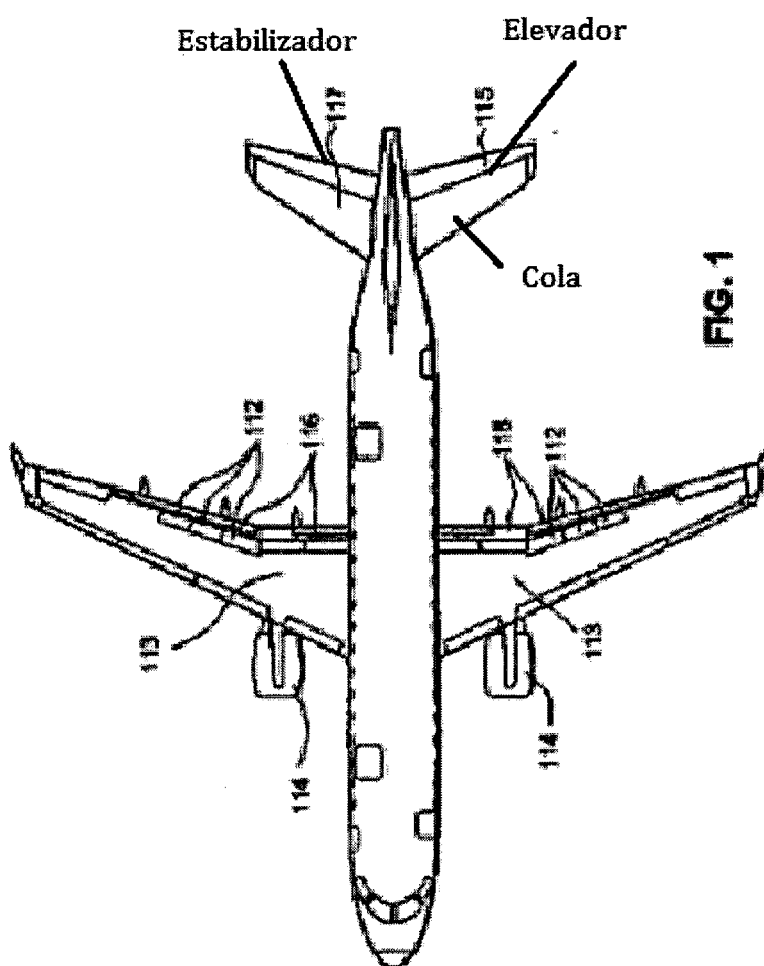
De forma que la aeronave de la reivindicación 1, tampoco se hubiera podido obtener a partir de las enseñanzas que se divulgan de forma independiente en el libro D4.

Por otra parte, es necesario considerar que la aeronave reivindicada comprende también superficies de control de vuelo **monobloc**. En una aeronave caracterizada mediante superficies de control de vuelo monobloc, la porción principal de la superficie, por ejemplo, el ala o la cola, se encuentra formada integralmente con la porción estabilizadora de la superficie, tal como el estabilizador de cola o el *ruddervartor*, de forma que, tanto la porción principal como la porción estabilizadora se mueven o se inclinan conjunta y unitariamente.

Asimismo, cada superficie de control de vuelo monobloc se alinea de acuerdo a un ángulo particular relativo a los ejes de fuselaje de la aeronave; de forma que los AOA y AOS locales de cada superficie de control son diferentes el uno del otro, al mismo tiempo que son diferentes del AOA y el AOS de la aeronave.

Por el contrario, en las aeronaves no caracterizadas por superficies de control de vuelo monobloc, la parte estabilizadora está formada como un borde de arrastre móvil separado de la porción principal de la superficie.

Teniendo en cuenta lo anterior, procedemos a señalar que el sistema de control de D1 está designado a aeronaves no caracterizadas por superficies de control de vuelo monobloc, tal y como es posible evidenciar a partir de la Figura 1 del documento D1.



Como se puede observar, las superficies de control de la aeronave (en el dibujo nos enfocamos en la cola de la aeronave) incluyen partes estabilizadoras móviles (117) separadas de la porción principal de la superficie de control (cola).

Por consiguiente, el documento D1 no aborda específicamente el problema técnico relacionado con la condición de pérdida en una aeronave de tipo monobloc. Frente a esto, es pertinente mencionar que la reivindicación 1 especifica que la aeronave consta de superficies de control de vuelo monobloc, de forma que todas las características técnicas reivindicadas, junto con las ventajas asociadas a estas características técnicas, son particularmente significativas para el tipo de aeronave reivindicado, y no para la aeronave descrita por D1.

Adicionalmente, si bien el documento D2 se relaciona con aeronaves con cola en V, la anterioridad no especifica que dichas aeronaves tengan superficies de control de vuelo **monobloc**.

De igual forma, el documento D3 discute las aeronaves con cola en V, pero no aborda específicamente el tema de condición de pérdida en una aeronave tipo monobloc.

Más aún, si combinaran las enseñanzas de los documentos citados, se podría llegar a obtener una aeronave, donde la porción estabilizadora de las superficies de control se maniobran para prevenir condiciones de pérdida, de acuerdo con los valores obtenidos del AOA global de la aeronave, lo cual es sustancialmente diferente a una aeronave de tipo monobloc, donde se limita la inclinación de cada superficie de control independientemente.

Por consiguiente, no vemos como la aeronave de la reivindicación 1 se pudo haber derivado de forma evidente a partir de la combinación de las enseñanzas de D1 con D2 o D3, si ninguno de los documentos citados divulga ni las superficies de control de vuelo monobloc, ni el controlador con el diseño y configuración especificado en la reivindicación 1.

Ahora, frente a la reivindicación 7, la cual se considera obvia en vista de la combinación de las enseñanzas del documento D1, con los documentos D2 o D3, cada uno por separado, nos permitimos manifestar nuestro desacuerdo, puesto que ninguna de las referencias citadas, ni de forma independiente ni en combinación, enseña o sugiere un método para prevenir las condiciones de pérdida en una

aeronave con superficies de control de vuelo monobloc, que incluya limitar dinámica e **independientemente** la inclinación de cada superficie de control de vuelo, basándose en el cálculo **en tiempo real** de los AOA y AOS locales, de cada superficie de control de la aeronave.

Tal y como se ha indicado reiterativamente, el método de la reivindicación 7 calcula el AOA y el AOS local, para cada superficie de control de la aeronave, y luego procede a limitar la inclinación de cada una de las superficies de control basado en los parámetros específicos de cada superficie de control y, de acuerdo con este cálculo, la inclinación de cada superficie de control se limita respectivamente de forma que no exceda su valor crítico local.

En contraste, los métodos tradicionales para prevenir la entrada en pérdida de una aeronave, tal y como son los divulgados en los documentos D1, D2 y D3, se basan en el valor obtenido del AOA y del AOS de la aeronave como un solo conjunto. Así, la inclinación de las superficies de control se limitan con el objetivo de prevenir que la aeronave exceda el valor crítico **global** de la aeronave, y no el de cada superficie de control por separado.

Adicionalmente, y como se expuso en párrafos anteriores, los documentos citados no mencionan ni sugieren que el sistema de control de vuelo sean específicamente para aeronaves con superficies de control de vuelo monobloc.

Por consiguiente, el método de la reivindicación 7 no se hubiera podido derivar a partir de la combinación de las enseñanzas de los documentos citados, puesto que ninguno de estos divulga las superficies de control de vuelo monobloc, ni las etapas relacionadas con el cálculo de los ángulos de cada una de las superficies de control de vuelo, ni la limitación dinámica de la inclinación de cada superficie de vuelo independientemente de la limitación sobre las otras superficies de vuelo.

Más aún, la presente invención implica el total re-diseño de un controlador de vuelo. Como es parte del conocimiento de la persona versada en la materia, el diseño de un controlador no es un proceso trivial, mucho menos cuando las modificaciones implican un aumento en el número de variables (puesto que ya no se tiene un AOA y

AOS global, sino múltiples AOA y AOS locales), que aumentan la complejidad de la función de transferencia. Por consiguiente, el hecho de cambiar completamente la configuración del controlador, ya constituye un avance tecnológico significativo sobre aquellos controladores divulgados en el estado de la técnica, lo cual es un fuerte indicio de la presencia de nivel inventivo.

Consideramos que de acuerdo con los argumentos acá expresados, es evidente que la presente invención no se hubiera podido derivar de manera evidente a partir de la combinación de las enseñanzas del estado de la técnica. Ahora, nos permitimos discutir las ventajas asociadas al método y a la aeronave divulgados en el pliego reivindicatorio.

Primero, limitar cada una de las superficies de control, independientemente, de acuerdo a cálculos de los parámetros de cada una de dichas superficies de control, constituye una limitación mucho menos severa que limitar unitariamente las superficies de control con base en un parámetro global de la aeronave.

En particular, si las superficies de control de la aeronave monobloc se alinean en diferentes ángulos relativos a los ejes de fuselaje del avión, es posible inclinar cada superficie de control en un ángulo más agudo de lo que sería posible si se tomara como referencia únicamente el valor crítico de la aeronave. Esta diferencia es especialmente significativa durante condiciones de vuelo inclementes, tales como la formación de hielo.

Consecuentemente, la presente invención, permite un mayor rango de movimiento de cada una de las superficies de control y por lo tanto proporciona una mayor maniobrabilidad y una mayor eficiencia operacional, las cuales son particularmente importantes durante condiciones de vuelo inclementes para poder evitar la entrada a pérdida.

En otras palabras, la presente invención constituye la superación de una dificultad no resuelta mediante las técnicas rutinarias, ya que el método para evitar la entrada en pérdida mediante la limitación estática de la inclinación de la superficie de vuelo con base en parámetros globales, no es tan efectiva como lo es la limitación dinámica de cada superficie de control por separado.

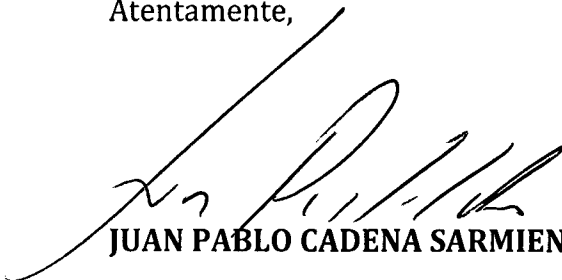
En conclusión, las reivindicaciones 1 y 7, junto con sus respectivas reivindicaciones dependientes, implican un avance técnico importante, comparado con el conocimiento existente y por lo tanto tienen nivel inventivo.

En vista de lo anteriormente expuesto, respetuosamente solicitamos 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

125334

SUPERINTENDENCIA DE INDUSTRIA Y COMERCIO

NIT : 800.176.089-2

- / -

14

Industria y Comercio
SUPERINTENDENCIA

RECIBO DE CAJA

No. 14 - 0069341

Bogotá D.C., Julio 01 de 2014 - 17:49:05

RECIBIDO DE : BRIGARD & CASTRO S.A.

NI 860.047.372

*** Soporte del Pago ***

TIPO PAGO	BANCO	CUENTA	No. PAGO	FECHA PAGO	VR PAGO
CONSIGNACION	BANCO DE BOGOTA	062754387	650548544	01/07/2014	72.063.000.00

*** Conceptos Pagados ***

CANT.	RENTISTICO	CONCEPTO	Vr.UNDITARIO	Vr.CONCEPTO
7	50005-01-01 SOLICITUDES	1607 REIVINDICACION PATENTE UNITARIA ADICIONAL A LAS 10 INIC	31.000.00	217.000.00
				\$217.000.00

SON: **DOSCIENTOS DIECISIETE MIL PESOS MONEDA CORRIE

Responsable: _____

Recibo de Caja Aplicado al Expediente No. _____

SUPERINTENDENCIA DE INDUSTRIA Y COMERCIO



No. 13-200522- -00005-0000

Fecha: 2014-10-15 16:11:36
Tra. 11 PATENTEIYII
Act. 523 RESPUESTADep. 2020 DIR.NUEVASCR
Eve: 378 FASENACIONALI
Folios: 17

Sede Centro: Carrera 13 No. 27 - 00 Pisos 3,4,5 y 10 Bogotá, D.C.- Colombia

Web: www.slc.gov.co e-mail: info@slc.gov.co Conmutador: (571) 5870000 Fax: (571) 5870284 Línea: 018000-910165 Call Center: (571) 6513240

Julio 1 de 2014 - 17:49:37

REINVINDICACIONES MODIFICADAS

1. Una aeronave que consta de superficies de control de vuelo monobloc y un controlador para limitar dinámicamente las inclinaciones de dichas superficies de control de vuelo en dicha aeronave durante una condición de susceptibilidad a entrada en pérdida, dicho controlador operativo para 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 locales en tiempo real de cada una de dichas superficies de control de vuelo con base en los parámetros de la aeronave obtenidos, y para limitar dinámicamente la inclinación de cada una de las superficies de control de vuelo independientemente, 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.
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 consta de por lo menos 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 aparejados 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 los 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.