

SUPERINTENDENCIA DE INDUSTRIA Y COMERCIO



SUPERINTENDENCIA DE INDUSTRIA Y COMERCIO



No. 13-200622- -00000-0000

Fecha: 2013-08-23 16:04:39 Dep. 2020 DIR.NUEVASCR
Tra. 11 PATENTEIYII Eve: 378 FASENACIONALI
Act. 411 PRESENTACION Folios: 47

DELEGATURA PROPIEDAD INDUSTRIAL

División de Nuevas Creaciones

SOLICITUD
PATENTE DE INVENCION

ENTRADA EN FASE NACIONAL

21. EXPEDIENTE No. _____

LIMITACIÓN DINÁMICA DE INCLINACIONES DE SUPERFICIES DE CONTROL

54. TITULO _____

DE VUELO MONOBLOQUE DURANTE CONDICIONES DE SUSCEPTIBILIDAD

A ENTRADA EN PÉRDIDA

51. CLASIFICACION INTERNACIONAL _____

71. SOLICITANTE _____

ELBIT SYSTEMS LTD.

DOMICILIO _____

HAIFA, ISRAEL

74. APODERADO _____

JUAN PABLO CADENA SARMIENTO

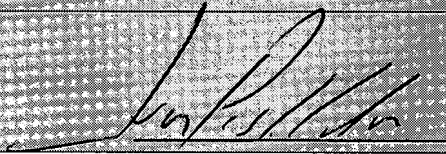
22. BOGOTÁ, D.C. _____

 Industria y Comercio SUPERINTENDENCIA	SUPERINTENDENCIA DE INDUSTRIA Y COMERCIO  No. 13-200622- -00000-0000 Fecha: 2013-08-23 16:04:39 Dep. 2020 DIR.NUEVASCR Tra. 11 PATENTEIYII Eve: 378 FASENACIONALI Act. 411 PRESENTACION Folios: 47	radicación
---	--	------------

AS. 125.334

DIRECCIÓN DE NUEVAS CREACIONES
SOLICITUD FASE NACIONAL –PCT

1	TIPO DE SOLICITUD	☒ Patente de invención ☒ Capítulo I	☐ Patente de Modelo de Utilidad ☐ Capítulo II
2	DATOS SOLICITUD INTERNACIONAL PCT (86)		
Solicitud Internacional No.		PCT/IL2012/050030	Fecha 30.01.2012
Publicación Internacional No.		WO 2012/101645	Fecha 02.08.2012
3	TÍTULO DE LA INVENCIÓN (200 caracteres o espacios máximos)		
LIMITACIÓN DINÁMICA DE INCLINACIONES DE SUPERFICIES DE CONTROL DE VUELO MONOBLOC DURANTE CONDICIONES DE SUSCEPTIBILIDAD A ENTRADA EN PÉRDIDA			
4	CLASIFICACIÓN INTERNACIONAL (CIP)		
5	SOLICITANTE (S) ☐ Esta persona también es inventor. Para datos adicionales utilizar hoja de información complementaria		
APELLIDOS O RAZÓN SOCIAL		NOMBRE	IDENTIFICACIÓN TIPO
1. ELBIT SYSTEMS LTD.			
6	DATOS DEL SOLICITANTE		
DIRECCIÓN		Advanced Technology Center, Hof Hacarmel, P.O. Box 539, 31053	No. TELÉFONO
CIUDAD		Haifa	CORREO ELECTRÓNICO
DEPARTAMENTO/ESTADO			NACIONALIDAD O IL
PAÍS DE RESIDENCIA		IL	LUGAR DE CONSTITUCIÓN
7	INVENTOR (ES) Para datos adicionales utilizar hoja de información complementaria		
APELLIDOS		NOMBRES	NACIONALIDAD
1. MALTA		Dan	IL
2.			
3.			
DIRECCIÓN DE CORREO ELECTRÓNICO:			
8	DATOS INVENTOR (ES)		
PAÍS RESIDENCIA		DEPARTAMENTO/ESTADO	CIUDAD DIRECCIÓN
1. IL			Modiin 116/1 Mencahem Begin St., 71724
2.			
3.			
OTRO(S) SOLICITANTE(S) Y/O (OTRO(S)) INVENTOR(ES)			
☐ Los demás solicitantes y/o (demás) inventores se indican en una hoja de información complementaria.			
9	☐ REPRESENTANTE LEGAL ☒ APODERADO		
APELLIDOS		NOMBRES	IDENTIFICACIÓN
CADENA SARMIENTO		JUAN PABLO	C.C. 80.410.337 T.P. 57492
DIRECCIÓN		Calle 70A 4 41	No. TELÉFONO 7442200
CIUDAD		Bogotá, D.C.	CORREO ELECTRÓNICO
PAÍS		CO	No. RADICACIÓN O PROTOCOLO DE PODER GENERAL
10	DECLARACIONES DE PRIORIDAD ☒ SI ☐ NO		
(33) PAÍS DE ORIGEN		CÓDIGO PAÍS	(31) NÚMERO (32) FECHA (AAAA/MM/DD)
1. IL		IL	210961 2011.01.30
2. IL		IL	211060 2011.02.03
3. IL		IL	213752 2011.06.23

11	DECLARACIÓN SOBRE USO DE RECURSOS GENÉTICOS O BIOLÓGICOS		
<i>Declaro que el objeto de la presente solicitud de patente fue obtenido a partir de recursos genéticos o biológicos de los que cualquiera de los países miembros de la Comunidad Andina es país de origen.</i> ☐ SI ☒ NO Nota: En caso afirmativo deberá anexar copia del contrato de acceso de recursos genéticos o productos derivados, o certificado o número de registro, expedido por la Autoridad competente.			
12	DECLARACIÓN SOBRE USO DE CONOCIMIENTOS TRADICIONALES		
<i>Declaro que el objeto de la presente solicitud de patente fue obtenido a partir de conocimientos tradicionales de comunidades indígenas, afroamericanas o locales de países miembros de la Comunidad Andina.</i> ☐ SI ☒ NO Nota: En caso afirmativo deberá anexar la licencia o autorización de uso de conocimiento tradicional, o certificado o número de registro.			
13	REDUCCIÓN DE TASAS		
<i>Declaro que carezco de medios económicos para presentar la solicitud de patente.</i> ☐ SI ☒ NO Nota: En caso de ser persona natural y carecer de medios económicos, y por lo tanto, aplique la reducción de tasas a que se refiere la resolución vigente en tarifas, debe firmar la presente solicitud bajo la gravedad de juramento.			
Micro, pequeñas y medianas empresas ☐			
Universidades públicas o privadas ☐			
Entidades sin ánimo de lucro ☐			
Debe aportar los documentos que se indican en el numeral 17 de anexos			
14	AUTORIZACIÓN DE NOTIFICACIÓN EN LÍNEA ☒ SI ☐ NO		
Manifiesto que he leído y entendido perfectamente los términos y condiciones de uso de medios electrónicos para las notificaciones en línea a través de Internet de los actos administrativos proferidos por la Superintendencia de Industria y Comercio que deben ser notificados personalmente y, en consecuencia, autorizo el servicio de notificación a través de internet.			
15	COMPROBANTE DE PAGO O PAGO ELECTRÓNICO	No. 13-57439, 13-65995	Fecha: 15.08.2013
16	FIRMA DEL SOLICITANTE, DEL APODERADO O DEL REPRESENTANTE LEGAL <i>Junto a cada firma, indicar el nombre del firmante y su calidad (si tal calidad no es obvia al leer el petitorio)</i>		
			
17	ANEXOS		
Documentación Técnica Solicitud Internacional en castellano		Documentación Jurídica	
1. ☒ Descripción N° de folios: 5-27		9. ☐ Poderes, si fuera el caso.	
2. ☒ Reivindicaciones N° Reivindicaciones: 17		10. ☐ Documento que legalmente pruebe la cesión del inventor al solicitante o a su causante.	
3. ☒ Dibujos y/o figuras N° folios: 35-41		11. ☐ Copia del contrato de acceso de recursos genéticos o productos derivados, certificado o número de registro, si fuera el caso.	
4. ☒ Resumen.		12. ☐ Copia de la licencia o autorización de Conocimientos Tradicionales, certificado o número de registro, si fuera el caso.	
5. ☐ Certificado de depósito de material biológico si fuera el caso.		13. Reducción de tasas	
6. ☐ Listado de secuencias de nucleótidos y/o aminoácidos en forma digital si fuera el caso.		Micro, pequeñas o medianas empresas	
7. ☐ Arte final 12 x 12.		☐ Copia simple de la declaración de renta del año inmediatamente anterior, o en su defecto prueba documental idónea.	
8. ☐ Anexo formato digital.		☐ Documento de constancia de cumplimiento con lo establecido en la ley 905 de 2004.	
		Universidades públicas o privadas	
		☐ Copia acto de reconocimiento institucional emitido por el Ministerio de Educación	
		Entidades sin ánimo de lucro	
		☐ Copia de registro vigente en Cámara de comercio.	
		☐ Hoja de información complementaria.	
		☐ Otros, especificar:	
		14. ☒ Comprobante de pago de la tasa de presentación de la solicitud.	
		15. ☐ Comprobante de pago por reivindicación de prioridad.	
		16. ☐ Comprobante de pago de la tasa por concepto de excedente de palabras en la publicación.	
		17. ☒ Comprobante de pago por reivindicación adicional a 10.	

(12) INTERNATIONAL APPLICATION PUBLISHED UNDER THE PATENT COOPERATION TREATY (PCT)

(19) World Intellectual Property
Organization
International Bureau

(43) International Publication Date
2 August 2012 (02.08.2012)



(10) International Publication Number
WO 2012/101645 A4

(51) International Patent Classification:
B64C 13/00 (2006.01) *B64C 39/02* (2006.01)
B64C 5/02 (2006.01)

(74) Agent: **ZOHAR ELIEZRI PATENT ATTORNEYS
AND LAW OFFICE**; 8 Nachalat Yitzchak Street, 67448
Tel Aviv (IL).

(21) International Application Number:
PCT/IL2012/050030

(22) International Filing Date:
30 January 2012 (30.01.2012)

(25) Filing Language: English

(26) Publication Language: English

(30) Priority Data:
210961 30 January 2011 (30.01.2011) IL
211060 3 February 2011 (03.02.2011) IL
213752 23 June 2011 (23.06.2011) IL

(71) Applicant (for all designated States except US): **ELBIT
SYSTEMS LTD.** [IL/IL]; Advanced Technology Center,
Hof Hacarmel, P.O. Box 539, 31053 Haifa (IL).

(72) Inventor; and

(75) Inventor/Applicant (for US only): **MALTA, Dan** [IL/IL];
116/1 Menciahem Begin St., 71724 Modiin (IL).

(81) Designated States (unless otherwise indicated, for every
kind of national protection available): AE, AG, AL, AM,
AO, AT, AU, AZ, BA, BB, BG, BH, BR, BW, BY, BZ,
CA, CH, CL, CN, CO, CR, CU, CZ, DE, DK, DM, DO,
DZ, EC, EE, EG, ES, FI, GB, GD, GE, GH, GM, GT, HN,
HR, HU, ID, IL, IN, IS, JP, KE, KG, KM, KN, KP, KR,
KZ, LA, LC, LK, LR, LS, LT, LU, LY, MA, MD, ME,
MG, MK, MN, MW, MX, MY, MZ, NA, NG, NI, NO, NZ,
OM, PE, PG, PH, PL, PT, QA, RO, RS, RU, RW, SC, SD,
SE, SG, SK, SL, SM, ST, SV, SY, TH, TJ, TM, TN, TR,
TT, TZ, UA, UG, US, UZ, VC, VN, ZA, ZM, ZW.

(84) Designated States (unless otherwise indicated, for every
kind of regional protection available): ARIPO (BW, GH,
GM, KE, LR, LS, MW, MZ, NA, RW, SD, SL, SZ, TZ,
UG, ZM, ZW), Eurasian (AM, AZ, BY, KG, KZ, MD, RU,
TJ, TM), European (AL, AT, BE, BG, CH, CY, CZ, DE,
DK, EE, ES, FI, FR, GB, GR, HR, HU, IE, IS, IT, LT, LU,
LV, MC, MK, MT, NL, NO, PL, PT, RO, RS, SE, SI, SK,
SM, TR), OAPI (BF, BJ, CF, CG, CI, CM, GA, GN, GQ,
GW, ML, MR, NE, SN, TD, TG).

[Continued on next page]

(54) Title: **DYNAMIC LIMITATION OF MONOBLOCK FLIGHT CONTROL SURFACES INCLINATIONS DURING STALL
SUSCEPTIBILITY CONDITIONS**

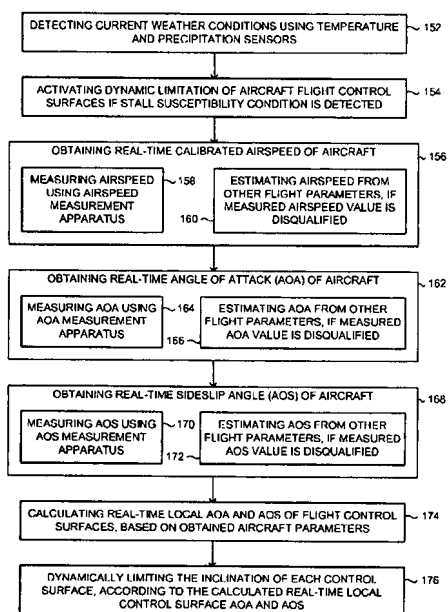


FIG. 6

(57) Abstract: Method for dynamically limiting the inclinations of monoblock flight control surfaces (FCS) in an aircraft. Dynamic limitation of the FCS is activated if a stall susceptibility condition is detected in the current aircraft environment. The real-time calibrated airspeed of the aircraft, real-time angle of attack (AOA) of the aircraft, and real-time sideslip angle (AOS) of the aircraft are obtained. The aircraft parameters may be obtained via estimation if the measured values are deemed unsuitable. The real-time local AOA and AOS of the FCS are calculated based on the obtained aircraft parameters. The inclination of each of the FCS relative to the critical values is dynamically limited according to the calculated real-time local AOA and AOS of the FCS. The aircraft may be an unmanned aerial vehicle (UAV) and/or a V-tail aircraft. The stall susceptibility condition may include icy conditions.

WO 2012/101645 A4

WO 2012/101645 A4



Declarations under Rule 4.17:

— *of inventorship (Rule 4.17(iv))*

— *with amended claims (Art. 19(1))*

Published:

— *with international search report (Art. 21(3))*

Date of publication of the amended claims: 26 October 2012

LIMITACIÓN DINÁMICA DE INCLINACIONES DE SUPERFICIES DE CONTROL DE VUELO MONOBLOC DURANTE CONDICIONES DE SUSCEPTIBILIDAD A ENTRADA EN PÉRDIDA

ÁREA DE LA TÉCNICA DESCRITA

La técnica descrita se refiere generalmente a las aeronaves con cola en V, con superficies de control de vuelo monobloc controladas automáticamente.

ANTECEDENTES DE LA TÉCNICA DESCRITA

Las aeronaves convencionales se diseñan generalmente con una configuración de cola en T, en la cual hay tres superficies estabilizadoras de cola en la parte posterior de la aeronave, con dos estabilizadores horizontales que están ubicados sobre ambos lados de un estabilizador vertical y que asemejan la forma de la letra "T" cuando se visualizan desde la parte frontal o la posterior. Una configuración alternativa es la "cola en V", también conocida como la "cola de mariposa" donde los tres estabilizadores de cola (dos horizontales y uno vertical) se reemplazan con dos estabilizadores inclinados, que asemejan la forma de la letra "V" cuando se visualizan desde la parte frontal o la posterior. Las superficies de control de vuelo movibles difieren entre estos dos tipos de aeronaves. Mientras una aeronave con cola en T incluye "timones" ("*rudders*") y "elevadores" ("*elevators*"), para controlar de manera independiente las guiñadas y cabeceos, respectivamente, una aeronave con cola en V incluye un "*ruddervator*¹", (timón estabilizador), el cual controla las guiñadas y cabeceos de manera conjunta.

En una aeronave con cola en T, los timones están ubicados sobre los bordes de salida a ambos lados del estabilizador vertical (o "plano de deriva", y los elevadores están ubicados sobre los bordes de salida de cada uno de los dos estabilizadores horizontales (o "planos de cola"). En una aeronave con cola en V,

¹ *Ruddervator* - combinación de las palabras en inglés *rudder* y *elevator*

hay dos *ruddervators* ubicados en el borde de salida de los estabilizadores de cola izquierdo y derecho, respectivamente. Una aeronave con cola en T cabecea hacia abajo al ladear ambos elevadores hacia abajo, lo que causa menor presión sobre cada plano de cola y mayor presión debajo, haciendo que los planos de cola se sustenten y la aeronave baje el morro. De igual manera, cuando se levantan ambos elevadores, la presión se reduce debajo de los planos de cola y esta aumenta sobre ellos, lo que ocasiona que la aeronave baje la cola y suba el morro. Una aeronave con cola en V cabecea hacia abajo al ladear el *ruddervator* izquierdo hacia abajo y a la izquierda y ladear el *ruddervator* derecho hacia abajo y a la derecha, lo cual produce una fuerza general de sustentación de cola mientras las fuerzas de guiñada izquierda y derecha resultantes se cancelan entre sí. De manera similar, una aeronave con cola en V cabecea hacia arriba al levantar el *ruddervator* izquierdo hacia arriba y a la derecha y ladear el *ruddervator* derecho hacia arriba y a la izquierda, lo cual produce una fuerza general descendente en los estabilizadores de cola mientras las fuerzas resultantes de guiñada izquierda y derecha se cancelan entre sí.

Una aeronave con cola en T hace una guiñada a la derecha al ladear ambos timones a la derecha, lo que resulta en una menor presión al lado izquierdo del plano de deriva y mayor presión al lado derecho, lo que causa que la cola se mueva a la izquierda y la aeronave dirija el morro hacia la derecha. De manera similar, cuando ambos timones se ladean a la izquierda, la presión se reduce en el lado derecho del plano de deriva y aumenta en el lado izquierdo, lo que causa que la cola se mueva a la derecha y la aeronave dirija el morro a la izquierda. Una aeronave en cola de V hace una guiñada a la derecha al ladear el *ruddervator* izquierdo hacia arriba y a la derecha mientras se ladea el *ruddervator* derecho hacia abajo y a la derecha, dando como resultado una fuerza general de cola hacia abajo (lo que hace que la aeronave dirija el morro a la derecha) mientras que las fuerzas resultantes de cabeceo hacia arriba y hacia abajo se cancelan entre sí. De igual manera, una aeronave con cola en V hace una guiñada a la izquierda al ladear el *ruddervator* derecho hacia arriba y a la izquierda, lo que resulta en una fuerza general de cola hacia la izquierda (lo que causa que la aeronave dirija el morro hacia la izquierda) mientras que las fuerzas resultantes de cabeceo hacia arriba y hacia abajo se cancelen entre sí.

En general, una aeronave con cola en V tiene menos peso y produce menos resistencia con relación a una aeronave con cola en T, pero requiere un sistema de control más complejo para manejar las superficies de control de vuelo y también sufre una reducción en la estabilidad direccional dinámica.

En algunas aeronaves, las superficies de control de vuelo están formadas integralmente junto con las respectivas superficies estabilizadoras de cola, en lugar de estar formadas como un borde de salida separado y movable. Dicho diseño también se conoce como una configuración en "monobloc".

Generalmente, las aeronaves tienen múltiples superficies de control, cada una de las cuales se pueden inclinar o ladear con respecto a un diferente eje rotacional, para controlar diferentes tipos de movimiento de una aeronave. Ahora se hace referencia a las Figuras 1A, 1B y 1C. La Figura 1A es una ilustración esquemática de vista posterior de un *ruddervator* de una aeronave con cola en V 10, al que se hace referencia como 14, en una posición centrada con respecto a un primer eje rotacional, al que se hace referencia como 18. La Figura 1B es una ilustración esquemática de vista posterior del *ruddervator* 14 de la Figura 1A rotado en dirección de las manecillas de reloj. La Figura 1C es una ilustración esquemática de vista posterior del *ruddervator* 14 de la Figura 1A rotado en dirección contraria a las manecillas de reloj.

Ahora se hace referencia a las Figuras 2A, 2B y 2C. La Figura 2A es una ilustración esquemática de vista superior de una aeronave con cola en V, a la que se hace referencia como 20, con *ruddervators*, a los que se hace referencia como 22 y 24, en una posición centrada con respecto a un segundo eje rotacional, al que se hace referencia como 26. La Figura 2B es una ilustración esquemática de vista superior de la aeronave con cola en V 20 de la Figura 2A con *ruddervators* 22, 24 rotados en una primera dirección. En particular, ambos *ruddervators* 22, 24 están ladeados hacia la parte posterior de la aeronave 20 (es decir, cuando se visualizan desde la parte superior de la aeronave 20, el *ruddervator* 22 derecho está ladeado en el sentido de las manecillas del reloj y el *ruddervator* 24 izquierdo está ladeado en sentido contrario a las manecillas del reloj). La Figura 2C es una ilustración esquemática de vista superior de la aeronave con cola en V 10 de la Figura 2A con *ruddervators* 22, 24 rotados en una segunda dirección. En particular, ambos *ruddervators* 22, 24 están ladeados hacia la parte frontal de la

aeronave 20 (es decir, cuando se visualizan desde la parte superior de la aeronave 20, el *ruddervator* 22 derecho está ladeado en el sentido de las manecillas del reloj y el *ruddervator* 24 izquierdo está ladeado en sentido contrario a las manecillas del reloj).

Ahora se hace referencia a las Figuras 3A, 3B y 3C. La Figura 3A es una ilustración esquemática de vista posterior de una aeronave con cola en V 10, a la que se hace referencia como 30, con *ruddervators*, a los que se hace referencia como 32 y 34, en una posición centrada con respecto a un tercer eje rotacional, al que se hace referencia como 36. La Figura 3B es una ilustración esquemática de vista posterior de la aeronave con cola en V 30 de la Figura 3A con *ruddervators* 32, 34 rotados en una primera dirección. En particular, ambos *ruddervators* 32, 34 están ladeados hacia arriba (es decir, cuando se visualizan desde la parte posterior de la aeronave 30, el *ruddervator* 32 izquierdo está ladeado en el sentido de las manecillas del reloj y el *ruddervator* 34 derecho está ladeado en sentido contrario a las manecillas del reloj). La Figura 3C es una ilustración esquemática de vista posterior de la aeronave con cola en V 30 de la Figura 3A con *ruddervators* 32, 34 rotados en una segunda dirección. En particular, ambos *ruddervators* 32, 34 están ladeados hacia abajo (es decir, cuando se visualizan desde la parte posterior de la aeronave 30, el *ruddervator* 32 izquierdo está ladeado en sentido contrario a las manecillas del reloj y el *ruddervator* 34 derecho está ladeado en el sentido de las manecillas del reloj).

El “ángulo de ataque” (AOA, por sus siglas en inglés) de una aeronave se refiere al ángulo agudo entre la cuerda del plano aerodinámico (es decir, el ala de la aeronave) y la dirección del caudal de aire relativo ininterrumpido, el cual es esencialmente el ángulo entre la dirección del ala de la aeronave y la dirección en que está viajando. El “ángulo de resbalamiento (AOS por sus siglas en inglés)” se refiere al ángulo entre el eje longitudinal de la aeronave y el viento relativo, el cual se puede considerar el AOA direccional de la aeronave. Una aeronave experimentará entrada en pérdida si la aeronave excede un valor conocido como el “ángulo de ataque crítico”, lo que ocasiona una rápida disminución de sustentación causado por una separación de caudal de aire de la superficie del ala. En una entrada en pérdida, el ala no puede generar una sustentación apropiada para sostener el vuelo horizontal. El coeficiente de sustentación

generalmente aumenta como una función del AOA hasta un punto máximo, después del cual disminuye dramáticamente. Este máximo coeficiente de sustentación corresponde al AOA crítico. Una entrada en pérdida puede ocurrir en cualquier actitud en cabeceo o cualquier velocidad anemométrica, pero normalmente ocurre cuando la velocidad anemométrica se reduce por debajo de lo que se conoce como la “velocidad de pérdida desaccelerada”.

Cada aeronave de ala fija tiene un específico y único AOA crítico en el cual se da una entrada en pérdida. Este valor es normalmente estático y predefinido antes del vuelo, de tal forma que los sistemas de control de piloto y aeronave puedan evitar llegar al AOA crítico y así evitar empezar una entrada en pérdida. El valor real del AOA crítico depende de varios parámetros asociados con el diseño de la aeronave (por ejemplo, el perfil alar, forma del ala en proyección horizontal, alargamiento del ala), pero está típicamente en el rango de 8° a 20° . Estos parámetros pueden estar influenciados por las condiciones del clima. De manera particular, la temperatura y la humedad en el entorno de vuelo pueden dar como resultado la formación de hielo y otras formas de precipitación helada en las superficies de las alas, lo que a su vez podría afectar el valor del AOA crítico, generalmente para limitar más el AOA crítico. Ahora se hace referencia a la Figura 4, la cual es un gráfico, al que generalmente se hace referencia como 50, que muestra el efecto de hielo acumulado en el coeficiente de sustentación de una aeronave con cola en V como una función del ángulo de ataque. El eje y del gráfico 50 representa al coeficiente de sustentación (C_L), mientras que el eje x del gráfico 50 representa el ángulo de ataque (α) en grados. El Gráfico 50 representa el coeficiente de sustentación como una función del ángulo de ataque para las colas en V con variados grados de hielo acumulado en sus superficies. La curva 52 representa una “Cola en V limpia”, es decir, una sin hielo acumulado, mientras que las curvas 54, 56 y 58, representan respectivamente colas en V con hielo acumulado a un espesor de intervalos de 5% en el sentido de la cuerda.

Algunas aeronaves están equipadas con mecanismos para retirar el hielo de las alas, pero estos mecanismos no son completamente confiables o totalmente efectivos, y todavía pueden dejar una cierta cantidad de hielo. Además, las condiciones del clima tienden a cambiar en el tiempo real durante el verdadero vuelo, y no se pueden prevenir con suficiente anticipación con 100% de

fiabilidad. Es posible refrenarse completamente el implementar vuelos durante condiciones climáticas que darían como resultado la acumulación de hielo sobre las superficies alares, o el modificar la ruta de vuelo para mitigar el efecto de estas condiciones climáticas, aunque estas estrategias no son siempre factibles o prácticas. Se debe tomar en cuenta consideraciones de seguridad al definir el AOA crítico específico que se utilizará durante el vuelo. En condiciones climáticas severas tales como la lluvia, nevada y heladas, la aeronave debe reducir la pérdida de características aerodinámicas a un nivel tolerable y aumentar su margen de seguridad aerodinámica. Las aeronaves vehículos aéreos no tripulados (UAV, por sus siglas en inglés) son particularmente sensibles a condiciones climáticas gélidas, ya que dichas aeronaves no están típicamente equipadas con mecanismos y recursos para tratar con tales escenarios.

La Patente norteamericana No. 5,826,834 asignada a Potter y colaboradores, titulada "Limitador autoadaptable para control automático de aproximación y aterrizaje", se refiere a un sistema automático de control de vuelo pasivo ante fallos para controlar la aproximación y aterrizaje de una aeronave. El sistema de control incluye un limitador de cabeceo en comunicación con un autopiloto. El limitador calcula un ángulo estimado de trayectoria de vuelo con base en información de velocidad vertical e información de velocidad horizontal de la aeronave. El limitador calcula continuamente un ángulo de trayectoria nominal de vuelo desde el ángulo estimado de trayectoria de vuelo durante una fase de rastreo de la aproximación/aterrizaje, hasta que se alcance una altitud predeterminada y se asegure el ángulo de trayectoria nominal de vuelo. El limitador calcula continuamente una velocidad vertical nominal con base en la información del ángulo de trayectoria nominal de vuelo y la velocidad horizontal y, además, calcula continuamente un límite de velocidad vertical a partir de la información de velocidad vertical nominal y altitud. El limitador calcula un valor límite de cabeceo a partir de la información de límite de velocidad vertical, la velocidad vertical, y el cabeceo de la aeronave. El autopiloto limita el cabeceo de la aeronave al valor límite de cabeceo, evitando así que la aeronave cabecee hacia abajo excesivamente y descienda por debajo de los requisitos de certificación de separación del suelo.

La Patente norteamericana No. 6,253,126 asignada a Palmer, titulada "Método y equipo para monitoreo y control de parámetros de vuelo", se refiere al monitoreo de los parámetros de vuelo de aeronaves, específicamente presiones de aire que actúan sobre varias superficies de la aeronave. De acuerdo a un aspecto, el revestimiento de una aeronave está provisto de pequeñas aberturas o puertos que están conectados a sensores de presión por medio de un conducto de presión de aire. Los puertos son sensibles a los cambios de presión de aire asociados con el vuelo a diferentes velocidades. Los puertos también poseen medios para impedir el ingreso de material externo (por ejemplo, agua, vapor, fluidos de lubricación y anticongelantes, partículas), medios para evitar el englamamiento del puerto, y medios para descontaminar el puerto (por ejemplo, un calentador de puerto y un volumen de filtro colector). Las presiones de aire se miden, se registran y se almacenan durante una primera condición de vuelo, y posteriormente durante una segunda condición de vuelo. Se comparan las mediciones y se utilizan para deducir la información de desempeño aerodinámico (por ejemplo, el correcto ángulo de ataque y margen para entrada en pérdida) y para determinar cómo controlar la aeronave de la manera apropiada.

La Publicación de Solicitud de Patente norteamericana No. 2009/0062973 asignada a Caldeira y asociados, titulada "Sistema de proyección de entrada en pérdida, vibración, baja velocidad y posición alta", se refiere a un sistema de control de vuelo de una aeronave que proporcione mayores controles de seguridad. Las superficies de control de la aeronave se pueden accionar para desplegar una cierta posición por medio de un comando interceptor de piloto (dispositivo de entrada de información al piloto). El sistema de control monitorea un conjunto de parámetros de vuelo (por ejemplo, ángulo de ataque, índice de ángulo de ataque, velocidad anemométrica, índice de velocidad anemométrica, posición de los flaps, posición de marcha, posición de cabeceo, índice de cabeceo, altura sobre el suelo, detección de hielo) y procesa la información para determinar si la aeronave está operando dentro de un rango permitido. Si la aeronave está cerca a los límites del rango, el sistema de control puede evadir el comando interceptor del piloto para posicionar automáticamente las superficies de control. El sistema de control puede proteger la aeronave de escenarios tales como bajas velocidades, posición alta, entradas en pérdida y vibraciones.

Abzug, "V-Tail Stalling at Combined Angles of Attack and Sideslip Information" ("Entrada en pérdida de Cola en V en información combinada de ángulos de ataque y resbalamiento lateral"), J. Aircraft, Vol.36, No.4: Notas de Ingeniería, 1999, págs.729 a 731, describe el cálculo del ángulo de ataque (AOA) geométrico y el ángulo de resbalamiento lateral (AOS) del panel de cola en V como una función de seis variables: AOA de aeronave (α), AOS de aeronave (β), ángulo de deflexión descendente promedio de cola en V (ϵ), ángulo de deflexión lateral promedio de cola en V (σ), ángulo diedro de cola en V (Γ), y ángulo de incidencia de cola en V (δ) para una cola en V totalmente movable. Los cálculos son válidos para valores elevados de AOA y AOS para apoyar estudios de posibles entradas en pérdida del panel. En un cálculo de muestra de una aproximación de aterrizaje para una en V diedro de 30° , el panel izquierdo alcanzaría un punto de entrada en pérdida en un AOA de -12° , el cual se obtiene a un ángulo de resbalamiento lateral derecho de 17° . Se descubrió que el AOS crítico para entrada en pérdida de panel se redujo en 3 grados cuando se aumentó el ángulo de resbalamiento lateral asumido de 20% a 50% del AOS. Se halló que el AOS crítico para entrada en pérdida de panel se redujo en 5 grados cuando el factor de deflexión descendente (ϵ_0) se incrementa de 4 a 8. Se observó que la inducción del panel opuesto redujo el AOA del panel local de una cola en V en resbalamiento lateral por debajo de aquellos para el mismo AOA (es decir, al elevar el AOA del panel al cual ocurriría una entrada en pérdida), relativa a la misma cola en V sin resbalamiento lateral. En cambio, el flujo cruzado de panel en una cola en V en resbalamiento lateral disminuye el AOA del panel al cual ocurriría una entrada en pérdida, relativa a la misma cola en V sin resbalamiento lateral.

RESUMEN DE LA TÉCNICA DESCRITA

De acuerdo a un aspecto de la técnica descrita, se proporciona una aeronave que incluye superficies de control de vuelo (FCS, por sus siglas en inglés) monobloc y un controlador para limitar dinámicamente las inclinaciones de las superficies de control de vuelo durante una condición de susceptibilidad a entrada en pérdida. El controlador obtiene la velocidad anemométrica calibrada en tiempo real de la aeronave, obtiene el ángulo de ataque (AOA) en tiempo real de la aeronave, obtiene el ángulo de resbalamiento lateral (AOS) en tiempo real de la aeronave, y calcula el AOA y AOS locales en tiempo real de las superficies de control de vuelo, con base en los parámetros de la nave obtenidos. El controlador limita dinámicamente la inclinación de cada una de las superficies de control de vuelo relativas a los valores críticos de acuerdo a los AOA y AOS locales calculados en tiempo real de cada una de las superficies de control de vuelo. La aeronave puede ser un vehículo aéreo no tripulado (UAV). La aeronave puede ser una aeronave con cola en V. Las superficies de control de vuelo pueden incluir por lo menos un estabilizador de cola izquierdo y un estabilizador de cola derecho, los cuales se limitan dinámicamente de manera independiente. La aeronave puede además incluir sensores de temperatura y precipitación para detectar las condiciones actuales del clima en el entorno de la aeronave. La condición de susceptibilidad a entrada en pérdida puede incluir condiciones gélidas.

De acuerdo a otro aspecto de la técnica descrita, se proporciona, por lo tanto, un método para limitar dinámicamente las inclinaciones de las superficies de control de vuelo (FCS) monobloc de una aeronave. El método incluye el procedimiento de activar la limitación dinámica de las superficies de control de vuelo si se detecta una condición de susceptibilidad a entrada en pérdida en el entorno actual de la aeronave. El método además incluye los procedimientos para obtener la velocidad anemométrica calibrada en tiempo real de la aeronave, obtener el ángulo de ataque (AOA) en tiempo real de la aeronave, obtener el ángulo de resbalamiento lateral (AOS) en tiempo real de la aeronave y calcular el AOA y AOS locales en tiempo real de las superficies de control de vuelo, con base en los parámetros de la aeronave obtenidos. El método además incluye el procedimiento de limitar dinámicamente la inclinación de las superficies de control de vuelo a los valores críticos de acuerdo al AOA y AOS locales calculados en

tiempo real de cada una de las superficies de control de vuelo. La velocidad anemométrica calibrada en tiempo real de la aeronave puede medirse utilizando un equipo de medición de la aeronave. Alternativamente, se puede estimar la velocidad anemométrica calibrada en tiempo real de la aeronave si se considera que la información de velocidad anemométrica medida se considera inadecuada. La estimación se puede basar en la densidad, RPM del motor, acelerador medido, ángulo de cabeceo medido, y aceleración medida del eje x de la aeronave, utilizando un modelo de espacio de estado de lazo abierto. El AOA en tiempo real de la aeronave se puede estimar con base en la aceleración medida del eje z y la velocidad anemométrica calibrada de la aeronave. El AOS en tiempo real de la aeronave se puede estimar con base en la aceleración medida del eje y, la velocidad anemométrica verdadera, la velocidad anemométrica calibrada, el índice de guiñada, y el ángulo del timón de la aeronave. El AOA y AOS locales en tiempo real de las superficies de control de vuelo se pueden calcular al estimar el AOA y AOS locales con base en el ángulo promedio calculado de deflexión descendente de las FCS y el ángulo de resbalamiento lateral de las FCS, el ángulo diedro conocido de las FCS, y los componentes de velocidad de la velocidad anemométrica en los ejes del sistema de coordenadas de viento. El método puede además incluir el procedimiento para detectar las condiciones climáticas actuales en el entorno de la aeronave al utilizar sensores de temperatura y precipitación. La aeronave puede ser un vehículo aéreo no tripulado (UAV). La aeronave puede ser una aeronave con cola en V. La condición de susceptibilidad a entrada en pérdida puede incluir condiciones gélidas.

BREVE DESCRIPCIÓN DE LOS DIBUJOS

La técnica descrita se comprenderá y apreciará más plenamente tomando en cuenta la siguiente descripción detallada juntamente con los dibujos en los cuales:

La Figura 1A es una ilustración esquemática de la vista posterior del *ruddervator* de una aeronave con cola en V en una posición centrada con respecto a un primer eje rotacional;

La Figura 1B es una ilustración esquemática de la vista posterior del *ruddervator* de la Figura 1A rotado en dirección de las manecillas del reloj;

La Figura 1C es una ilustración esquemática de una vista posterior del *ruddervator* de la Figura 1^a rotado en una dirección contraria a las manecillas del reloj;

La Figura 2A es una ilustración esquemática de una vista superior de una aeronave con cola en V con *ruddervators* en una posición centrada con respecto a un segundo eje rotacional;

La Figura 2B es una ilustración esquemática de vista superior de la aeronave con cola en V de la Figura 2^a con *ruddervators* rotados en una primera dirección;

La Figura 2C es una ilustración esquemática de vista superior de la aeronave con cola en V de la Figura 2A con *ruddervators* rotados en una segunda dirección;

La Figura 3A es una ilustración esquemática de vista posterior de una aeronave con cola en V con *ruddervators* en una posición centrada con respecto a un tercer eje rotacional;

La Figura 3B es una ilustración esquemática de vista posterior de la aeronave con cola en V de la Figura 3^a con *ruddervators* rotados en una primera dirección;

La Figura 3C es una ilustración esquemática con vista posterior de la aeronave con cola en V de la Figura 3A con *ruddervators* rotados en una segunda dirección;

La Figura 4 es un gráfico que muestra el efecto de hielo acumulado en el coeficiente de sustentación de una aeronave con cola en V como una función del ángulo de ataque;

La Figura 5 es un diagrama en bloques de un vehículo aéreo no tripulado (UAV) con una configuración de cola en V, construido y operativo en concordancia con de acuerdo a una realización de la técnica descrita;

La Figura 6 es un diagrama en bloques de un método para limitar dinámicamente las inclinaciones de superficies de control de vuelo monobloc de una aeronave operativa de acuerdo a una realización de la técnica descrita;

La Figura 7 es una ilustración esquemática de una arquitectura de filtro complementaria utilizada para calcular una estimación del ángulo de resbalamiento lateral (AOS) de la aeronave, operativa de acuerdo a una realización de la técnica descrita;

La Figura 8 es una ilustración esquemática de una arquitectura de proceso para estimar el ángulo de resbalamiento lateral (AOS) de la aeronave, operativa de acuerdo a una realización de la técnica descrita; y

La Figura 9 es una pluralidad de gráficos que muestra el resultado de una simulación de la limitación dinámica del ángulo de cola en V de la técnica descrita en conjunto con un UAV Hermes® 450.

DESCRIPCIÓN DETALLADA DE LAS REALIZACIONES

La técnica descrita supera las desventajas del arte previo al proporcionar un método para limitar dinámicamente las inclinaciones de las superficies de control de vuelo monobloc de una aeronave durante el vuelo en un escenario de susceptibilidad a entrada en pérdida, tal como son las condiciones climáticas gélidas. La técnica descrita perfecciona el uso de una limitación estática sobre la inclinación de las superficies de control para evitar la entrada en pérdida, al proporcionar una limitación dinámica en tiempo real para el grado de inclinación de cada una de las superficies de control de acuerdo a las restricciones aerodinámicas. El rastreo en tiempo real y la subsecuente limitación dinámica aplicados a cada superficie de control de vuelo individual proporciona a la aeronave en última instancia una capacidad mejorada de realizar maniobras. El método incluye el detector las condiciones climáticas actuales y activar una limitación dinámica de las superficies de control de vuelo de la aeronave si se detectara una condición de susceptibilidad a entrada en pérdida. Se mide o estima la velocidad anemométrica calibrada en tiempo real de la aeronave. Se mide o estima el ángulo de ataque (AOA) en tiempo real de la aeronave. Se mide o estima el ángulo de resbalamiento lateral (AOS) en tiempo real de la aeronave. Se calcula el AOA y AOS local en tiempo real de las superficies de control a partir de los parámetros de la aeronave. Se limita dinámicamente la inclinación de las superficies de control con base en el AOA y AOS locales calculados, donde la limitación se aplica de manera independiente a cada superficie de control (por ejemplo, un estabilizador de cola izquierdo y un estabilizador de cola derecho) de acuerdo a los parámetros asociados con esa superficie de control específica. La técnica descrita es aplicable de manera particular a un vehículo aéreo no tripulado (UAV), específicamente a aeronaves al implementar control de vuelo automático, pero también es aplicable de manera general a otros tipos de aeronaves (por ejemplo, aeronaves con cola en T).

El término superficies de control "monobloc", y cualquier variación del mismo, como se utiliza en el presente documento se refiere a las superficies de control de vuelo que se forman integralmente juntas con la respectiva ala o superficie de estabilizador de cola, es decir, en lugar de ser formada como un borde de salida movable separado. Concretamente, el ala o cola en su totalidad

también está formada y opera como una superficie de control de vuelo unitaria. Por ejemplo, en una aeronave con cola en V con superficies de control monobloc, el estabilizador de cola izquierdo y el *ruddervator* izquierdo están integrados en una sola superficie movable (rotativos con relación a un primer eje de control), para controlar los cabeceos y guiñadas de la aeronave.

Los términos “ladear” e “inclinarse” y cualquier variación de los mismos, se utilizan en el presente documento para referirse a la operación de ajustar el alineamiento del plano completo de la superficie de control en relación a un plano o eje de referencia dado, o en su defecto, a rotar el plano completo de superficie de control en relación a un plano/eje de referencia dado, es decir, de tal modo que el plano de la superficie de control defina un ángulo de inclinación particular con respecto al plano/eje de referencia. Tal operación no causa ninguna manipulación de la forma o el estado de la superficie de control en sí (por ejemplo, una contorsión o deformación de la misma).

El término “condiciones gélidas”, y cualquier variación del mismo, según se utilizan en el presente documento se refiere a las condiciones climáticas que dan como resultado la acumulación de precipitación congelada sobre las alas de la aeronave y otras superficies de la aeronave, la cual afecta el ángulo de ataque (AOA) crítico en tiempo real de la aeronave (más allá del cual la aeronave entraría en pérdida).

El término “condición de susceptibilidad a entrada en pérdida”, y cualquier variación del mismo, según se utiliza en el presente documento se refiere a cualquier situación que cause que el AOA crítico de la aeronave cambie y/o a cualquier situación que incremente la probabilidad de que la nave entre en pérdida. Un tipo de condición de susceptibilidad a entrada en pérdida es las condiciones gélidas (según se definen anteriormente).

En el presente documento se utilizan las siguientes abreviaciones:

UAV = Vehículo aéreo no tripulado

A/V = Vehículo Aéreo

a_y = Aceleración del eje Y del A/V (coordenadas de cuerpo)

a_z = Aceleración del eje Z del A/V (coordenadas de cuerpo)

b = Envergadura del A/V

L = Sustentación

m = Masa

p = Índice de alabeo del A/V

r = Índice de guiñada del A/V

S = Área de referencia del A/V

C_L

= Coeficiente de sustentación

C_{L0}

= Coeficiente de sustentación a un ángulo de ataque cero

C_{La}

= Pendiente de coeficiente de sustentación

C_Y

= Coeficiente de fuerza total del eje Y (coordenadas de cuerpo)

C_{Y0}

= Coeficiente de fuerza del eje Y en compensación

$C_{Y\beta}$

= Coeficiente de fuerza del eje Y debido al ángulo de resbalamiento lateral

$C_{Y\delta a}$

= Coeficiente de fuerza del eje Y debido al ángulo de alerón

$C_{Y\delta r}$

= Coeficiente de fuerza del eje Y debido al ángulo de timón

C_{Yp}

= Coeficiente de fuerza del eje Y debido al índice de alabeo

C_{Yr}

= Coeficiente de fuerza del eje Y debido al índice de guiñada

V_{CAS}

= Velocidad anemométrica calibrada

V_{TAS}

= Velocidad anemométrica verdadera

α = AOA = ángulo de ataque

β = AOS = ángulo de resbalamiento lateral

ρ_0

= Densidad del aire a nivel del mar

ε = ángulo de deflexión descendente promedio de cola en V

σ = ángulo de rastreo del A/V (ángulo entre la velocidad norte y suelo)

σ_a = ángulo de deflexión lateral promedio de cola en V

δ = ángulo de control de cola en V

δa
= ángulo de alerón

δr
= ángulo de timón

$\dot{\Gamma}$ = ángulo diedro de cola en V

Ahora se hace referencia a la Figura 5, la cual es un diagrama de bloques de una aeronave, a la que se hace referencia generalmente como 100, construida y operativa de acuerdo a una realización de la técnica descrita. La aeronave 100 incluye un controlador 102, sensores de temperatura y precipitación 104, equipo de medición de parámetros de vuelo (FPMA) 106, accionadores de superficies de control de vuelo (FCS) 108, y superficies de control de vuelo 110. La FCS 110 incluye un estabilizador de cola izquierdo 112 y un estabilizador de cola derecho 114. El FPMA 106 incluye por lo menos un tubo Pitot 116. El controlador 102 está aparejado con sensores de temperatura y precipitación 104, con FPMA 106, y con accionadores de FCS 108. Los accionadores de FCS 108 están además aparejados con un estabilizador de cola izquierdo 112 y con un estabilizador de cola derecho 114.

La aeronave 100 es preferiblemente un UAV, por ejemplo un UAV tipo de la serie Hermes® (tal como Hermes®450 o Hermes®900), el cual es un UAV que está clasificado como clase 1 (pequeño, ligero) de acuerdo a los Criterios de Diseño de Cualidades de Vuelo de RPV. La estabilización y control longitudinal y lateral de un UAV Hermes®450 se realiza por medio de la utilización de dos superficies de control monobloc de cola en V. De manera similar, la aeronave 100 es preferiblemente una aeronave con cola en V, con superficies de control de vuelo monobloc.

Ahora se hace referencia a la Figura 6, la cual es un diagrama en bloques de un método para limitar dinámicamente las inclinaciones de las superficies de control de vuelo monobloc de una aeronave, operativa de acuerdo a una realización de la técnica descrita.

En el procedimiento 152, las condiciones climáticas actuales se detectan al utilizar sensores de temperatura y precipitación. Con referencia a la Figura 5, los sensores de temperatura y precipitación 104 detectan varios parámetros climáticos (por ejemplo, temperatura, nivel de precipitación), para

proporcionar una indicación de las condiciones climáticas actuales en el entorno en el cual se sitúa actualmente la aeronave 100. El controlador 102 puede determinar de manera opcional un AOA crítico actualizado en tiempo real para la aeronave 100 que sea apropiado para las condiciones climáticas en tiempo real detectadas.

En el procedimiento 154, la limitación dinámica de las superficies de control de vuelo de la aeronave se activa si se detecta una condición de susceptibilidad a entrada en pérdida. Con referencia a la Figura 5, si los parámetros climáticos actuales detectados por los sensores de temperatura y precipitación 104 proporcionan una indicación de condiciones gélidas en el entorno (por ejemplo, si los parámetros detectados exceden algunos niveles de umbrales predefinidos o cumplen con algún criterio predefinido), esa aeronave 100 activa la ejecución de limitación dinámica de las superficies de control de vuelo 110 de acuerdo a las condiciones en tiempo real. Asimismo, se aprecia que la limitación dinámica se puede activar generalmente en el momento de detección de otros tipos de condiciones de susceptibilidad a la entrada en pérdida.

En el procedimiento 156, se obtiene la velocidad anemométrica en tiempo real calibrada de la aeronave. El procedimiento 156 se puede implementar por medio del procedimiento 158, en el cual la velocidad anemométrica en tiempo real calibrada de la aeronave se mide por medio de la utilización de un equipo de medición de velocidad anemométrica, o alternativamente, por medio del procedimiento 160, en el cual la velocidad anemométrica calibrada en tiempo real de la aeronave se estima a partir de otros parámetros de vuelo si se descalifica el valor de la velocidad anemométrica medida. Con referencia a la Figura 5, el tubo Pitot 116 adquiere mediciones de velocidad anemométrica calibrada en tiempo real de la aeronave 100. Un tubo Pitot es un instrumento de medición de presión que mide la velocidad del caudal de fluido, y se utiliza comúnmente para determinar la velocidad anemométrica de una aeronave. El controlador 102 recibe las mediciones de velocidad anemométrica calibrada adquiridas. Si las mediciones adquiridas por el tubo Pitot 116 se consideran inadecuadas o no suficientemente confiables, entonces estas mediciones se descalifican y se estima un valor de velocidad anemométrica calibrada en tiempo real. En ciertas situaciones, particularmente durante condiciones gélidas, un tubo Pitot no proporciona

mediciones confiables. Por ejemplo, si la aeronave 100 incluye múltiples tubos Pitot 116 y hay discrepancias significativas entre las mediciones de velocidad anemométrica proporcionadas por cada uno de los tubos Pitot 116, entonces estas mediciones se consideran inadecuadas y se lleva a cabo un proceso de estimación en su lugar. El controlador 102 estima la velocidad anemométrica calibrada por medio de la utilización de un observador de espacio de estado de lazo abierto con un componente de corrección heurístico (con base en la información de prueba de vuelo). El modelo de espacio de estado de lazo abierto utiliza los siguientes parámetros de vuelo como entradas de información: densidad, RPM de motor, acelerador medido, ángulo de cabeceo medido, y aceleración de ejes x medida. Estos parámetros de vuelo son medidos por el FPMA 106 y transferidos al controlador 102. La densidad se calcula utilizando un sensor de presión estática totalmente redundante (por ejemplo, incluido en el FPMA 106), el cual fue probado y demostró un desempeño con alta confiabilidad bajo condiciones gélidas.

En el procedimiento 162, se obtiene el ángulo de ataque (AOA) en tiempo real de la aeronave. El procedimiento 162 se puede ejecutar por medio del procedimiento 164, en el cual el AOA de la aeronave se mide utilizando un equipo de medición de AOA, o alternativamente, mediante el procedimiento 166, en el cual el AOA de la aeronave se estima a partir de otros parámetros de vuelo si el valor del AOA medido es descalificado. Con referencia a la Figura 5, un sensor de AOA u otro sensor adecuado de FMPA 106 adquieren las mediciones del AOA en tiempo real de la aeronave 100. Se puede utilizar el tubo Pitot 116 para obtener las mediciones del AOA. Si las mediciones adquiridas por medio del FPMA 106 se consideran inadecuadas o no suficientemente confiables (lo cual es probable que ocurra durante condiciones gélidas), entonces se descalifican estas mediciones y se estima un valor de AOA en tiempo real actualizado. En particular, el controlador 102 calcula directamente el AOA de la aeronave 100 utilizando las siguientes ecuaciones:

$$\begin{aligned} 1) & \{ L = 0.5 \cdot \rho_0 \cdot V_{CAS}^2 \cdot S \cdot C_L = m \cdot a_z \\ 2) & \{ \forall \alpha \leq \alpha_{stall}: C_L = C_{L0} + C_{L\alpha} \cdot \alpha \end{aligned}$$

$$\Rightarrow \alpha = \frac{1}{C_{L\alpha}} \cdot \frac{-m \cdot a_z}{0.5 \cdot \rho_0 \cdot V_{CAS}^2 \cdot S} - \frac{C_{L0}}{C_{L\alpha}}$$

Las ecuaciones (1) y (2) se derivaron de la base de datos aerodinámica de un UAV Hermes[®] 450 extraídas de las pruebas de túneles de viento y validadas utilizando las pruebas de vuelo. Si por ejemplo, la aeronave 100 es un UAV tipo Hermes[®] 450, el AOA se puede estimar utilizando la siguiente ecuación:

$$\alpha = -1.9041 \cdot \frac{m \cdot \ddot{z}}{V_{CAS}^2} - 6.616$$

Asumiendo una base de datos aerodinámica exacta, la única fuente de error en esta estimación surge de los retrasos y errores en la aceleración del eje Z y las mediciones/estimaciones de la velocidad anemométrica calibrada.

En el procedimiento 168, se obtiene el ángulo de resbalamiento lateral (AOS) en tiempo real. El procedimiento 168 se puede ejecutar por medio del procedimiento 170, en el cual el AOS de la aeronave se mide utilizando un equipo de medición de AOS, o alternativamente por medio del procedimiento 172, en el cual se estima el AOS de la aeronave a partir de otros parámetros de vuelo si se descalifica el valor del AOS medido. Con referencia a la Figura 5, se puede utilizar un sensor de AOS u otro sensor adecuado del FPMA 106 para obtener las mediciones del AOS. Si las mediciones adquiridas por el FPMA 106 se consideran inadecuadas o no suficientemente confiables (lo cual es probable que ocurra durante condiciones gélidas), entonces estas mediciones se descalifican y se estima un valor del AOS en tiempo real actualizado. En particular, el controlador 102 calcula el AOS de la aeronave 100 indirectamente, con base en una aproximación calculada del AOS derivado y una aproximación simplificada del mismo AOS. El cálculo directo del AOS de la aeronave es problemático ya que ciertos derivados de estabilidad ($C_{Y\beta}$, $C_{Y\delta r}$) son funciones del AOS, como se evidencia en la siguiente ecuación de fuerza a lo largo del eje y de la aeronave:

$$3) C_Y = C_{Y0} + C_{Y\beta} \cdot \beta + C_{Y\delta a} \cdot \delta a + C_{Y\delta r} \cdot \delta r + \dots$$

$$+ \frac{b}{2 \cdot V_{CAS}} \cdot (C_{Yp} \cdot p + C_{Yr} \cdot r)$$

Ahora se hace referencia a la Figura 7, la cual es una ilustración esquemática de una arquitectura de filtro complementario, al que generalmente se

hace referencia como 180, utilizado para calcular una estimación del ángulo de resbalamiento (AOS) de la aeronave, operativa de acuerdo a una realización de la técnica descrita. La información de salida de la arquitectura de filtro complementario 180 es la suma de un componente de respuesta de baja frecuencia y un componente de respuesta de alta frecuencia. El componente de respuesta de baja frecuencia es una aproximación simplificada del AOS, la cual puede ser muy exacta inicialmente pero la cual se desvía al pasar el tiempo. El componente de respuesta de alta frecuencia corresponde a la integración sobre una aproximación exacta del derivador del AOS, la cual sería exacta solo a medida que el tiempo pase. Una suma correcta de estos dos componentes (es decir, por una selección correcta de τ) proporciona una estimación adecuada del valor del AOS.

Una aproximación simplificada pero precisa del derivado del AOS se calcula utilizando la siguiente ecuación (asumiendo $\alpha \ll \frac{\pi}{2}$):

$$4) \dot{\beta} \equiv \dot{\alpha} - (p \cdot \sin(\alpha) + r \cdot \cos(\alpha)) \cong \frac{a_Y}{V_{TAS}} - r$$

Para obtener la aproximación simplificada del AOS, la ecuación (3) antes mencionada se simplifica en la siguiente aproximación cruda (asumiendo $C_{Yp}, C_{Y\delta a} \ll 1$):

$$5) C_Y = \frac{m \cdot a_Y}{0.5 \cdot \rho_0 \cdot V_{CAS}^2 \cdot S} \cong \frac{b \cdot C_{Yr} \cdot r}{2 \cdot V_{CAS}} + C_{Y\beta} \cdot \beta + C_{Y\delta r} \cdot \delta r$$

$$\rightarrow \beta \cong \frac{1}{C_{Y\beta}} \left[\frac{m \cdot a_Y}{0.5 \cdot \rho_0 \cdot V_{CAS}^2 \cdot S} - \frac{b \cdot C_{Yr} \cdot r}{2 \cdot V_{CAS}} - C_{Y\delta r} \cdot \delta r \right]$$

donde $C_{Y\beta}$, $C_{Y\delta r}$ and C_{Yr} se calcula al registrar varios vuelos de UAV en diferentes configuraciones (por ejemplo, peso y centro de gravedad) con un tubo Pitot que mide el AOS, y luego utilizando técnicas de optimización para derivar un conjunto de valores discretos para $C_{Y\beta}$, $C_{Y\delta r}$ and C_{Yr} el cual minimiza la diferencia general entre el AOS medido y el AOS estimado. Se puede utilizar un comando

de timón emitido por una FCS para eliminar la consolidación de estimación sobre el ángulo de timón medido ($\delta\tau$).

Las ecuaciones (4) y (5) antes mencionadas son luego aplicadas dentro de la arquitectura de filtro complementario 180 para proporcionar una estimación exacta del AOS, ya que la aproximación del AOS de filtro pasabajos produce valores de AOS apropiados con un error de estado estable que es anulado por la integración de filtro pasa alto del derivado del AOS. Ahora se hace referencia a la Figura 8, la cual es una ilustración esquemática de una arquitectura de proceso, a la que generalmente se hace referencia como 190, para estimar el ángulo de resbalamiento lateral (AOS) de la aeronave, operativo de acuerdo a una realización de la técnica descrita.

Haciendo nuevamente referencia a la Figura 6, en el procedimiento 174, se calcula el ángulo de ataque (AOA) local en tiempo real y el ángulo de resbalamiento lateral (AOS) de las superficies de control de vuelo, con base en los parámetros obtenidos de la aeronave. Con referencia a la Figura 5, el controlador 102 calcula el AOA local y el AOS local del estabilizador de cola izquierdo 112 y el estabilizador de cola derecho 114. Se define un sistema de coordenadas de la FCS como sigue: el eje x es positivo hacia la dirección hacia adelante en el plano de la cuerda de la FCS, el eje z es positivo normal al plano de la cuerda de la FCS, el eje z es positivo normal al plano de la cuerda de la FCS, y el eje y es positivo hacia la derecha. Por consiguiente, las siguientes cuatro rotaciones sucesivas se pueden implementar para transformarse del sistema de coordenadas de viento (en el cual se ha obtenido el AOA y el AOS de la aeronave) al sistema de coordenadas de la FCS, descuidando los efectos de la velocidad aérea AV :

- 1) Rotación por $\beta + \sigma_a$;
- 2) Rotación por $\alpha - \varepsilon$;
- 3) Rotación por $\dot{\Gamma}$;
- 4) Rotación por δ ;

donde:

ε = el ángulo de deflexión descendente promedio en el estabilizador de cola respectivo;

σ_a = el ángulo de deflexión lateral en el estabilizador de cola respectivo;

Γ = el diedro del plano de la FCS (positivo para el panel izquierdo); y
 δ = el ángulo de control de la FCS (para un estabilizador de cola monobloc).

En forma de matriz, estas transformaciones se pueden representar como sigue:

$$\begin{pmatrix} V_x \\ V_y \\ V_z \end{pmatrix}_{V\text{-tail}} = \begin{pmatrix} \cos(\delta) & 0 & -\sin(\delta) \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin(\delta) & 0 & \cos(\delta) \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos(\Gamma) & \sin(\Gamma) \\ 0 & -\sin(\Gamma) & \cos(\Gamma) \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} \cos(\alpha - \varepsilon) & 0 & -\sin(\alpha - \varepsilon) \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin(\alpha - \varepsilon) & 0 & \cos(\alpha - \varepsilon) \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} \cos(\beta + \sigma_a) & -\sin(\beta + \sigma_a) & 0 \\ \sin(\beta + \sigma_a) & \cos(\beta + \sigma_a) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} V_x \\ V_y \\ V_z \end{pmatrix}_{\text{WIND}}$$

El AOA y AOS locales ahora se pueden derivar utilizando las siguientes relaciones:

$$\alpha_{V\text{-tail}} = \delta + \tan^{-1} \left(\frac{\cos(\Gamma) \cdot \sin(\alpha - \varepsilon) \cdot \cos(\beta + \sigma_a)}{\cos(\alpha - \varepsilon) \cdot \cos(\beta + \sigma_a)} + \dots \right)$$

$$- \frac{\sin(\Gamma) \cdot \sin(\beta + \sigma_a)}{\cos(\alpha - \varepsilon) \cdot \cos(\beta + \sigma_a)}$$

$$\beta_{V\text{-tail}} = \sin^{-1}(\cos(\Gamma) \cdot \sin(\beta + \sigma) + \dots$$

$$\sin(\Gamma) \cdot \sin(\alpha - \varepsilon) \cdot \cos(\beta + \varepsilon))$$

utilizando los valores promedio calculados del ángulo de deflexión descendente de la FCS y del ángulo de deflexión lateral de la FCS, promedios, utilizando el ángulo diedro conocido de la FCS, y utilizando los componentes de velocidad de la velocidad anemométrica en los ejes del sistema de coordenadas de viento. Se aprecia que los valores del AOA y AOS locales calculados pueden ser asimétricos para cada lado de la FCS, por ejemplo, los valores para el estabilizador de cola izquierdo 112 pueden ser diferentes que aquellos para el estabilizador de cola derecho 114.

En el procedimiento 176, la inclinación de cada superficie de control se limita dinámicamente de acuerdo al AOA y AOS de la superficie de control local en tiempo real. Con referencia a la Figura 5, el controlador 102 envía señales a los accionadores de FCS 108 para limitar el grado de ladeado del estabilizador de

cola izquierdo 112 y el estabilizador de cola derecho 114, de modo que los valores del AOA y AOS locales en tiempo real calculados de estas superficies de control estén suficientemente lejos de los valores de los valores críticos del AOA y AOS (es decir, en concordancia con las restricciones de seguridad aerodinámica). Se aprecia que estas limitaciones dinámicas se aplican de manera asimétrica a cada FCS relevante de conformidad con los parámetros asociados con esa superficie de control específica (por ejemplo, la limitación aplicada al estabilizador de cola izquierdo 112 puede ser diferente a la limitación aplicada al estabilizador de cola derecho 114).

La técnica descrita fue probada en un entorno de simulación (pruebas de vuelo probadas) con una base de datos aerodinámica con base en varias ejecuciones de túnel de viento gélido. Ahora se hace referencia a la Figura 9, la cual es una pluralidad de gráficos que muestran el resultado de una simulación de la limitación del ángulo dinámico de cola en V de la técnica descrita en conjunto con un UAV Hermes[®] 450. En la Figura 9 se muestra una simulación de 1 segundo singlete en el canal de cabeceo mientras el Hermes[®] 450 realiza un giro coordinado con un ángulo de inclinación lateral de 10° (altura = 9Kft, velocidad anemométrica calibrada = 60kn; en la presencia de turbulencia media, de acuerdo al modelo de turbulencia Dryden). Como se puede ver en la Figura 9, la limitación dinámica del ángulo de cola en V de la técnica descrita limita el ángulo de la cola en V de tal manera que el AOA local permanece alejado de su límite de entrada en pérdida (AOA de entrada en pérdida = 10.5°, AOA máximo sin limitador = 8.9° a la cola en V izquierda, AOA máximo con limitador = 6.5° en la cola en V derecha). Por otra parte, las respuesta dinámicas del UAV (como se puede ver del AOA y AOS del Hermes[®] 450) son claramente más satisfactorios con la limitación dinámica del ángulo de cola en V de la técnica descrita.

Las personas especializadas podrán apreciar en el arte que la técnica descrita no se limita a lo que se ha mostrado y se ha descrito de manera particular en las líneas anteriores de este documento.

REINVINDICACIONES

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 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 a los valores críticos de acuerdo al AOA y AOS locales en tiempo real calculados de dichas superficies de control de vuelo.
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, los cuales son limitados dinámicamente de manera independiente.
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 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 relativas a los valores críticos de acuerdo al AOA y AOS en tiempo real calculados de cada una de dichas superficies de control de vuelo.
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 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.

SÍNTESIS

Método para limitar dinámicamente las inclinaciones de las superficies de control de vuelo (FCS) monobloc en una aeronave. La limitación dinámica de las FCS se activa si se detecta una condición de susceptibilidad a entrada en pérdida en el entorno actual de la aeronave. Se obtiene la velocidad anemométrica calibrada en tiempo real de la aeronave, el ángulo de ataque (AOA) en tiempo real de la aeronave. Los parámetros de la aeronave se pueden obtener por medio de estimación si los valores medidos se consideran inadecuados. El AOA y AOS locales en tiempo real de las FCS se calculan con base en los parámetros obtenidos de la aeronave. La inclinación de las FCS relativas a los valores críticos se limita dinámicamente de acuerdo al AOA y AOS locales en tiempo real de las FCS. La aeronave puede ser un vehículo aéreo no tripulado (UAV) y/o una aeronave con cola en V. La condición de susceptibilidad a entrada en pérdida puede incluir condiciones gélidas.

10

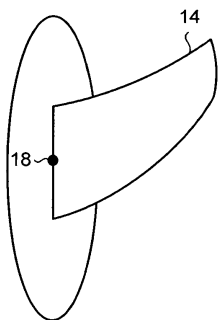


FIG. 1A

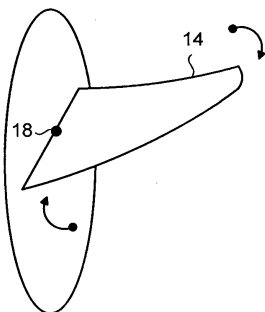


FIG. 1B

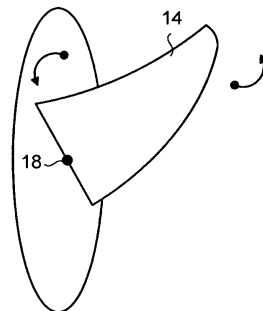


FIG. 1C

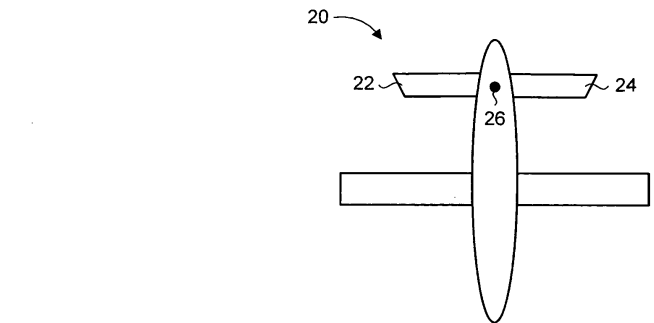


FIG. 2A

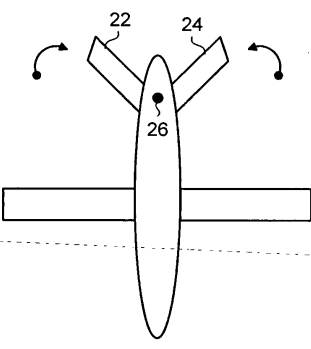


FIG. 2B

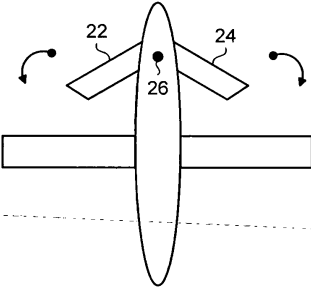


FIG. 2C

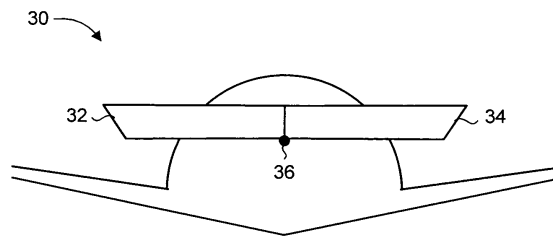


FIG. 3A

3/9

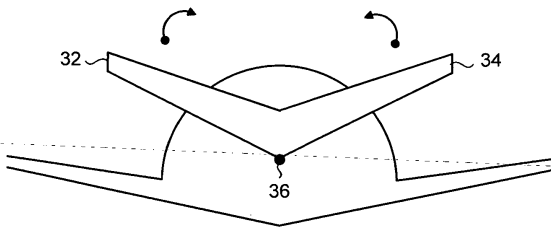


FIG. 3B

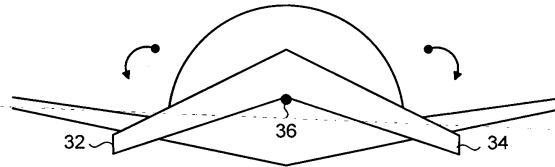


FIG. 3C

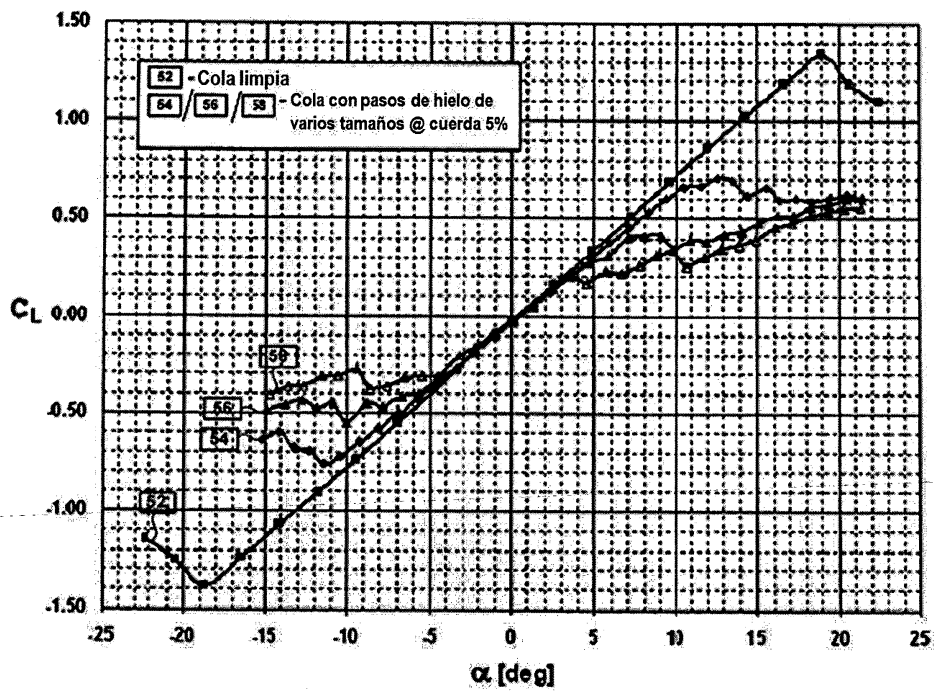


FIG. 4

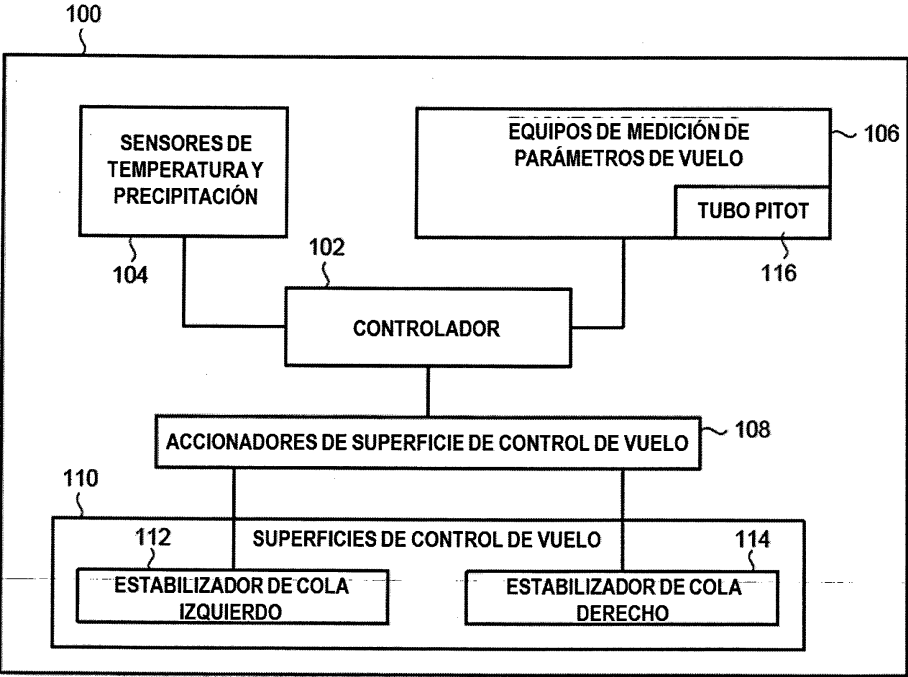


FIG. 5

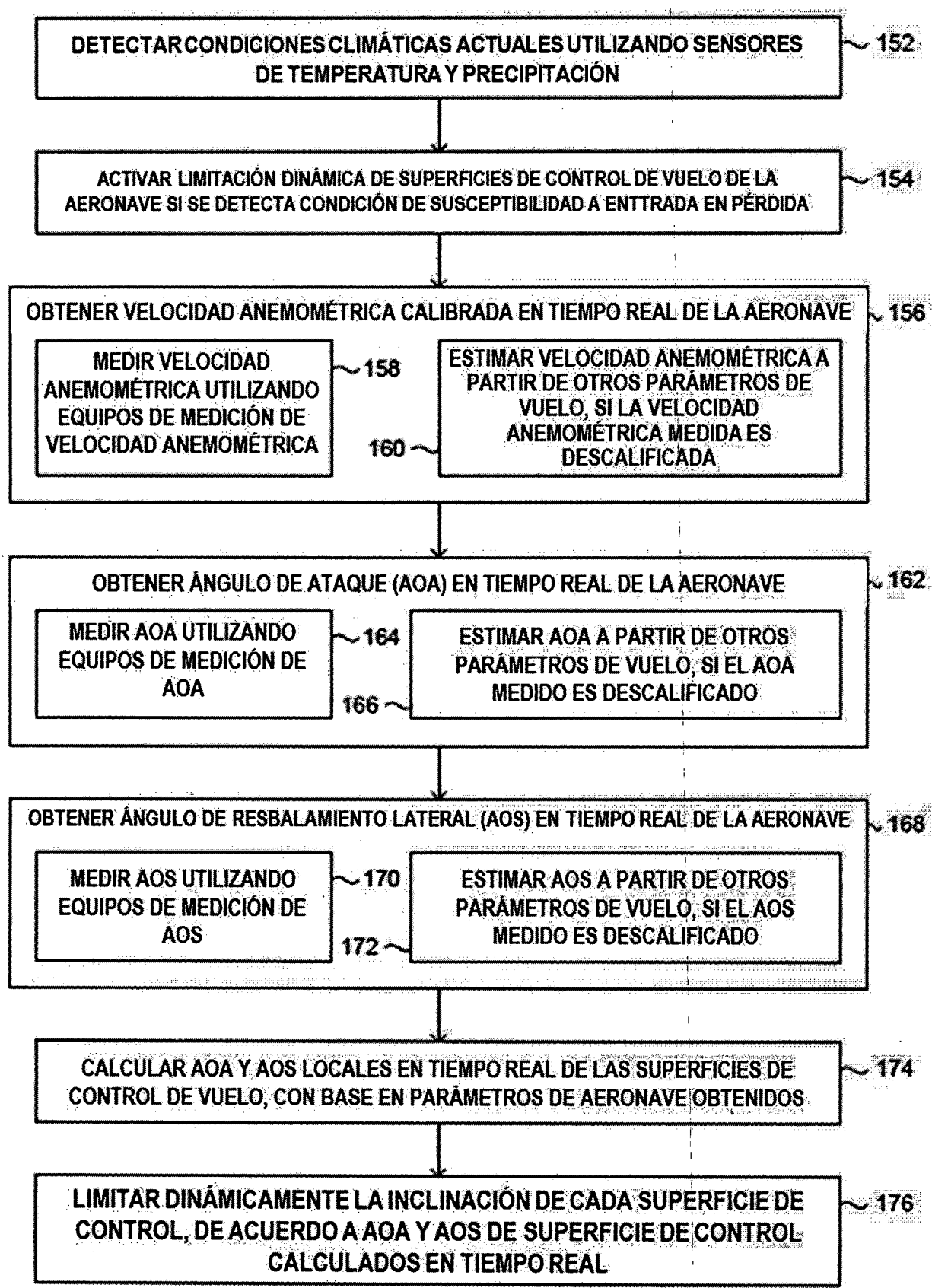
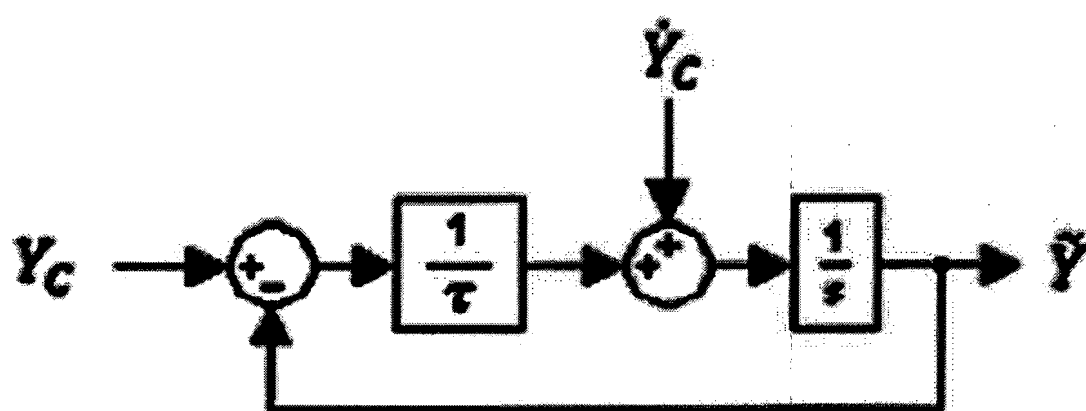


FIG. 6

7/9

180



$$\tilde{Y} = \begin{cases} Y_c \text{ filtrado} & , \omega < 1/\tau \\ \dot{Y}_c \text{ integrado} & , \omega > 1/\tau \end{cases}$$

FIG. 7

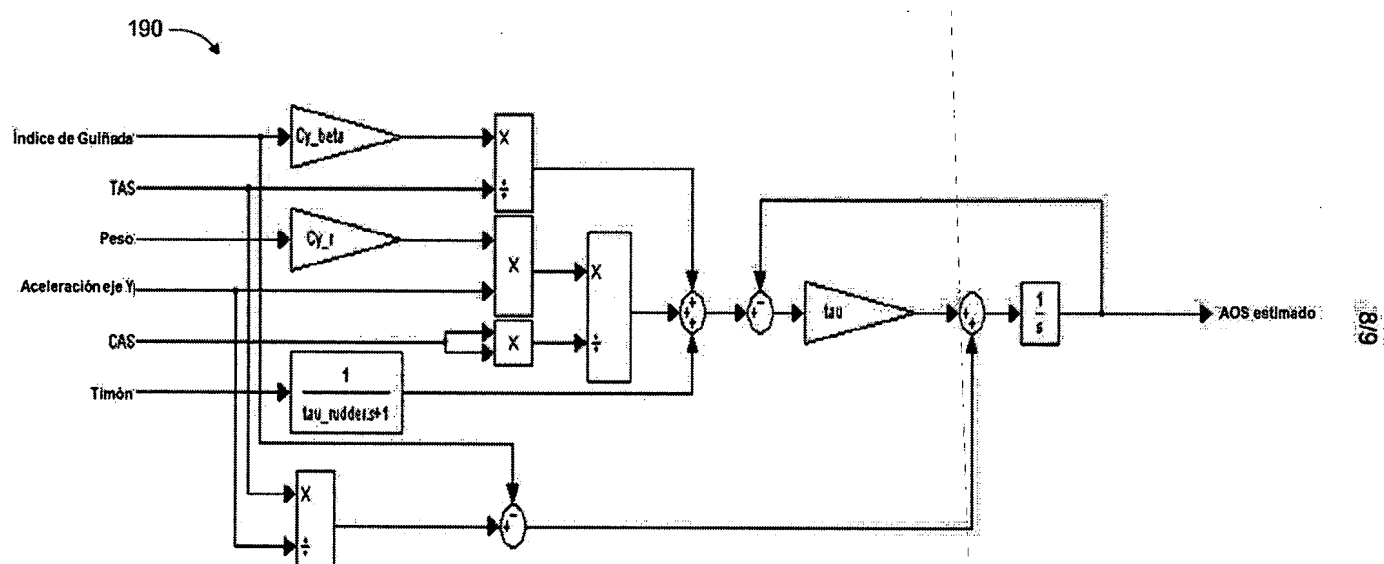


FIG. 8

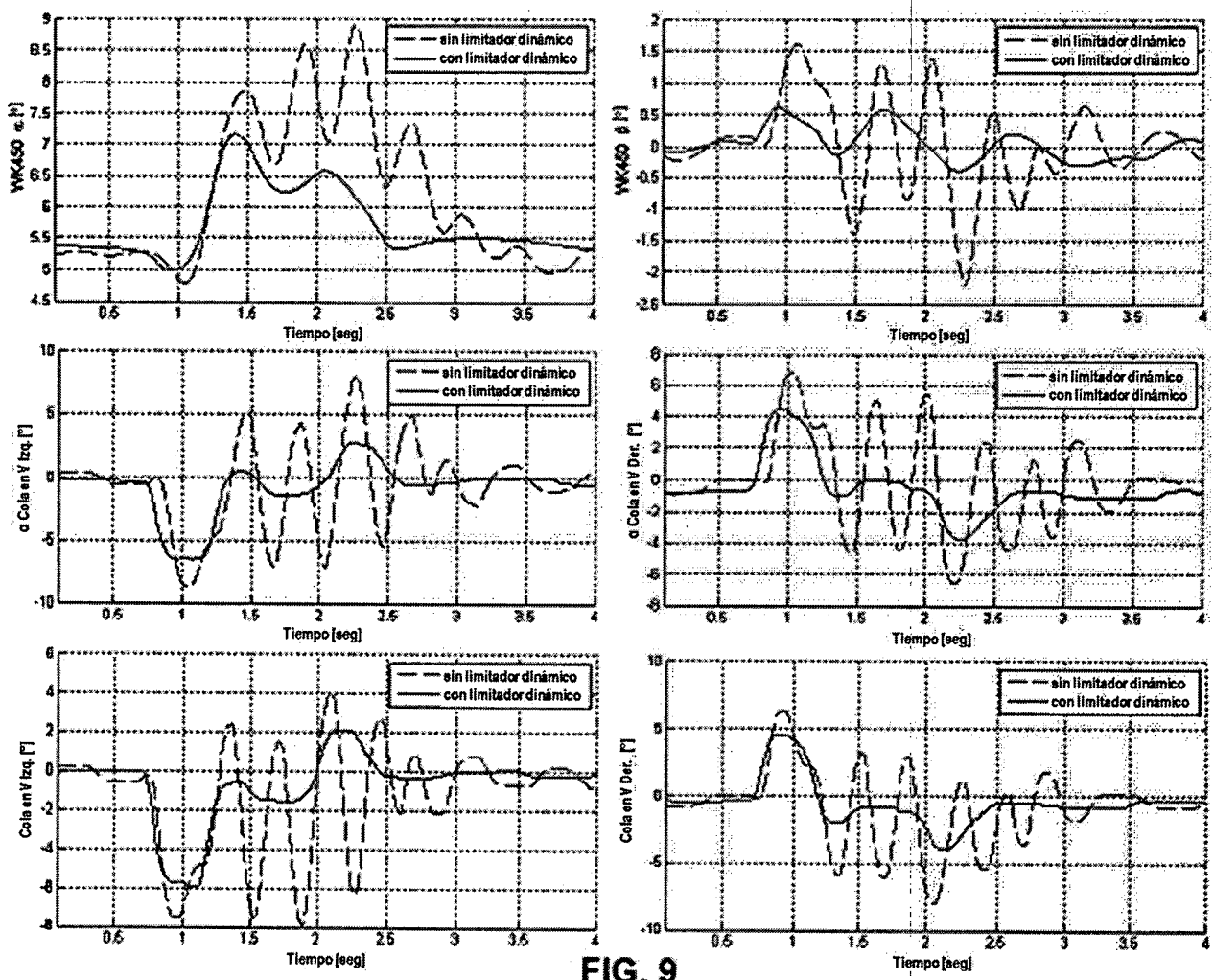


FIG. 9

SUPERINTENDENCIA DE INDUSTRIA Y COMERCIO
NIT : 800.176.089-2
- / -

 Industria y Comercio SUPERINTENDENCIA	RECIBO DE CAJA	No. 13 - 0057439
		Bogotá D.C., Junio 12 de 2013 - 16:48:56

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	426513301	12/06/2013	18.800.500.00

*** Conceptos Pagados ***			
CANT.	RENTISTICO	CONCEPTO	Vr. UNIDITARIO Vr. CONCEPTO
1 50005-01-01	SOLICITUDES	7 TTLOS-TRAMITES DE SOL. DE DISENOS INDUSTRIALES	500.000.00 500.000.00
			\$500.000.00

SON: **QUINIENTOS MIL PESOS MONEDA CORRIENTE**

Responsable: _____

Recibo de Caja Aplicado al Expediente No. _____

SUPERINTENDENCIA DE INDUSTRIA Y COMERCIO



No. 13-200522- -00000-0000

Fecha: 2013-08-23 16:04:39 Dep. 2020 DIR.NUEVASCR
Tra. 11 PATENTEIYII Eve: 378 FASENACIONALI
Act. 411 PRESENTACION Folios: 47

SUPERINTENDENCIA DE INDUSTRIA Y COMERCIO
NIT : 800.176.089-2
- / -

 Industria y Comercio SUPERINTENDENCIA	RECIBO DE CAJA	No. 13 - 0065995
		Bogotá D.C., Julio 03 de 2013 - 16:30:57

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	495397114	03/07/2013	29.851.000.00

*** Conceptos Pagados ***				
CANT.	RENTISTICO	CONCEPTO	Vr.UNDITARIO	Vr.CONCEPTO
7 50005-01-01	SOLICITUDES	1607 REIVINDICACION PATENTE UNITARIA ADICIONAL A LAS 10 INIC	30.000.00	210.000.00
				\$210.000.00
			=====	

SON: **DOSCIENTOSDIEZ MIL PESOS MONEDA CORRIENTE**

Responsable: _____
****-
Recibo de Caja Aplicado al Expediente No. _____

SUPERINTENDENCIA DE INDUSTRIA Y COMERCIO

No. 13-200522- -00000-0000
Fecha: 2013-08-23 16:04:39 Dep. 2020 DIR.NUEVASCR
Tra. 11 PATENTEIYII Eve: 378 FASENACIONALI
Act. 411 PRESENTACION Folios: 47

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 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 a los valores críticos locales de acuerdo al AOA y AOS locales en tiempo real calculados de dichas superficies de control de vuelo.
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, los cuales son limitados dinámicamente de manera independiente.
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 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 relativas a los valores críticos locales de acuerdo al AOA y AOS en tiempo real calculados de cada una de dichas superficies de control de vuelo.
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 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.

PATENTE DE INVENCION ☐

MODELO DE UTILIDAD ☐

Art 33 Decisión 486/00

☐	Indicación que se solicita una patente.
☐	Datos de Identificación del solicitante o de la persona que presenta la solicitud
☐	Descripción de la invención
☐	Dibujos de ser estos pertinentes
☐	Comprobante de pago de las tasas establecidas (De ser el caso formato de descuento)
Completa ☐ Incompleta ☐	

PATENTE DE INVENCION PCT ☒

MODELO DE UTILIDAD PCT ☐

Art.33 Decisión 486/00, Circular Única

☒	Indicación que se solicita una PCT
☐	Copia de la solicitud en español, tal como fue presentada inicialmente (capítulo descriptivo, reivindicatorio, resumen)
☐	Dibujos de ser estos pertinentes
☐	Comprobante de pago de las tasas establecidas (de ser el caso formato de descuento)
Completa ☒ Incompleta ☐	

DISEÑO INDUSTRIAL ☐

(Art. 119 Decisión 486/00)

☐	Indicación que se solicita Diseño industrial
☐	Datos de identificación del solicitante o de la persona que presenta la solicitud
☐	Representación gráfica y fotográfica del Diseño Industrial o muestra del material que incorpora el diseño
☐	Comprobante de pago de las tasas establecidas
Completa ☐ Incompleta ☐	

ESQUEMA DE TRAZADO ☐

(Art. 92 Decisión 486/00)

☐	Indicación que se solicita un esquema de trazado
☐	Datos de identificación del solicitante o de la persona que presenta la solicitud
☐	Representación gráfica de un esquema de trazado
☐	Comprobante de pago de las tasas establecidas
Completa ☐ Incompleta ☐	

PI02-F08 (2009-11-18)

SUPERINTENDENCIA DE INDUSTRIA Y COMERCIO



No. 13-200522- -00000-0000

Fecha: 2013-08-23 16:04:39 Dep. 2020 DIR.NUEVASCR
Tra. 11 PATENTEIYII Eve: 378 FASENACIONALI
Act. 411 PRESENTACION Folios: 47