

19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 569 345**

51 Int. Cl.:

B64C 13/16 (2006.01)

G05D 1/00 (2006.01)

B64C 5/02 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **30.01.2012** **E 12710364 (6)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **30.03.2016** **EP 2668095**

54 Título: **Limitación dinámica de inclinaciones de superficies monobloques de control de vuelo durante condiciones de susceptibilidad de pérdida de sustentación**

30 Prioridad:

30.01.2011 IL 21096111

03.02.2011 IL 21106011

23.06.2011 IL 21375211

45 Fecha de publicación y mención en BOPI de la traducción de la patente:
10.05.2016

73 Titular/es:

ELBIT SYSTEMS LTD. (100.0%)
Advanced Technology Center Hof Hacarmel P.O.
Box 539
31053 Haifa, IL

72 Inventor/es:

MALTA, DAN

74 Agente/Representante:

DE ELZABURU MÁRQUEZ, Alberto

ES 2 569 345 T3

Aviso: En el plazo de nueve meses a contar desde la fecha de publicación en el Boletín europeo de patentes, de la mención de concesión de la patente europea, cualquier persona podrá oponerse ante la Oficina Europea de Patentes a la patente concedida. La oposición deberá formularse por escrito y estar motivada; sólo se considerará como formulada una vez que se haya realizado el pago de la tasa de oposición (art. 99.1 del Convenio sobre concesión de Patentes Europeas).

DESCRIPCIÓN

Limitación dinámica de inclinaciones de superficies monobloques de control de vuelo durante condiciones de susceptibilidad de pérdida de sustentación.

Campo de la técnica descrita

- 5 La técnica descrita se refiere en general a aeronaves o aviones de cola en V con superficies monobloque de control de vuelo controladas automáticamente.

Antecedentes de la técnica descrita

- 10 Las aeronaves o aviones convencionales están usualmente diseñados en una configuración de cola en T, en la que existen tres superficies de estabilización de cola en la parte trasera del avión, con dos estabilizadores horizontalmente orientados, montados a cada lado de un estabilizador orientado verticalmente, que se asemeja a la forma de la letra "T" cuando se ve desde las partes delantera o trasera. Una configuración alternativa es la "cola en V", también conocida como una "cola de mariposa", en la que los tres estabilizadores de cola (dos horizontales y uno vertical) son sustituidos por dos estabilizadores inclinados, que se asemejan a la forma de la letra V, cuando se ven desde las partes delantera o trasera. Las superficies movibles de control de vuelo difieren entre estos dos tipos de aviones. Mientras que un avión de cola en T incluye "timones" y "elevadores" para controlar separadamente los movimientos de guiñada e inclinación, respectivamente, un avión de cola en V incluye "timones-elevadores" ("timónvadores") que controlan los movimientos de guiñada e inclinación conjuntamente.

- 20 En un avión de cola en T, los timones están montados en los bordes traseros a cada lado del estabilizador vertical (o "plano de deriva"), y los elevadores están montados en los bordes traseros de cada uno de los estabilizadores horizontales (o "planos de cola"). En un avión de cola en V hay dos timones-elevadores montados en el borde trasero de los estabilizadores de cola izquierdo y derecho, respectivamente. Un avión de cola en T se inclina hacia abajo basculando ambos elevadores hacia abajo, dando lugar a presión inferior por encima de cada plano de cola y mayor presión por debajo, haciendo que los planos de cola se eleven y descienda el morro del avión. De manera correspondiente, cuando se elevan ambos elevadores, se reduce la presión por debajo de los planos de cola y aumenta por encima de ellos, haciendo que la cola del avión descienda y ascienda el morro. Un avión de cola en V se inclina hacia abajo basculando el timón-elevador izquierdo hacia abajo y hacia la izquierda y basculando el timón-elevador derecho hacia abajo y hacia la derecha, produciendo una fuerza total de elevación de cola, mientras que las fuerzas resultantes de guiñada izquierda y derecha se anulan entre sí. De manera correspondiente, un avión de cola en V se inclina hacia arriba elevando el timón-elevador izquierdo hacia arriba y hacia la derecha y basculando el timón-elevador derecho hacia arriba y hacia la izquierda, produciendo una fuerza total hacia abajo sobre los estabilizadores de cola mientras que las fuerzas de guiñada resultantes izquierda y derecha se anulan entre sí.

- 35 Un avión de cola en T guiña hacia la derecha basculando ambos timones hacia la derecha, dando lugar a más baja presión en el lado izquierdo del plano de deriva y más alta presión a la derecha, haciendo que la cola se mueva a la izquierda y el morro del avión a la derecha. De manera correspondiente, cuando ambos timones son hechos bascular hacia la izquierda, la presión se reduce en el lado derecho del plano de deriva y se eleva en el lado izquierdo, haciendo que la cola se mueva a la derecha y se eleve el morro del avión. Un avión de cola en V guiña hacia la derecha basculando el timón-elevador izquierdo hacia arriba y hacia la derecha mientras se bascula el timón-elevador derecho hacia abajo y hacia la derecha, dando lugar a una fuerza global de cola a la derecha (haciendo que el morro del avión se mueva a la derecha), mientras que se anulan entre sí las fuerzas de inclinación resultantes hacia arriba y hacia abajo. De manera correspondiente, un avión de cola en V guiña hacia la izquierda basculando el timón-elevador izquierdo hacia abajo y hacia la izquierda mientras se bascula el timón-elevador derecho hacia arriba y a la izquierda, dando lugar a una fuerza total de cola hacia la izquierda (haciendo que el morro del avión se mueva a la izquierda) mientras las fuerzas de inclinación resultantes hacia arriba y hacia abajo se anulan entre sí.

- 45 En general, un avión de cola en V tiene menos peso y produce menos resistencia al avance con respecto a un avión de cola en T, pero requiere un sistema de control más complejo para manejar las superficies de control de vuelo y también adolece de estabilidad dinámica direccional reducida.

- 50 En algunos aviones, 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 cola movable separado. Se hace referencia a tal diseño como una configuración "monobloque".

- 55 Los aviones tienen en general múltiples superficies de control, cada una de las cuales se puede inclinar o bascular alrededor de un eje de rotación diferente, para controlar diferentes tipos de movimientos del avión. Se hace ahora referencia a las figuras 1A, 1B y 1C. La figura 1A es una ilustración esquemática en vista trasera de un timón-elevador de avión 10 de cola en T, de referencia 14, en una posición centrada alrededor de un primer eje de rotación, de referencia 18. La figura 1B es una ilustración esquemática en vista trasera del timón-elevador 14 de la figura 1A girado en el sentido de las agujas del reloj. La figura 1C es una ilustración esquemática en vista trasera del timón-elevador 14 de la figura 1A girado en sentido contrario a las agujas del reloj.

Se hace referencia ahora a las figuras 2A, 2B y 2C. La figura 2A es una ilustración esquemática en vista desde arriba de un avión de cola en V, de referencia 20, con timones-elevadores, de referencias 22 y 24, en posición centrada alrededor de un segundo eje de rotación de referencia 26. La figura 2B es una ilustración esquemática en vista desde arriba del avión 20 de cola en V de la figura 2A con timones-elevadores 22, 24 girados en un primer sentido. En particular, ambos timones-elevadores 22, 24 están basculados hacia la parte trasera del avión 20 (es decir, cuando se ven desde la parte superior del avión 20, el timón-elevador 22 está basculado en el sentido de las agujas del reloj y el timón-elevador 24 está basculado en el sentido contrario a las agujas del reloj). La figura 2C es una ilustración esquemática en vista desde arriba del avión 10 de cola en V de la figura 2A con los timones-elevadores 22, 24 girados en un segundo sentido. En particular, ambos timones-elevadores 22, 24 están basculados hacia la parte delantera del avión 20 (es decir, cuando se ven desde la parte superior del avión 20, el timón-elevador derecho 22 está inclinado en el sentido contrario a las agujas del reloj y el timón-elevador izquierdo 24 está inclinado en el sentido de las agujas del reloj).

Se hace referencia ahora a las figuras 3A, 3B y 3C. La figura 3A es una ilustración esquemática en vista trasera de un avión de cola en V, de referencia 30, con timones-elevadores de referencias 32 y 34, en una posición centrada alrededor de un tercer eje de rotación, de referencia 36. La figura 3B es una ilustración esquemática en vista trasera del avión 30 de cola en V de la figura 3A, con timones-elevadores 32, 34, girados en un primer sentido. En particular, ambos timones-elevadores 32, 34 están basculados hacia arriba (es decir, cuando se ven desde la parte trasera del avión 30, el timón-elevador izquierdo 32 está basculado en el sentido de las agujas del reloj y el timón-elevador derecho 34 está basculado en sentido contrario a las agujas del reloj). La figura 3C es una ilustración esquemática en vista trasera del avión 30 de cola en V de la figura 3A con timones-elevadores 32, 34 girados en un segundo sentido. En particular, ambos timones-elevadores 32, 34 están inclinados hacia abajo (es decir, cuando se ven desde la parte trasera del avión 30, el timón-elevador izquierdo 32 está basculado en el sentido contrario a las agujas del reloj y el timón-elevador derecho 34 está basculado en el sentido de las agujas del reloj).

El “ángulo de ataque (AOA)” de un avión se refiere al ángulo agudo entre la cuerda de la superficie aerodinámica (es decir, ala del avión) y la dirección del flujo de aire relativo no perturbado, que es esencialmente el ángulo entre la dirección del ala del avión y la dirección de su viaje. El “ángulo de derrape de ala (AOS)” se refiere al ángulo entre la línea central del avión y el viento relativo, que se puede considerar el AOA direccional del avión. Un avión experimentará pérdida de sustentación (stall) si el avión excede un valor conocido como el “ángulo de ataque crítico”, que da lugar a un rápido descenso de fuerza ascensional causado por una separación de flujo de aire de la superficie del ala. En una pérdida de sustentación, el ala no puede generar la fuerza ascensional adecuada para mantener el vuelo horizontal. El coeficiente de fuerza ascensional aumenta generalmente como una función del AOA hasta un punto máximo, después del cual disminuye drásticamente. Este coeficiente de fuerza ascensional máxima corresponde al AOA crítico. Una pérdida de sustentación puede ocurrir a cualquier posición de inclinación o cualquier velocidad aerodinámica, pero usualmente ocurre cuando se reduce la velocidad aerodinámica por debajo de lo que se conoce como “velocidad de pérdida de sustentación no acelerada”.

Cada avión de alas fijas tiene un AOA crítico único específico al cual podría ocurrir la pérdida de sustentación. Este valor es usualmente estático y está predefinido antes del vuelo, de tal manera que el piloto y los sistemas de control de avión pueden evitar que se alcance el AOA crítico y por tanto evitar que se entre en pérdida de sustentación. El valor real del AOA crítico depende de varios parámetros asociados con el diseño del avión (por ejemplo, perfil del ala, forma del ala en proyección horizontal, relación de aspecto del ala), pero está normalmente en el intervalo de 8°-20°. Estos parámetros pueden ser influidos por las condiciones atmosféricas. En particular, la temperatura y la humedad del entorno del vuelo pueden dar lugar a la formación de hielo y a otras formas de precipitación congelada sobre las superficies de las alas, lo que a su vez afectaría al valor del AOA crítico predefinido, usualmente para limitar más el AOA crítico. Se hace referencia ahora a la figura 4, que es un gráfico, generalmente de referencia 50, que muestra el efecto del hielo acumulado sobre el coeficiente de fuerza ascensional de un avión de cola en V como una función del ángulo de ataque. El eje y del gráfico 50 representa el coeficiente de fuerza ascensional (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 fuerza ascensional como una función del ángulo de ataque para colas en V con grados variables de hielo acumulado sobre sus superficies. La curva 52 representa una “cola en V limpia”, es decir, una sin acumulación de hielo, mientras que las curvas 54, 56 y 58 representan respectivamente colas en V con hielo acumulado a un espesor de intervalos de aumento del 5% en la dirección de la cuerda.

Algunos aviones están equipados con mecanismo para la eliminación del hielo de las alas, pero estos mecanismos no son siempre completamente fiables o totalmente efectivos, y pueden dejar todavía una cierta cantidad de hielo. Además, las condiciones atmosféricas tienden a cambiar en tiempo real durante el vuelo real, y no se puede prever el tiempo con el 100% de fiabilidad. Es posible retener completamente la realización de vuelos durante condiciones atmosféricas que darían lugar a la acumulación de hielo en la superficie de las alas, o modificar la ruta de vuelo para mitigar el efecto de estas condiciones atmosféricas, aunque estas soluciones no son siempre factibles o prácticas. Se han de tener en cuenta consideraciones de seguridad en la definición del AOA crítico particular que se utilizará durante el vuelo. En condiciones atmosféricas severas, tales como lluvia, nieve y hielo, el avión debe reducir la pérdida de características aerodinámicas a un nivel tolerable y aumentar su margen de seguridad aerodinámica. Los vehículos aéreos no tripulados o sin piloto (UAV) son particularmente sensibles a condiciones atmosféricas con hielo, ya que tales aviones no están normalmente equipados con mecanismos y recursos para tratar con tal escenario.

La patente U.S. No. 5.826.834, de Potter et al, titulada "Limitador auto-adaptativo para control automáticos de aproximación y aterrizaje", está dirigida a un sistema de control de vuelo pasivo de fallo, para controlar la aproximación y el aterrizaje de un avión. El sistema de control incluye un limitador de inclinación en comunicación con un piloto automático. El limitador calcula un ángulo estimado de trayectoria de vuelo basándose en datos de velocidad vertical y datos de velocidad horizontal del avión. El limitador calcula continuamente un ángulo nominal de trayectoria de vuelo a partir del ángulo estimado de trayectoria de vuelo durante una fase de seguimiento de la aproximación/el aterrizaje hasta que se alcanza una altitud predeterminada y se fija el ángulo nominal de trayectoria de vuelo. El limitador calcula continuamente una velocidad nominal vertical basándose en el ángulo nominal de trayectoria de vuelo y en datos de velocidad horizontal, y además calcula continuamente un límite de velocidad vertical a partir de la velocidad nominal vertical y de datos de la altitud. El limitador calcula un valor de límite de inclinación a partir del límite de velocidad vertical, de la velocidad vertical y de datos de inclinación del avión. El piloto automático limita la inclinación del avión al valor límite de inclinación, evitando así que el avión se incline excesivamente hacia abajo y descienda por debajo de requisitos de certificación de despeje del terreno.

La patente de U.S. No. 6.253.126, de Palmer, titulada "Método y aparato para vigilancia y control de parámetros de vuelo", está dirigida a la vigilancia de parámetros de vuelo del avión, particularmente presiones de aire que actúan sobre varias superficies del avión. De acuerdo con un aspecto, el revestimiento del avión está provisto de pequeñas aberturas o lumbreras que están conectadas por un conducto de presión de aire a sensores de presión. Las lumbreras son sensibles a los cambios de presión del aire asociados con el vuelo a diferentes velocidades. Las lumbreras están también provistas de medios para detectar materias extrañas (por ejemplo, partículas de agua, vapor, lubricación y fluidos de deshielo), de medios para evitar que se hiele la lumbrera y medios para descontaminar la lumbrera (por ejemplo un calentador de lumbrera y un volumen de sumidero). Las presiones del aire son medidas, registradas y almacenadas durante una primera condición de vuelo y a continuación durante una segunda condición de vuelo. Las mediciones son comparadas y utilizadas para deducir datos de rendimiento aerodinámico (por ejemplo, ángulo de ataque correcto y margen para pérdida de sustentación) y determinar cómo controlar correspondientemente el avión.

La publicación de la solicitud de patente de U.S. No. 2009/0062973, de Caldeira et al, titulada "Sistema de proyección de pérdida de sustentación, oscilación irregular (buffeting), baja velocidad y gran altitud", está dirigida a un sistema de control de vuelo de avión para proporcionar más controles de velocidad. Las superficies de control del avión pueden ser accionadas para desplegarse hasta una cierta posición por una orden de interceptor de piloto (dispositivo de entrada de piloto). El sistema de control vigila un conjunto de parámetros de vuelo (por ejemplo, ángulo de ataque, régimen de ángulo de ataque, velocidad aerodinámica, régimen de velocidad aerodinámica, posición de alerones, actitud de inclinación, régimen de inclinación, altura por encima del suelo, detección de hielo) y trata los datos para determinar si el avión está operando dentro de un ámbito permitido. Si el avión está próximo a los límites del ámbito, el sistema de control puede derivar la orden de interceptor de piloto para colocar automáticamente las superficies de control. El sistema de control puede proteger al avión de escenarios tales como velocidades bajas, elevada actitud, pérdidas de sustentación y oscilaciones irregulares.

Abzug, "V-tail Stalling at Combined Angles of Attack and Sideslip Information" ("Pérdida de sustentación de cola en V a ángulos de ataque e información de derrape combinados"), J. Aircraft, Vol. 36, No. 4: Engineering Notes, 1999, pp. 729-731, describe el cálculo del ángulo de ataque (AOA) geométrico del panel de cola en V y el ángulo de derrape (AOS) como una función de seis variables: AOA (α) del avión, AOS (β) del avión, ángulo medio de la corriente de aire descendente (downwash) (ϵ) de cola en V, ángulo medio de deflexión lateral (sidewash) (σ) de cola en V, ángulo diedro (Γ) de cola en V y ángulo de incidencia (δ) de cola en V, para una cola en V de movimiento total. Los cálculos son válidos para que grandes valores de AOA y AOS soporten estudios de posible pérdida de sustentación de paneles. En un cálculo de ejemplo de una aproximación a aterrizaje para una cola de diedro en V de 30°, el panel izquierdo alcanzaría un punto de pérdida de sustentación a un AOA de -12°, que se obtiene a un ángulo de derrape derecho de 17°. Se vio que el AOS crítico para pérdida de sustentación de panel se reducía en 3 grados cuando se suponía que el ángulo de deflexión lateral aumentaba de 20% a 50% del AOS. Se vio que el AOS para pérdida de sustentación de panel se reducía en 5 grados cuando el factor de corriente de aire descendente (ϵ_0) aumentaba de 4 a 8. Se encontró que la inducción del panel opuesto reduce el AOA del panel local de una cola en V en derrape por debajo de aquellos para el mismo AOA (es decir, elevando el AOA del panel al cual ocurriría la pérdida de sustentación), con relación a la misma cola en V sin derrape. Inversamente, el flujo cruzado del panel sobre una cola en V en derrape disminuye el AOA del panel al cual ocurriría una pérdida de sustentación, con relación a la misma cola en V sin derrape.

Compendio de la técnica descrita

De acuerdo con un aspecto de la técnica descrita, se proporciona por tanto un avión que incluye superficies de control de vuelo (FCS) monobloques y un controlador para limitar dinámicamente las inclinaciones de las superficies de control de vuelo durante una condición de susceptibilidad de pérdida de sustentación. El controlador obtiene la velocidad aerodinámica verificada en tiempo real del avión, obtiene el ángulo de ataque (AOA) en tiempo real del avión, obtiene el ángulo de derrape lateral (AOS) en tiempo real del avión, y calcula el AOA y el AOS locales en tiempo real de las superficies de control de vuelo, basándose en los parámetros del avión obtenidos. El controlador limita dinámicamente la inclinación de cada una de las superficies de control de vuelo con relación a los valores críticos de acuerdo con los AOA y AOS locales calculados en tiempo real, de cada una de las superficies de control

de vuelo. El avión puede ser un vehículo aéreo no tripulado (UAV). El avión puede ser un avión de cola en V. Las superficies de control de vuelo pueden incluir al menos un estabilizador de cola izquierdo y un estabilizador de cola derecho, que estén limitados dinámicamente de manera independiente. El avión puede incluir además sensores de temperatura y precipitación para detectar condiciones atmosféricas actuales en el entorno del avión. La condición de susceptibilidad de pérdida de sustentación puede incluir condiciones de hielo.

De acuerdo con otro aspecto de la técnica descrita, se proporciona por tanto un método para limitar dinámicamente las inclinaciones de las superficies de control de vuelo (FCS) monobloques de un avión. El método incluye la operación de activar la limitación dinámica de las superficies de control de vuelo si se detecta una condición de susceptibilidad de pérdida de sustentación en el entorno actual de un avión. El método incluye además las operaciones de obtener la velocidad aerodinámica verificada en tiempo real del avión, obtener el ángulo de ataque (AOA) en tiempo real del avión, obtener el ángulo de derrape (AOS) en tiempo real del avión, y calcular los AOA y AOS locales, en tiempo real, de las superficies de control de vuelo, basándose en los parámetros obtenidos del avión. El método incluye además la operación de limitar dinámicamente la inclinación de cada una de las superficies de control de vuelo con relación a los valores críticos de acuerdo con los AOA y AOS locales, calculados en tiempo real, de cada una de las superficies de control de vuelo. La velocidad aerodinámica del avión, verificada en tiempo real, puede ser medida usando un aparato de medición del avión. Alternativamente, la velocidad aerodinámica del avión verificada en tiempo real, puede ser estimada si los datos de velocidad aerodinámica medida se consideran inapropiados. La estimación se puede basar en la densidad, RPM del motor, válvula de estrangulación medida, ángulo de inclinación medido y aceleración del avión medida en el eje x usando un modelo de estado-espacio de bucle abierto. El AOA del avión en tiempo real puede ser estimado en base a la aceleración medida en el eje z y la velocidad aerodinámica verificada del avión. El AOA del avión en tiempo real se puede estimar basándose en la aceleración medida en el eje y, velocidad aerodinámica real, velocidad aerodinámica verificada, velocidad de guiñada y ángulo de timón del avión. Los AOA y AOS locales en tiempo real de las superficies de control de vuelo pueden ser calculados mediante estimación de los AOA y AOS locales basándose en el ángulo de la corriente de aire descendente de la FCS y ángulo de corriente de aire descendente de FCS, promedios calculados previamente, el ángulo diedro de FCS conocido y los componentes de la velocidad aerodinámica en los ejes del sistema de coordenadas del viento. El método puede incluir además la operación de detectar condiciones atmosféricas actuales en el entorno del avión usando sensores de temperatura y precipitación. El avión puede ser un vehículo aéreo no tripulado (UAV). El avión puede ser un avión de cola en V. La condición de susceptibilidad a la pérdida de sustentación puede incluir condiciones de hielo.

Breve descripción de los dibujos.

La técnica descrita será comprendida y apreciada más completamente por la descripción detallada que sigue, tomada en relación con los dibujos, en los cuales:

La figura 1A es una ilustración esquemática en vista trasera de un timón-elevador de avión de cola en V en una posición centrada alrededor de un primer eje de rotación;

La figura 1B es una ilustración esquemática en vista trasera del timón-elevador de la figura 1A girado en el sentido de las agujas del reloj;

La figura 1C es una ilustración esquemática en vista trasera del timón-elevador de la figura 1A girado en el sentido contrario a las agujas del reloj;

La figura 2A es una ilustración esquemática en vista superior de un avión de cola en V con timones-elevadores en una posición centrada alrededor de un segundo eje de rotación;

La figura 2B es una ilustración esquemática en vista superior del avión de cola en V de la figura 2A con timones-elevadores girados en un primer sentido;

La figura 2C es una ilustración esquemática en vista superior del avión de cola en V de la figura 2A con timones-elevadores girados en un segundo sentido;

La figura 3A es una ilustración esquemática en vista trasera de un avión de cola en V con timones-elevadores en posición centrada alrededor de un tercer eje de rotación;

La figura 3B es una ilustración esquemática en vista trasera del avión de cola en V de la figura 3A con timones-elevadores girados en un primer sentido;

La figura 3C es una ilustración esquemática en vista trasera del avión de cola en V de la figura 3A con timones-elevadores girados en un segundo sentido;

La figura 4 es un gráfico que muestra el efecto del hielo acumulado sobre el coeficiente de fuerza ascensional del avión de cola en V como una función del ángulo de ataque;

La figura 5 es un diagrama de bloques de un vehículo aéreo no tripulado (UAV) con una configuración de cola en V,

construido y operativo de acuerdo con una realización de la técnica descrita;

La figura 6 es un diagrama de bloques de un método para limitar dinámicamente la inclinación de superficies monobloques de control de vuelo de un avión, operativas de acuerdo con una realización de la técnica descrita;

5 La figura 7 es una ilustración esquemática de una estructura de filtro complementaria usada para calcular una estimación del ángulo de derrape (AOS) del avión, operativa de acuerdo con una realización de la técnica descrita;

La figura 8 es una ilustración esquemática de una estructura de proceso para estimación del ángulo de derrape (AOS) del avión, operativa de acuerdo con una realización de la técnica descrita; y

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

10 Descripción detallada de las realizaciones

La técnica descrita supera las desventajas de la técnica anterior proporcionando un método para limitar dinámicamente las inclinaciones de las superficies monobloque de control del vuelo de un avión durante el vuelo en un escenario de susceptibilidad de pérdida de sustentación, tal como condiciones atmosféricas de hielo. La técnica descrita mejora en el uso de una limitación estática en la inclinación de las superficies de control para evitar la pérdida de sustentación, proporcionando una limitación dinámica en tiempo real para el grado de inclinación de cada una de las superficies de control de acuerdo con restricciones aerodinámicas. El seguimiento en tiempo real y la limitación dinámica subsiguiente aplicada a cada superficie de control de vuelo individual proporciona finalmente al avión capacidad de maniobra mejorada. El método incluye detectar condiciones atmosféricas actuales y activar una limitación dinámica de las superficies de control de vuelo del avión si se detecta una condición de susceptibilidad de pérdida de sustentación. Se mide o estima la velocidad aerodinámica del avión verificada en tiempo real. Se mide o estima el ángulo de ataque (AOA) del avión en tiempo real. Se mide o estima el ángulo de derrape (AOS) del avión en tiempo real. Se calculan los AOA y AOS locales en tiempo real de las superficies de control a partir de parámetros del avión. La inclinación de las superficies de control se limita dinámicamente en base a los AOA y AOS locales calculados, aplicándose la limitación independientemente a cada superficie de control (por ejemplo, estabilizador de cola izquierdo y estabilizador de cola derecho) de acuerdo con los parámetros asociados con esa superficie de control concreta. La técnica descrita es particularmente aplicable a vehículos aéreos no tripulados (UAV), concretamente aviones que incorporan control de vuelo automático, pero es generalmente aplicable a otros tipos de aviones también. Además, la técnica descrita es particularmente aplicable a aviones con configuración de cola en V, pero es generalmente aplicable también a otros tipos de aviones (por ejemplo aviones de cola en T).

30 La expresión superficies de control “monobloques”, y cualesquiera variaciones de las mismas, según se usan en esta memoria, se refieren a superficies de control de vuelo que están formadas integralmente junto con la respectiva superficie de estabilizador de ala o cola, es decir, en lugar de ser formadas como un borde trasero movable separado. A saber, el ala o cola está así formada en su totalidad y opera como una superficie de control de vuelo unitaria. Por ejemplo, en un avión de cola en V con superficies de control monobloques, el estabilizador de cola izquierdo y el timón-elevador izquierdo están integrados en una superficie movable única (rotativa alrededor de un primer eje de control), mientras que el estabilizador de cola derecho y el timón-elevador derecho están similarmente integrados en una superficie movable única (rotativa alrededor de un segundo eje de control), para controlar los movimientos de inclinación y guiñada.

40 Los términos “basculación” e “inclinación”, y cualesquiera variaciones de los mismos, se usan en esta memoria de manera intercambiable para referirse a la operación de ajustar la alineación de todo el plano de la superficie de control con relación a un plano o eje de referencia dado o, alternativamente, la rotación de todo el plano de la superficie de control alrededor de un plano/eje de referencia dado, es decir, de tal manera que el plano de la superficie de control define un ángulo de inclinación particular con respecto al plano/eje de referencia. Una tal operación no da lugar a ninguna manipulación de la forma o configuración de la propia superficie de control (por ejemplo, a una torsión o deformación de la misma).

45 La expresión “condiciones de hielo”, y cualesquiera variaciones de la misma, según se usa en esta memoria, se refiere a condiciones que den lugar a la acumulación de precipitación congelada sobre las alas del avión y otras superficies del avión, que influyan sobre el ángulo de ataque (AOA) crítico, en tiempo real, del avión (más allá del cual en avión entraría en una pérdida de sustentación).

50 La expresión “condición de susceptibilidad de pérdida de sustentación”, y cualesquiera variaciones de la misma, según se usa en esta memoria, se refieren a cualquier situación que haga que el AOA crítico del avión cambie, y/o cualquier situación que aumente la probabilidad de que el avión entre en una pérdida de sustentación. Un tipo de condición de susceptibilidad de pérdida de sustentación es condiciones de hielo (según se han definido anteriormente).

55 En lo que sigue se usarán las siguientes abreviaturas:

UAV = Vehículo Aéreo no tripulado

	A/V	= Vehículo Aéreo
	α_y	= aceleración según el eje Y del A/V (coordenadas del cuerpo)
	α_z	= aceleración según el eje Z del A/V (coordenadas del cuerpo)
	b	= envergadura del A/V
5	L	= fuerza ascensional
	m	= masa
	p	= régimen de balanceo del A/V
	r	= régimen de guiñada del A/V
	S	= área de referencia del A/V
10	C_L	= coeficiente de fuerza ascensional
	C_{L0}	= coeficiente de fuerza ascensional a ángulo de ataque nulo
	$C_{L\alpha}$	= pendiente del coeficiente de fuerza ascensional
	C_y	= coeficiente de fuerza total en el eje Y (coordenadas del cuerpo)
	C_{y0}	= coeficiente de fuerza en el eje Y en equilibrio
15	$C_{y\beta}$	= coeficiente de fuerza en el eje Y debido al ángulo de derrape
	$C_{y\epsilon\alpha}$	= coeficiente de fuerza en el eje Y debido al ángulo del alerón
	$C_{y\epsilon r}$	= coeficiente de fuerza en el eje Y debido al ángulo del timón
	C_{yp}	= coeficiente de fuerza en el eje Y debido al régimen de balanceo
	C_{yr}	= coeficiente de fuerza en el eje Y debido al régimen de guiñada
20	V_{CAS}	= velocidad aerodinámica verificada
	V_{TAS}	= Velocidad aerodinámica verdadera
	α	= AOA = Angulo de Ataque
	β	= AOS = Angulo de Derrape
	ρ_0	= Densidad del aire al nivel del mar
25	ϵ	= ángulo medio de la corriente de aire descendente de cola en V
	σ	= ángulo de ataque de A/V (ángulo entre norte verdadero y velocidad base)
	σ_α	= ángulo de deflexión lateral medio de cola en V
	δ	= ángulo de control de cola en V
	δ_α	= ángulo de alerón
30	δ_r	= ángulo del timón
	$\dot{\Gamma}$	= ángulo diedro de cola en V

Se hace ahora referencia a la figura 5, que es un diagrama de bloques de un avión, generalmente de referencia 100, construido y operativo de acuerdo con una realización de la técnica descrita. El avión 100 incluye un controlador 102, sensores 104 de temperatura y precipitación, aparatos de medición de parámetros de vuelo (FPMA) 106, actuadores 108 de superficies de control de vuelo (FCS), y superficies de control de vuelo 110. Las FCS 110 incluyen un estabilizador de cola izquierdo 112 y un estabilizador de cola derecho 114. El FPMA 106 incluye al menos un tubo de pitot 116. El controlador 102 está acoplado con los sensores 104 de temperatura y precipitación, con el FPMA 106 y con los actuadores 108 de la FCS. Los actuadores 108 de la FCS están acoplados además con el estabilizador de cola izquierdo 112 y con el estabilizador de cola derecho 114.

El avión es preferiblemente un UAV, por ejemplo un UAV del tipo de la serie Hermes® (tal como Hermes® 450 o

Hermes® 900), que es un UAV que está clasificado como una clase 1 (pequeño, ligero) de acuerdo con Rockwell RPV Flying Qualities Design Criteria (Criterios de diseño de calidades de vuelo Rockwell RPV). La estabilización y control longitudinal y lateral de un UAV Hermes® 450 se realizan usando dos superficies monobloque de control de cola en V. Por lo tanto, el avión 100 es preferiblemente un avión de cola en V, con superficies de control de vuelo monobloques.

Se hace referencia ahora a la figura 6, que es un diagrama de bloques de un método para limitar dinámicamente las inclinaciones de las superficies de control de vuelo de un avión, operativo de acuerdo con una realización de la técnica descrita. En la operación 152 se detectan las condiciones atmosféricas usando sensores de temperatura y precipitación. Haciendo referencia a la figura 5, los sensores 104 de temperatura y precipitación detectan varios parámetros del tiempo atmosférico (por ejemplo, temperatura, grado de precipitación), para proporcionar una indicación de las condiciones actuales del tiempo atmosférico en el entorno en el que está actualmente situado el avión 100. El controlador 102 puede determinar opcionalmente un AOA crítico actualizado en tiempo real para el avión 100, que sea apropiado para las condiciones atmosféricas detectadas en tiempo real.

En la operación 154, se activa la limitación dinámica de las superficies de control de vuelo del avión si se detecta una condición de susceptibilidad de pérdida de sustentación. Haciendo referencia a la figura 5, si los parámetros del tiempo atmosférico actual, detectados por los sensores 104 de temperatura y precipitación, proporcionan una indicación de condiciones de hielo en el entorno (por ejemplo, si los parámetros detectados exceden algunos niveles de umbral predefinidos o cumplen algún criterio previamente definido), entonces el avión 100 activa la ejecución de limitación dinámica de superficies de control de vuelo 110 de acuerdo con las condiciones en tiempo real. Se apreciará que la limitación dinámica puede ser activada también, en general, tras la detección de otros tipos de condiciones de susceptibilidad de pérdida de sustentación.

En la operación 156 se obtiene la velocidad aerodinámica verificada en tiempo real del avión. La operación 156 puede ser ejecutada a través de la operación 158, en la que la velocidad aerodinámica del avión verificada en tiempo real se mide utilizando un aparato de medición de velocidad aerodinámica, o, alternativamente, a través de la operación 160, en la que se estima la velocidad aerodinámica del avión verificada en tiempo real a partir de otros parámetros de vuelo si es desechado el valor de la velocidad aerodinámica medida. Haciendo referencia a la figura 5, el tubo de pitot 116 adquiere mediciones de la velocidad aerodinámica verificada en tiempo real del avión 100. Un tubo de pitot es un instrumento de medición de presión que mide la velocidad de un flujo de fluido, y se usa comúnmente para determinar la velocidad aerodinámica de un avión. El controlador 120 recibe las mediciones de la velocidad aerodinámica verificada adquiridas. Si se considera que las mediciones adquiridas por el tubo de pitot 116 son inadecuadas o insuficientemente fiables, entonces se desechan estas mediciones y se estima un valor actualizado de la velocidad aerodinámica verificada en tiempo real. En ciertas situaciones, particularmente en condiciones de hielo, el tubo de pitot no proporciona mediciones fiables. Por ejemplo, si el avión 100 incluye múltiples tubos de pitot 116 y existen discrepancias significativas entre las mediciones de la velocidad aerodinámica proporcionadas por cada uno de los tubos de pitot 116, entonces se consideran inutilizables estas mediciones y se realiza en su lugar un proceso de estimación. El controlador 102 estima la velocidad aerodinámica verificada usando un observador de estado-espacio en bucle abierto con una componente de corrección heurística (basada en datos de ensayos de vuelo). El modelo estado-espacio en bucle abierto utiliza como entrada los siguientes parámetros de vuelo: densidad, RPM del motor, estrangulación medida, ángulo de inclinación medido y aceleración medida en el eje X. Estos parámetros de vuelo son medidos por el FPMA 106 y transferidos al controlador 102. La densidad es calculada utilizando un sensor de presión estática completamente redundante (por ejemplo, incluido en el FPMA 106), el cual fue ensayado y mostró funcionar bajo condiciones de hielo con elevada fiabilidad.

En la operación 162 se obtiene el ángulo de ataque (AOA) en tiempo real del avión. La operación 162 puede ser ejecutada a través de la operación 164, en la que se mide el AOA del avión usando un aparato de medición de AOA, o, alternativamente, por medio de la operación 166, en la que se estima el AOA del avión a partir de otros parámetros de vuelo si el valor de AOA medido es desechado. Haciendo referencia a la figura 5, un sensor de AOA u otro sensor apropiado del FPMA 106 adquiere mediciones del AOA en tiempo real del avión 100. El tubo de pitot 116 puede ser utilizado para obtener las mediciones de AOA. Si las mediciones adquiridas por el FPMA 106 se consideran inapropiadas o insuficientemente fiables (lo que es probable que ocurra durante condiciones de hielo), entonces se desechan estas mediciones y se estima un valor de AOA en tiempo real actualizado. En particular, el controlador 102 calcula directamente el AOA del avión 100 usando las siguientes ecuaciones:

$$1) L = 0,5 \cdot \rho_0 \cdot V_{CAS}^2 \cdot S \cdot C_L = m \cdot a_z$$

$$2) \forall \alpha \leq \alpha_{stall}; C_L = C_{L0} + C_{La} \cdot \alpha$$

$$\Rightarrow \alpha = \frac{1}{C_{La}} \cdot \frac{-m \cdot a_z}{0,5 \cdot \rho_0 \cdot V_{CAS}^2 \cdot S} - \frac{C_{L0}}{C_{La}}$$

Las ecuaciones (1) y (2) fueron obtenidas a partir de la base de datos aerodinámicos de un UAV Hermes® 450,

extraídos de ensayos de túnel de viento y validados usando ensayos de vuelo. Si, por ejemplo, el avión 100 es un UAV tipo Hermes® 450, el AOA puede ser estimado usando la siguiente ecuación:

$$\alpha = -1,9041 \cdot \frac{m \cdot a_z}{V_{CAS}^2} - 6,616$$

5 Suponiendo una base de datos aerodinámicos precisos, la única fuente de error en esta estimación surge de retardos y errores en la aceleración en el eje Z y de las mediciones/estimaciones de la velocidad aerodinámica verificada.

10 En la operación 168 se obtuvo el ángulo de derrape (AOS) en tiempo real del avión. La operación 168 puede ser ejecutada a través de la operación 170, en la que el AOS de avión es medido usando un aparato de medición de AOS o, alternativamente, a través de la operación 172, en la que el AOS del avión es estimado a partir de otros parámetros de vuelo si el valor de AOS medido es desechado. Haciendo referencia a la figura 5, un sensor de AOS u otro sensor apropiado del FPMA 106 adquiere mediciones del AOS en tiempo real del avión 100. El tubo de pitot 116 puede ser utilizado para obtener las mediciones de AOS. Si las mediciones obtenidas por el FPMA 106 se consideran inapropiadas o insuficientemente fiables (lo que es probable que ocurra durante condiciones de hielo), entonces estas mediciones son desechadas y se estima un valor de AOS en tiempo real actualizado. En particular, 15 el controlador 102 calcula indirectamente el AOS del avión 100, basándose en una aproximación calculada de la derivada del AOS y una aproximación simplificada del propio AOS. El cálculo directo del AOS del avión es problemático, ya que ciertas derivadas de estabilidad ($C_{y\beta}$, $C_{y\delta r}$) son funciones del AOS, como es evidente de la siguiente ecuación de fuerza a lo largo del eje y del avión:

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

$$20 + \frac{b}{2 \cdot V_{CAS}} \cdot (C_{Yp} \cdot p + C_{Yr} \cdot r)$$

25 Se hace ahora referencia a la figura 7, que es una ilustración esquemática de una estructura de filtro complementaria, generalmente con la referencia 180, utilizada para calcular una estimación del ángulo de derrape (AOS) del avión, operativo de acuerdo con una realización de la técnica descrita. La salida de la estructura de filtro complementaria 180 es la suma de una componente de respuesta de baja frecuencia y una componente de respuesta de alta frecuencia. La componente de respuesta de baja frecuencia es una aproximación simplificada del AOS, que puede ser muy exacta inicialmente, pero que se desvía a lo largo del tiempo. La componente de respuesta de alta frecuencia corresponde a la integración sobre una aproximación exacta de la derivada del AOS, que sería exacta sólo a medida que transcurre el tiempo. Una suma correcta de estas dos componentes (es decir, mediante una selección correcta de ζ) proporciona una estimación adecuada del valor de AOS.

30 Una aproximación simplificada, pero precisa, de la derivada de AOS se calcula usando la siguiente ecuación (suponiendo que $\alpha \ll \pi/2$):

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

Para obtener la aproximación simplificada del AOS, la ecuación (3) anterior se simplifica en la siguiente aproximación basta (suponiendo que C_{Yp} , $C_{Y\delta} \ll 1$):

$$35 \quad 5) C_Y = \frac{m \cdot a_Y}{0,5 \cdot \rho_0 \cdot V_{CAS}^2 \cdot S} \cong \frac{b \cdot C_{Yr} \cdot r}{2 \cdot V_{CAS}} + C_{Y\beta} \cdot \beta + C_{Y\delta r} \cdot \delta r$$

$$\rightarrow \beta \cong \frac{1}{C_{Y\beta}} \left[\frac{m \cdot a_Y}{0,5 \cdot \rho_0 \cdot V_{CAS}^2 \cdot S} - \frac{b \cdot C_{Yr} \cdot r}{2 \cdot V_{CAS}} - C_{Y\delta r} \cdot \delta r \right];$$

40 en la que $C_{Y\beta}$, $C_{Y\delta r}$ y C_{Yr} se calcularon registrando varios vuelos del UAV en varias configuraciones (por ejemplo, peso y centro de gravedad) con un tubo de pitot que mide el AOS, y a continuación usando técnicas de optimización para deducir un conjunto de valores discretos para $C_{Y\beta}$, $C_{Y\delta r}$ y C_{Yr} que minimiza la diferencia global entre el AOS medido y el AOS estimado. Se puede usar una orden de timón emitida de la FCS, filtrada para eliminar la consolidación de estimación tras el ángulo (δr) de timón medido.

Las ecuaciones (4) y (5) anteriores se aplicaron entonces dentro de la estructura de filtro complementaria 180 para

proporcionar una estimación exacta del AOS, ya que la aproximación del AOS de filtro de paso bajo produce valores de AOS apropiados con error de estado constante que es anulado por la integración filtrada en paso alto de la derivada de AOS. Se hace ahora referencia a la figura 8, que es una ilustración esquemática de una estructura de proceso, generalmente con la referencia 190, para estimar el ángulo de derrape (AOS) del avión, operativo de acuerdo con una realización de la técnica descrita.

Haciendo de nuevo referencia a la figura 6, en la operación 174 se calcula el ángulo de ataque (AOA) local en tiempo real y el ángulo de derrape (AOS) de las superficies de control de vuelo, basándose en los parámetros del avión obtenidos. Haciendo referencia a la figura 5, el controlador 102 calcula el AOA local y el AOS local del estabilizador de cola izquierdo 112 y del estabilizador de cola derecho 114. Un sistema de coordenadas de FCS se define como sigue: el eje x es positivo hacia la dirección de avance en el plano de cuerda de la FCS, el eje z es positivo normal al plano de cuerda de la FCS y el eje y es positivo hacia la derecha. A continuación se pueden ejecutar las siguientes cuatro rotaciones sucesivas para transformar desde el sistema de coordenadas del viento (en el cual han sido obtenidos el AOA y el AOS del avión) al sistema de coordenadas de la FCS, despreciando los efectos de la velocidad aérea de A/V:

- 1) Rotación en $\beta + \sigma_a$;
- 2) Rotación en $\alpha - \varepsilon$;
- 3) Rotación en Γ ;
- 4) Rotación en δ ;

donde:

ε = el ángulo medio de corriente de aire descendente en el respectivo estabilizador de cola;

σ_a = el ángulo medio de derrape en el respectivo estabilizador de cola:

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 monobloque).

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

$$\begin{Bmatrix} V_X \\ V_Y \\ V_Z \end{Bmatrix}_{V-cola} = \begin{Bmatrix} \cos(\delta) & 0 & -\sin(\delta) \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin(\delta) & 0 & \cos(\delta) \end{Bmatrix} \cdot \begin{Bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos(\Gamma) & \sin(\Gamma) \\ 0 & -\sin(\Gamma) & \cos(\Gamma) \end{Bmatrix} \cdot \begin{Bmatrix} \cos(\alpha - \varepsilon) & 0 & -\sin(\alpha - \varepsilon) \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin(\alpha - \varepsilon) & 0 & \cos(\alpha - \varepsilon) \end{Bmatrix} \cdot \begin{Bmatrix} \cos(\beta + \sigma_a) & -\sin(\beta + \sigma_a) & 0 \\ \sin(\beta + \sigma_a) & \cos(\beta + \sigma_a) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{Bmatrix} \cdot \begin{Bmatrix} V_X \\ V_Y \\ V_Z \end{Bmatrix}_{VIENTO}$$

Los AOA y AOS locales de la FCS se pueden deducir ahora usando las siguientes relaciones:

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

$$\beta_{V-\text{cola}} = \text{sen}^{-1}(\cos(\Gamma) \cdot \text{sen}(\beta + \sigma) + \dots \\ \text{sen}(\Gamma) \cdot \text{sen}(\alpha - \varepsilon) \cdot \cos(\beta + \varepsilon));$$

utilizando los valores promedio previamente calculados del ángulo de la corriente de aire descendente de la FCS y del ángulo de deflexión lateral de la FCS, usando el ángulo diedro conocido de la FCS, y usando componentes de velocidad de la velocidad aerodinámica en los ejes del sistema de coordenadas del viento. Se apreciará que los valores calculados del AOA y AOS locales pueden ser asimétricos para cada lado de la FCS, por ejemplo, los valores para el estabilizador de cola izquierdo 112 pueden ser diferentes que los correspondientes al estabilizador de cola derecho 114.

En la operación 176, la inclinación de cada superficie de control es limitada dinámicamente de acuerdo con los AOA y AOS locales de superficie de control, calculados en tiempo real. Haciendo referencia a la figura 5, el controlador 102 envía señales a los actuadores 108 de la FCS para limitar el grado de basculación del estabilizador de cola izquierdo 112 y del estabilizador de cola derecho 114, de manera que los valores de AOA y AOS locales calculados en tiempo real, de estas superficies de control, están suficientemente alejados de los valores críticos de AOA y AOS (es decir, de acuerdo con exigencias de seguridad aerodinámicas). Se apreciará que estas limitaciones dinámicas se aplican asimétricamente a cada FCS relevante de acuerdo con los parámetros asociados con esa superficie de control concreta (por ejemplo, la limitación aplicada al estabilizador de cola izquierdo 112 puede ser diferente de la limitación aplicada al estabilizador de cola derecho 114).

La técnica descrita fue ensayada en un entorno de simulación (demostración de ensayos de vuelo) con una base de datos aerodinámicos basándose en varios ciclos en túnel de viento con hielo. Se hace referencia ahora a la figura 9, que es una pluralidad de gráficos que muestran el resultado de una simulación de la limitación dinámica del ángulo de cola en V de la técnica descrita, en relación con un UAV Hermes® 450. Una simulación de 1 segundo único en el canal I de inclinación mientras el Hermes® 450 realiza un giro coordinado con un ángulo de balanceo de 10°, se muestra en la figura 9 (altura = 2400 m, velocidad aerodinámica verificada = 60 kn; en la presencia de turbulencia del medio, de acuerdo con el modelo de turbulencia de Dryden). Como se puede verse en la figura 9, la limitación dinámica del ángulo de cola en V de la técnica descrita limita el ángulo de cola en V de tal manera que el AOA local permanece lejos de su límite de pérdida de sustentación (AOA de pérdida de sustentación = 10,5°, máximo AOA sin limitador = 8,9° en la cola en V izquierda, máximo AOA con limitador = 6,5° en la cola en V derecha). Además, las respuestas dinámicas del UAV (según se puede apreciar de los AOA y AOS del Hermes® 450) son claramente más satisfactorios con la limitación dinámica del ángulo de cola en V de la técnica descrita.

REIVINDICACIONES

1. Un avión (20, 30) que comprende superficies de control de vuelo monobloques (22, 24, 32, 34) y un controlador (102) para limitar dinámicamente las inclinaciones de dichas superficies de control de vuelo en el citado avión durante una condición de susceptibilidad de pérdida de sustentación, siendo dicho controlador operativo para
5 obtener la velocidad aerodinámica verificada en tiempo real del citado avión, para obtener el ángulo de ataque (AOA) en tiempo real de dicho avión, para obtener el ángulo de derrape (AOS) en tiempo real del citado avión, para calcular los AOA y AOS locales en tiempo real de las citadas superficies de control de vuelo basándose en los parámetros del avión obtenidos, y para limitar dinámicamente la inclinación de cada una de las citadas superficies de control de vuelo independientemente, de tal manera que los AOA y AOS locales calculados en tiempo real de cada
10 una de las citadas superficies de control de vuelo no excedan de los respectivos valores críticos locales.
2. El avión de la reivindicación 1, en el que dicho avión es un vehículo aéreo no tripulado (UAV):
3. El avión de la reivindicación 1, en el que dicho avión es un avión de cola en V.
4. El avión de la reivindicación 1, en el que dichas superficies de control de vuelo comprenden al menos un estabilizador de cola izquierdo y un estabilizador de cola derecho, que son limitados dinámicamente de manera
15 independiente.
5. El avión de la reivindicación 1, que comprende además sensores (104) de temperatura y de precipitación acoplados a dicho controlador, siendo dichos sensores de temperatura y de precipitación operativos para detectar condiciones atmosféricas actuales en el entorno del citado avión.
6. El avión de la reivindicación 1, en el que la citada condición de susceptibilidad de pérdida de sustentación comprende condiciones de hielo.
20
7. Un método para limitar dinámicamente las inclinaciones de las superficies monobloques de control de vuelo del avión según una de las reivindicaciones precedentes, comprendiendo el métodos las operaciones de:
activar (154) la limitación dinámica de dichas superficies de control de vuelo si se detecta una condición de susceptibilidad de pérdida de sustentación en el entono actual del citado avión;
25 obtener (156) la velocidad aerodinámica verificada en tiempo real, de dicho avión;
obtener (162) el ángulo de ataque (AOA) en tiempo real del citado avión;
obtener (168) el ángulo de derrape (AOS) en tiempo real del citado avión;
obtener (174) los AOA y AOS locales en tiempo real de las citadas superficies de control de vuelo, basándose en los parámetros obtenidos del avión; y
30 limitar dinámicamente (176) la inclinación de cada una de las citadas superficies de control de vuelo de manera independiente, de tal modo que los AOA y AOS locales calculados en tiempo real, de cada una de dichas superficies de control de vuelo, no excedan los respectivos valores críticos locales.
8. El método de la reivindicación 7, en el que dicha operación de obtener la velocidad aerodinámica verificada en tiempo real de dicho avión comprende medir la velocidad aerodinámica verificada en tiempo real de dicho avión usando un aparato de medición de la velocidad aerodinámica.
35
9. El método de la reivindicación 7, en el que dicha operación de obtener la velocidad aerodinámica verificada en tiempo real comprende estimar la velocidad aerodinámica verificada en tiempo real de dicho avión si los datos de la velocidad aerodinámica medida se consideran inapropiados.
10. El método de la reivindicación 9, en el que dicha estimación está basada en la densidad, las RPM del motor, la estrangulación de válvula medida, el ángulo de inclinación medido y la aceleración medida en el eje x de dicho avión, usando un modelo estado-espacio en bucle abierto.
40
11. El método de la reivindicación 7, en el que dicha operación de obtener el AOA en tiempo real de dicho avión comprende estimar dicho AOA basándose en la aceleración medida en el eje z y la velocidad aerodinámica verificada de dicho avión.
12. El método de la reivindicación 7, en el que dicha operación de obtener el AOS en tiempo real de dicho avión comprende estimar dicho AOS basándose en la aceleración medida en el eje y, la verdadera velocidad aerodinámica, la velocidad aerodinámica verificada, el régimen de guiñada y el ángulo de timón de dicho avión.
45
13. El método de la reivindicación 7, en el que dicha operación de calcular el AOA y el AOS locales en tiempo real de las citadas superficies de control de vuelo comprende estimar dichos AOA y AOS locales basándose en el ángulo promedio de corriente de aire descendente de las FCS, previamente calculado, y el ángulo de deflexión
50

lateral de las FCS, conocido el ángulo diedro de las FCS, y las componentes de velocidad de la velocidad aerodinámica en los ejes del sistema de coordenadas del viento.

14. El método de la reivindicación 7, que comprende además la operación de detectar las condiciones atmosféricas actuales en el entorno del citado avión usando sensores de temperatura y de precipitación.

5 15. El método de la reivindicación 7, en el que dicho avión es un vehículo aéreo no tripulado (UAV).

16. El método de la reivindicación 7, en el que dicho avión es un avión de cola en V.

17. El método de la reivindicación 7, en el que dicha condición de susceptibilidad de pérdida de sustentación comprende condiciones de hielo.

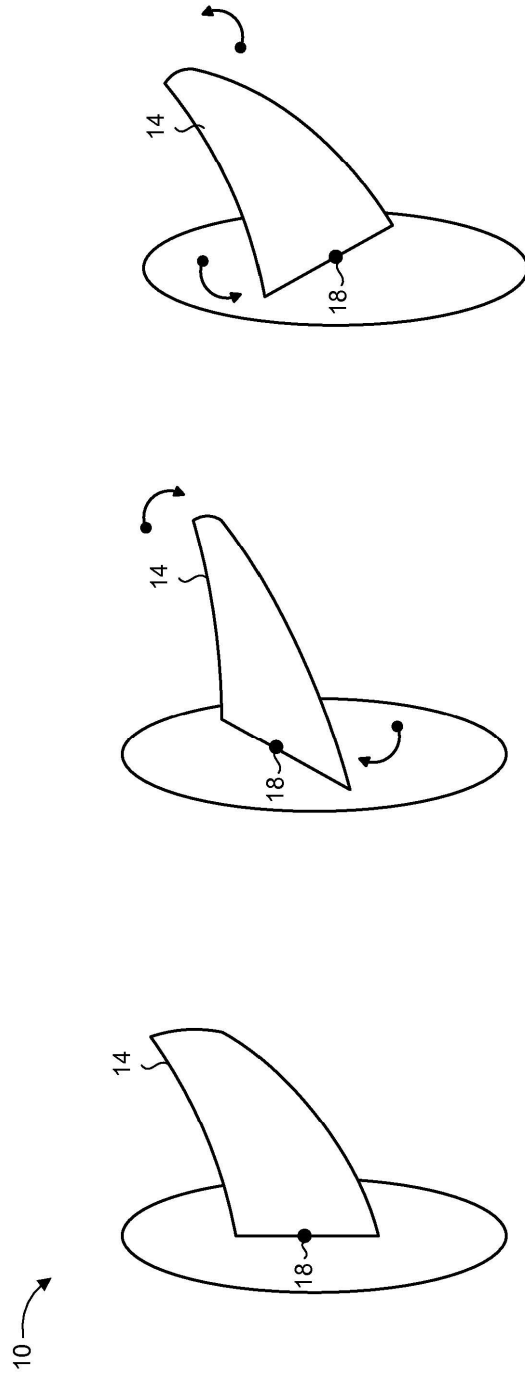


FIG. 1C

FIG. 1B

FIG. 1A

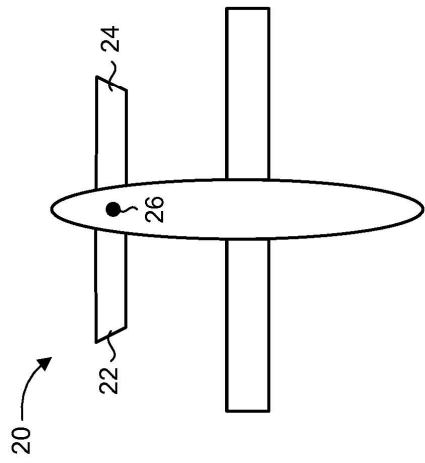


FIG. 2A

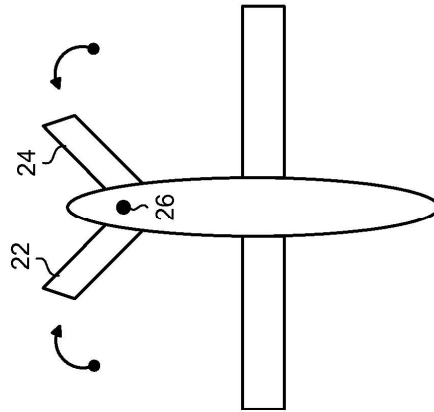


FIG. 2B

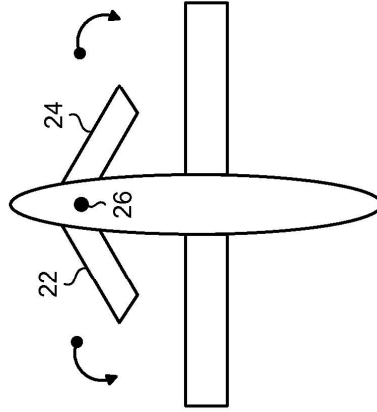


FIG. 2C

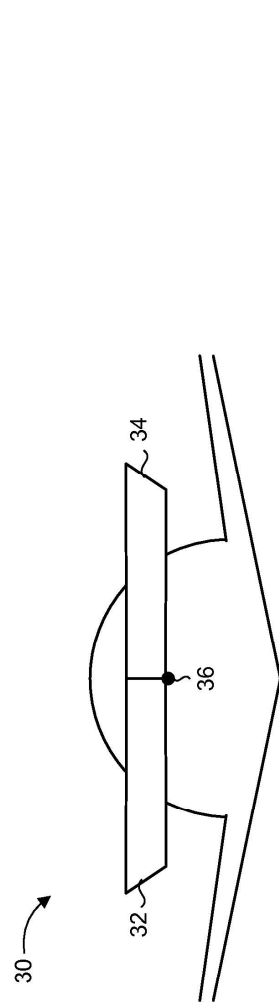


FIG. 3A

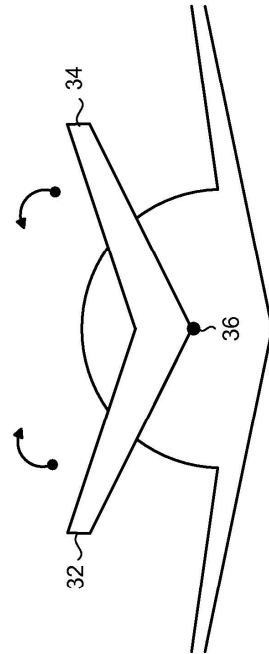


FIG. 3B

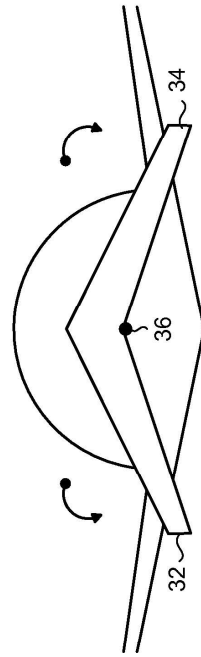


FIG. 3C

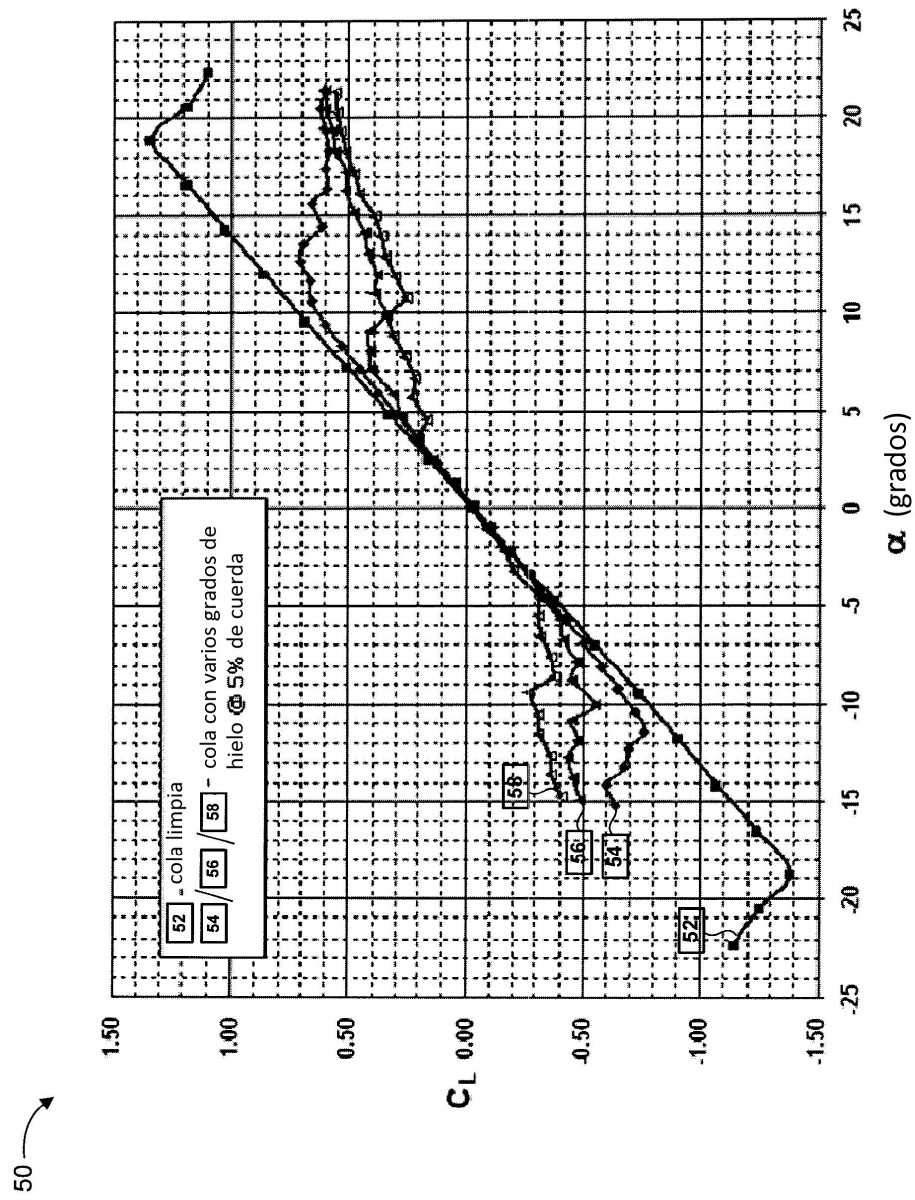


FIG. 4

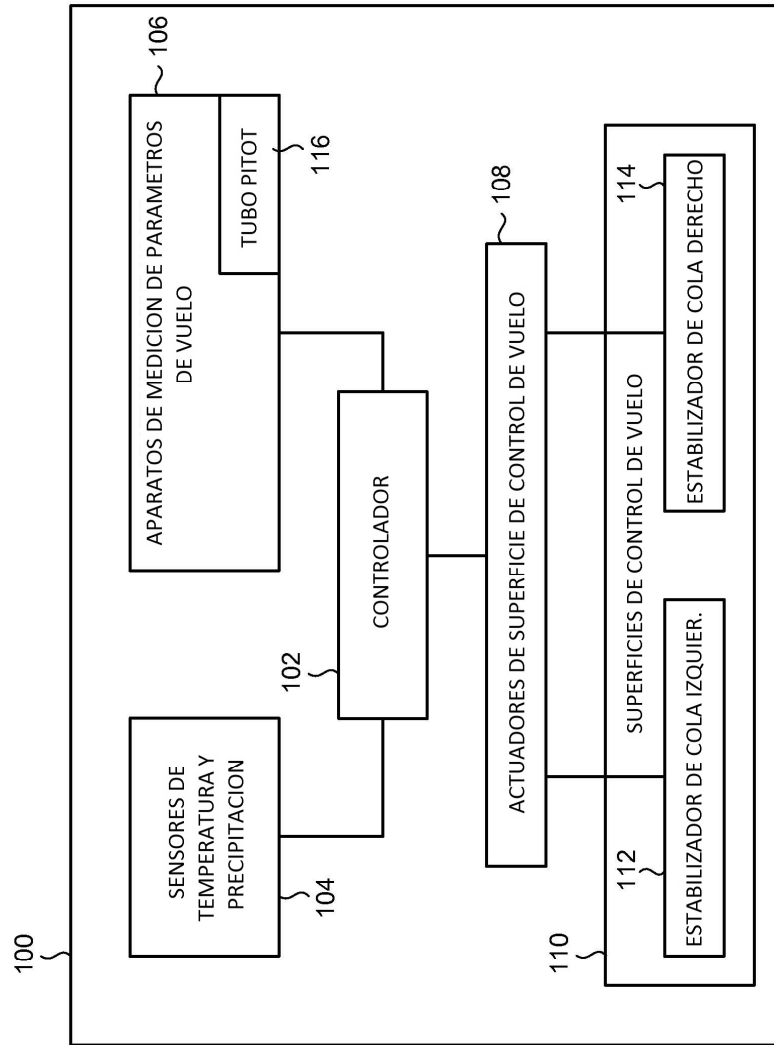


FIG. 5

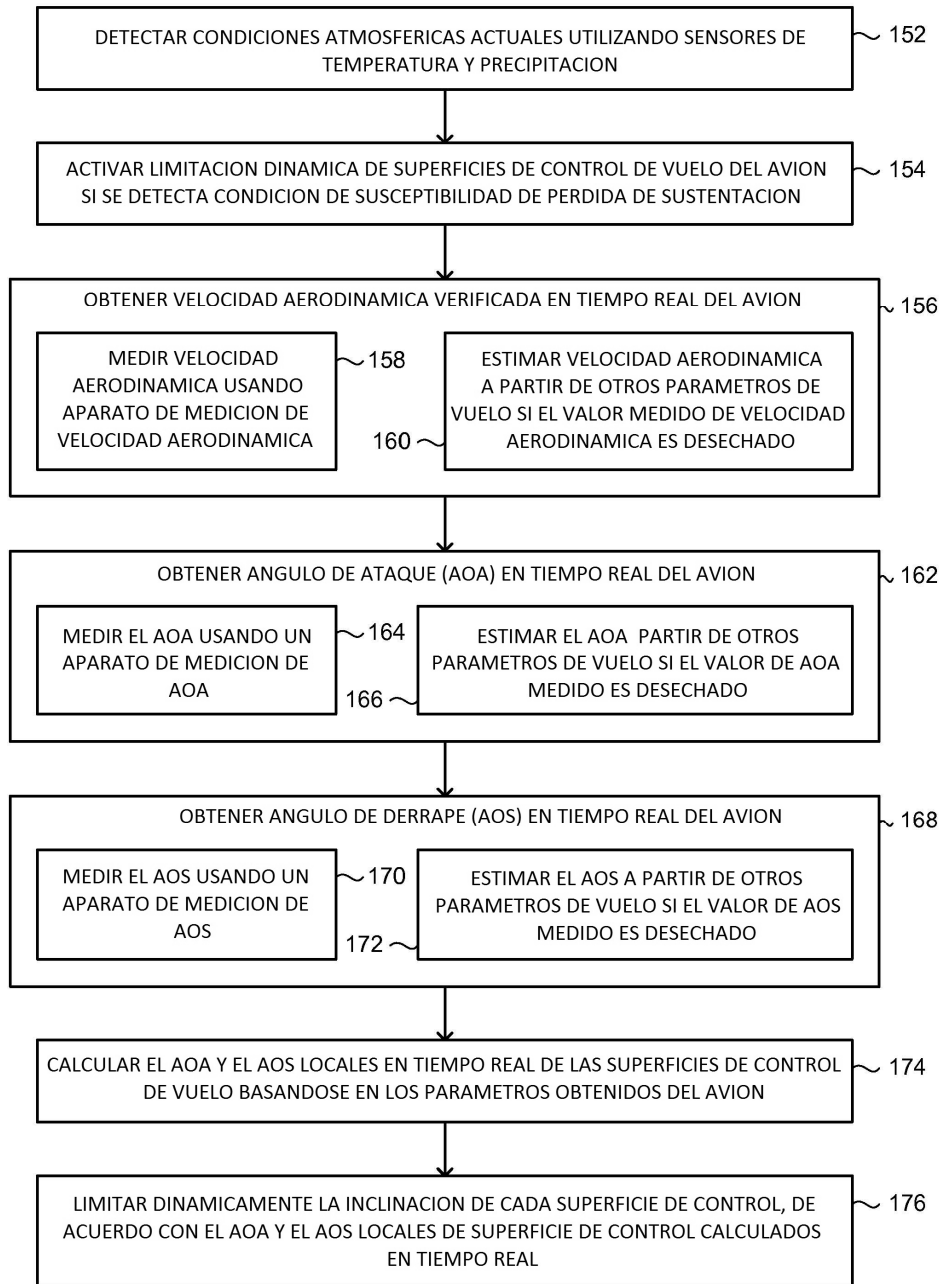


FIG. 6

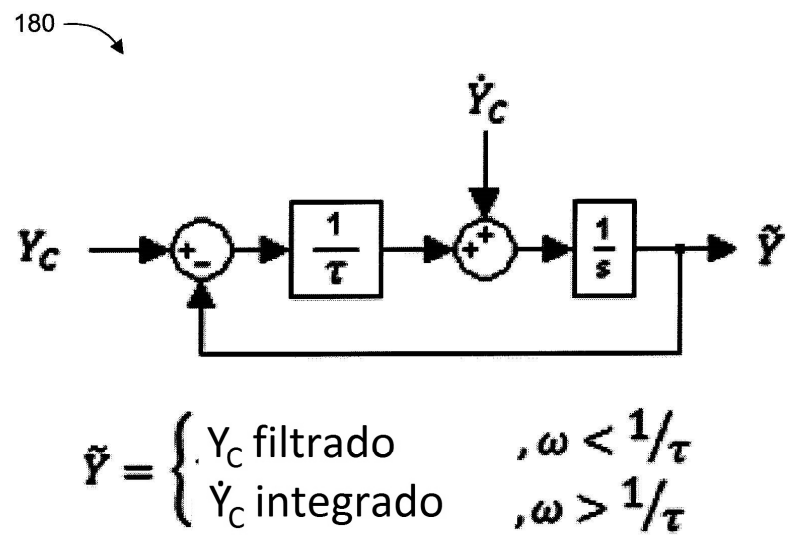


FIG. 7

190

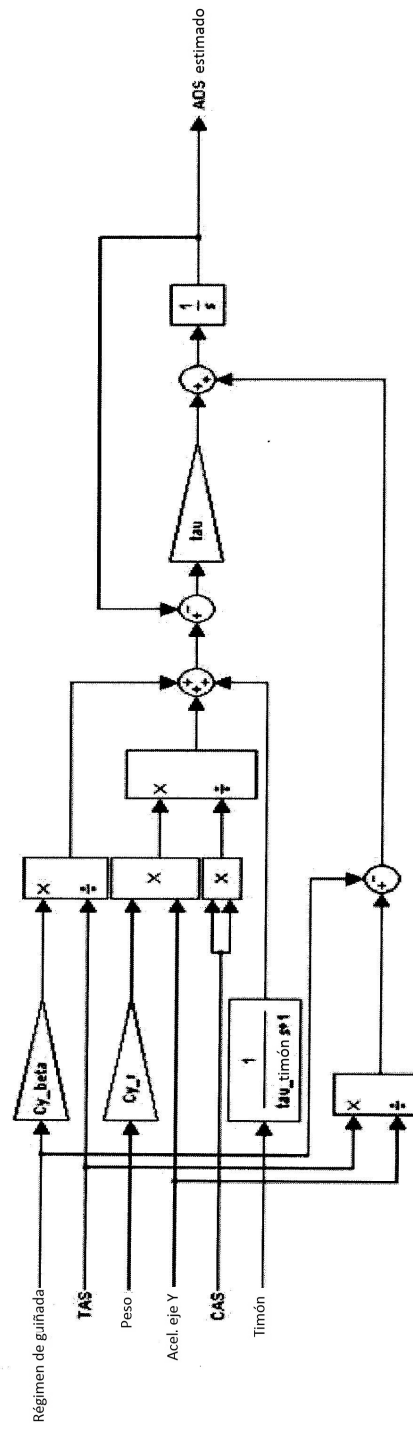


FIG. 8

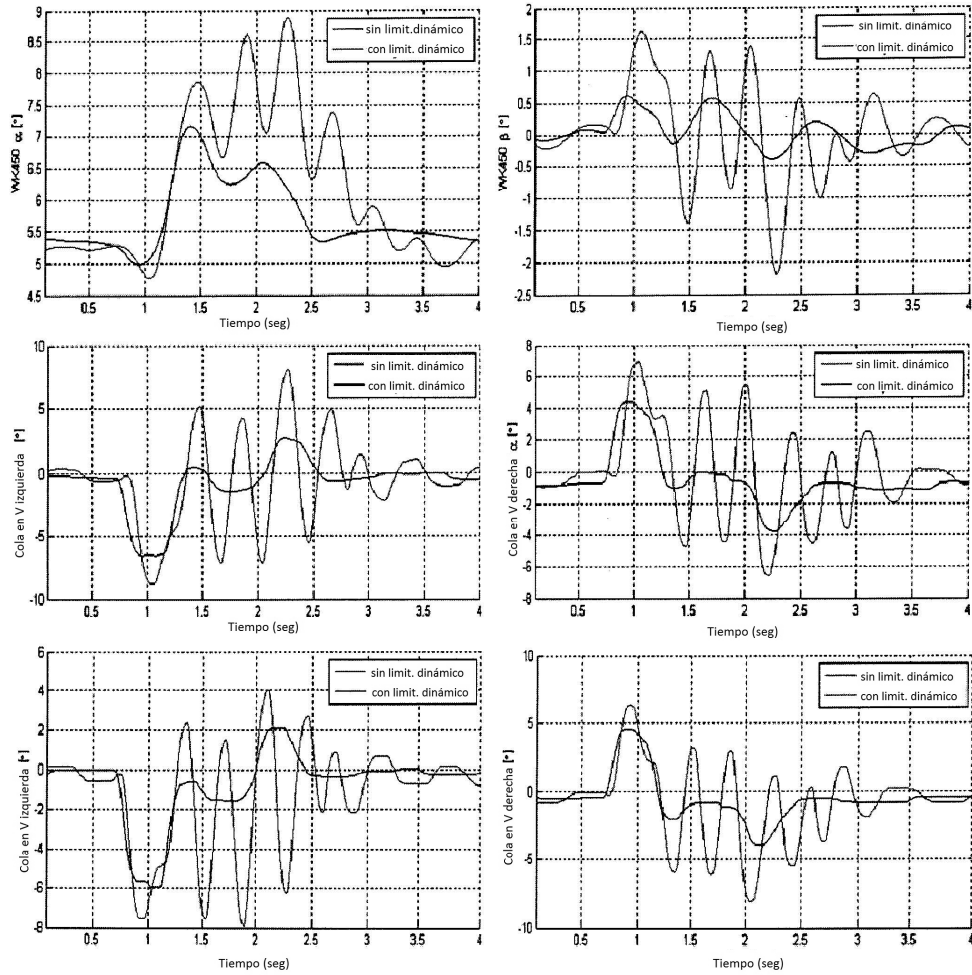


FIG. 9