

19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 393 202**

51 Int. Cl.:

F03D 5/00 (2006.01)

F03D 3/00 (2006.01)

F03D 7/00 (2006.01)

F03D 7/06 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Número de solicitud europea: **06756283 .5**

96 Fecha de presentación: **10.05.2006**

97 Número de publicación de la solicitud: **2016284**

97 Fecha de publicación de la solicitud: **21.01.2009**

54 Título: **Un dispositivo para la producción de energía eléctrica y un proceso para el control automático de dicho dispositivo**

45 Fecha de publicación de la mención BOPI:
19.12.2012

45 Fecha de la publicación del folleto de la patente:
19.12.2012

73 Titular/es:
KITE GEN RESEARCH S.R.L. (100.0%)
VIA B. TELESIO 2
20145 MILANO, IT

72 Inventor/es:
MASSIMO, IPPOLITO

74 Agente/Representante:
LAZCANO GAINZA, Jesús

ES 2 393 202 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

Un dispositivo para la producción de energía eléctrica y un proceso para el control automático de dicho dispositivo

5 La presente invención se refiere a un sistema y a un proceso para controlar automáticamente el vuelo de superficies sustentadoras de un ala de potencia, particularmente para optimizar la producción de energía eléctrica mediante el vuelo de superficies sustentadoras de un ala de potencia conectadas a un sistema del tipo "carrusel".

10 Como se conoce, existe una extensa literatura y un número relevante de soluciones técnicas relacionadas con el control automático durante el vuelo de aeronaves autónomas (UAV). Como se conoce, la posibilidad de que una persona controle el vuelo de una superficie sustentadora de un ala, tal como por ejemplo una cometa, proviene principalmente de la evaluación mediante la vista de la posición y la orientación de una superficie sustentadora de un ala en el espacio, lo que ofrece el conjunto de datos de percepción que permiten modular la maniobra de los cables de tracción. La automatización de la maniobra de las superficies sustentadoras de un ala inevitablemente pasa a través de la reproducción exacta de esta sensibilidad humana. La US 2002/040948A1, la
15 WO 2005/100150A y la EP-A2-0391601 son ejemplos de estas soluciones del arte anterior.

20 El arte y la literatura de referencia sin embargo no muestran soluciones o estudios que se ocupen del control automático del vuelo de superficies sustentadoras de un ala de potencia, en particular llevadas a efecto como "cometa de potencia". De hecho, se considera que los problemas de este control relevante son múltiples y complejos, tales como requerir el uso más adecuado de las más avanzadas metodologías y algoritmos de control. El vuelo de una superficie sustentadora de un ala de potencia y su modelación de hecho se trata del uso de sistemas no lineales multivariables, con especificaciones de control que deben observarse con requisitos relevantes de robustez con respecto a las variaciones paramétricas y a la dinámica los que no pueden modelarse con suficiente precisión. En dependencia de tales características, el sistema de control también debe
25 proporcionar funcionalidades de calibración de control diseñadas en el prototipo virtual, usando medidas experimentales del sistema real, cuando se lleve a efecto. Los problemas planteados al control de sistemas reales mediante aproximaciones de modelos matemáticos del sistema usados para diseñar el control, siempre se han atendido por los investigadores en el campo, desde los trabajos principales de Nyquist y Bode. Sin embargo es sólo a partir de los años 70-80 que se produjo un desarrollo relevante de resultados, capaz de tratar sistemática y cuantitativamente con el efecto de la incertidumbre de los modelos usados para analizar y
30 sintetizar los sistemas de control, dando lugar al enorme desarrollo del área de control robusto. Dado que estas metodologías pueden usarse para resolver una gran parte de los problemas reales, es necesario que tales caracterizaciones se obtengan mediante métodos de identificación adecuados que operan sobre las mediciones realizadas en el sistema real a ser controlado, designados en la literatura de referencia como identificación robusta, identificación orientada al control o identificación de membresía de conjunto. Tales aspectos se han
35 tratado principalmente en los siguientes trabajos:

- Horowitz, "Synthesis of Feedback Control Systems", Academic Press, 1963;
- Menga G., Milanese M., Negro A., "Min-max quadratic cost control of systems described by approximate models", IEEE Trans. en Contr. Aut., 1976;
- J.C. Doyle, "Guaranteed margins for LQG regulators", IEEE Trans. en Contr. Aut., 1978;
- 40 • V.L. Kharitonov, "Asymptotic stability of an equilibrium position of a family of systems of linear differential equations", Ecuaciones Diferenciales, 1979;
- G. Zames, "Feedback and optimal sensitivity", IEEE Trans. en Contr. Aut., 1981-1982;
- H. Kimura, "Robust stabilizability for a class of transfer functions", IEEE Trans. en Contr. Aut., 1984;
- 45 • J.C. Doyle, K. Glover, P.P. Khargonekar, B.A. Francis, "State space solution to standard H-2 and H-inf control problems", IEEE Trans. en Contr. Aut., 1989;
- S.P. Bhattacharyya, H. Chapellat, L.H. Keel, "Robust Control: The Parametric Approach", Prentice Hall, 1995;
- K. Zhou, J. C. Doyle, K. Glover, "Robust and Optimal Control", Prentice Hall, 1996;
- 50 • M. Milanese, R. Tempo, A. Vicino (Eds), "Robustness in Identification and Control", Plenum, London, 1989;
- IEEE Trans. en Contr. Aut., "Special Issue on System Identification for Robust Control Design", 1992;
- A.B. Kurzhanski, V.M. Veliov (Eds), "Modeling Techniques for Uncertain Systems", Birkhauser, 1994;

- B. Ninness and G. C. Goodwin, "Estimation of model quality", Automática, 1995;
- M. Milanese, J. Norton, H. Piet-Lahanier, E. Walter (Eds), "Bounding Approaches to System Identification", Plenum Press, 1996;
- J. R. Partington, "Interpolation, Identification, and Sampling", Clarendon Press, 1997;
- 5 • H. Kimura, M. Milanese (Org.), Invited Session "Model Set Theory in Identification and Control", 38th IEEE CDC, Phoenix, 1999;
- J. Chen, G. Gu, "Control-oriented system identification: an H-infinity approach", John Wiley, 2000;
- Int. Ponencia de Control Robusto y No Lineal, Emisión Especial en "Robust control from data", M. Milanese, M. Taragna Eds., 2004.

10 Además de los artículos y libros anteriores, se documentan contribuciones a nivel internacional para desarrollar metodologías y algoritmos innovadores sobre temas de identificación y control robustos mediante literatura internacional adicional; en particular, los métodos de identificación de modelos aproximados de sistemas lineales y no lineales complejos se tratan en:

- 15 • M. Milanese, G. Belforte: "Estimation theory and uncertainty intervals evaluation in presence of unknown but bounded errors: linear families of model and estimators", IEEE Transacciones en Control Automático, vol. 27, n. 2 de abril de 1982.
- M. Milanese, R. Tempo: "Optimal Algorithms Theory for robust estimation and prediction", IEEE Trans. en CA, agosto de 1985.
- 20 • B.Z. Kacewicz, M. Milanese, A. Vicino: "Conditionally optimal algorithms and estimation of reduced order models" Ponencia invitada 2do Simposio Internacional de Algoritmos Óptimos, New York, 1987. Además Journal of Complexity ol. 4, páginas 73-85, 1988.
- M. Milanese, A. Vicino, "Optimal estimation theory for dynamic systems with set membership uncertainty: an overview", Automática, vol. 27, 997-1009, 1991;
- 25 • L. Giarrè, B. Z. Kacewicz, M. Milanese, "Model quality evaluation in set membership identification", Automática, vol. 33, no. 6, páginas 1133-1139, 1997;
- M. Milanese, M. Taragna, "Optimality, approximation, and complexity in Set Membership H-inf identification", IEEE Transacciones en Control Automático, vol. AC-47(10), páginas 1682-1690, 2002;
- M. Milanese, C. Novara, "Set Membership Identification of Nonlinear Systems", Automática, Vol. 40/6, páginas 957-975, 2004;
- 30 • K. Hsu, M. Claassen, C. Novara, P. Khargonekar, M. Milanese, K. Poolla, "Non-Parametric Identification of Static Nonlinearities in a General Interconnected System", Conferencia Mundial de la Federación Internacional de Control Automático, Praga, 2005.

El control robusto comienza a partir de datos experimentales de acuerdo con:

- 35 • M. Milanese, G. Fiorio, S. Malan, "Robust performances control design for a high accuracy calibration device", Automática, Emisión Especial en Control Robusto, vol. 29, páginas 147-156, 1993;
- S. Malan, M. Milanese, D. Regruto and M. Taragna, "Robust control from data via uncertainty model sets identification", Ponencia Internacional de Control Robusto y No Lineal, Emisión Especial en "Robust control from data", 2004.

40 El control robusto, cuando existen saturaciones, con metodologías que evitan el punto de saturación y MPC se tratan en:

- M. Canale, M. Milanese, "Robust design of predictive controllers in presence of unmodeled dynamics", Ponencia Europea de Control, vol. 9, no. 5, 2003;
- 45 • M. Canale, M. Milanese, Z. Ahmad, E. Matta, "An Improved Semi-Active Suspension Control Strategy Using Predictive Techniques", Proc. IEEE Conferencia Internacional en Tecnologías de la Información & Comunicaciones, Damasco, 2004; y sus aplicaciones en diferentes sectores de aplicación están de acuerdo con:

- M. Milanese, C. Novara, P. Gabrielli, L. Tenneriello, "Experimental Modelling of vertical dynamics of vehicles with controlled suspensions", Congreso Mundial de SAE, Detroit, Michigan, 2004;
 - M. Milanese, C. Novara, "Set Membership Prediction of River Flow", Cartas de Sistemas y Control, Vol. 53/1, páginas 31-39, 2004;
- 5
- A. Chiesa, "Tecniche di controllo Fault Tolerant per velivoli senza pilota (UAV)" Graduating Paper, responsable M. Milanese, Politecnico di Torino, 2004;
 - M. Milanese, C. Novara, L. Pivano, "Structured SM identification of vehicles vertical dynamics", Modelado Matemático y por Computadora de Sistemas Dinámicos (Emisión Especial), 2005.

10 Sin embargo, a partir de lo que se indica anteriormente, no se conocen sistemas y/o procesos para controlar automáticamente el vuelo de superficies sustentadoras de un ala de potencia que funcionen predictivamente, a saber en dependencia de la observación y la previsión de las condiciones de vuelo futuras de las propias superficies sustentadoras de un ala, y que permiten tener en cuenta situaciones críticas y errores debido a la predicción.

15 La solicitud de patente italiana n. TO2003A000945, y la solicitud de patente europea EP 04028646.0 las que reivindican su prioridad, del solicitante describen un sistema para convertir la energía cinética de corrientes eólicas en energía eléctrica a través del control predictivo y adaptativo del vuelo de superficies sustentadoras de un ala de potencia conectadas a un sistema del tipo "carrusel". En tal sistema, sería deseable usar un sistema y un proceso para controlar automáticamente el vuelo de las superficies sustentadoras de un ala de potencia usadas lo que permite accionar en tiempo real las propias superficies sustentadoras de un ala de acuerdo con los modos descritos en las solicitudes anteriores. Sin embargo, en el arte anterior actual, no se conocen sistemas que permitan controlar el vuelo de superficies sustentadoras de un ala usados en el sistema del tipo "carrusel" de manera eficiente.

25 Por lo tanto, el objeto de la presente invención es resolver los problemas anteriores del arte anterior, proporcionando un sistema y un proceso para controlar automáticamente el vuelo de superficies sustentadoras de un ala de potencia de una manera predictiva de acuerdo con una "estrategia de control preferida" basada en la observación y la previsión de condiciones de vuelo futuras de las superficies sustentadoras de un ala, tomando en cuenta situaciones críticas y errores debido a la predicción, que permite evitar máximos locales, oscilaciones e inestabilidades de accionamiento.

30 Otro objeto de la presente invención es proporcionar un sistema y un proceso para controlar automáticamente el vuelo de las superficies sustentadoras de un ala de potencia usadas en el sistema del tipo "carrusel" descrito en la solicitud de patente italiana n. TO2003A000945 y en la solicitud de patente europea n. EP 04028646.0.

35 Los anteriores y otros objetos y ventajas de la invención, como aparecerán a partir de la siguiente descripción, se obtienen con un dispositivo para la producción de energía eléctrica que tiene un sistema para controlar automáticamente el vuelo de superficies sustentadoras de un ala de potencia como se reivindica en la reivindicación 1.

Aún más, los anteriores y otros objetos y ventajas de la invención se obtienen con un proceso de acuerdo con la reivindicación 27 para controlar automáticamente el dispositivo.

Las modalidades preferidas y las variaciones no triviales de la presente invención son la materia sujeto de las reivindicaciones dependientes.

40 La presente invención se describirá mejor mediante algunas modalidades preferidas de la misma, proporcionadas como un ejemplo no limitante, con referencia a los dibujos adjuntos, en los que:

- La Fig. 1 es un diagrama de bloques que muestra los componentes principales del sistema para controlar automáticamente el vuelo de superficies sustentadoras de un ala de potencia de acuerdo con la presente invención;
- 45
- La Fig. 2a es un diagrama que muestra un sistema de referencia relacionado con una superficie sustentadora de un ala de potencia limitada a un sistema conocido del tipo "carrusel";
 - La Fig. 2b es un gráfico que muestra la descomposición vectorial de un vector que muestra una aceleración de la gravedad;
- 50
- La Fig. 3 es un diagrama que muestra el área de navegación de una superficie sustentadora de un ala de potencia con respecto a la dirección y el sentido de una corriente eólica;
 - La Fig. 4a es un diagrama que muestra un objetivo de vuelo tridimensional de una superficie sustentadora de un ala de potencia del proceso de acuerdo con la presente invención;

- La Fig. 4b muestra una vista en planta del diagrama en la Fig. 4a;
- La Fig. 5 muestra el diagrama de la Fig. 4 equipado con algunos parámetros del proceso de acuerdo con la presente invención; y
- La Fig. 6 muestra una vista superior del sistema del tipo "carrusel" conocido en algunas etapas de vuelo de una superficie sustentadora de un ala accionada a través del sistema y/o el proceso de acuerdo con la presente invención.

En la siguiente descripción, el dispositivo y el proceso de acuerdo con la presente invención se describirán como se aplican preferentemente, simplemente como un ejemplo, al control automático del vuelo de superficies sustentadoras de un ala de potencia usado de acuerdo con lo que se describe en la solicitud de patente italiana n. TO2003A000945 y en la solicitud de patente europea EP 04028646.0. Consecuentemente, debido a cuestiones obvias de brevedad, para una descripción detallada de los componentes que se mencionarán a continuación y que son comunes con el sistema del tipo "carrusel" conocido, debe hacerse referencia a las solicitudes anteriores.

En tal contexto, se asume que el vuelo de al menos una superficie sustentadora de un ala de potencia se controla mediante una unidad de accionamiento equipada con cabrestantes alternativamente motorizados a los que la propia superficie sustentadora se conecta a través de dos respectivos cables de accionamiento, como se describe en la TO2003A000945 y en la EP 04028646.0.

Con referencia a la Fig. 1, es posible notar que el sistema 1 para controlar automáticamente el vuelo de al menos una superficie sustentadora de un ala de potencia 2 del dispositivo de acuerdo con la presente invención comprende:

- unos primeros medios de detección 3 a bordo de la superficie sustentadora de un ala de potencia 2 adaptados para detectar unas primeras partes de la información 3a que tratan con al menos la posición y la orientación en el espacio de la propia superficie sustentadora 2 y las aceleraciones en tres ejes a las que ésta se somete;
- unos segundos medios de detección 5 en el suelo adaptados para detectar segundas partes de la información 5a que tratan con al menos la cantidad de tensión en los cables de accionamiento de la superficie sustentadora de un ala 2 y la posición del contrapeso de la unidad de accionamiento 9;
- unos medios de procesamiento y control 7 de las primeras 3a y segundas 5a partes de la información, adaptados para transformar el contenido de tales partes de información en un accionamiento mecánico que opera sobre los cabrestantes de la unidad de accionamiento 9 para accionar la superficie sustentadora de un ala 2 a lo largo de una trayectoria de vuelo la que maximiza el efecto de "elevación" generado en la superficie sustentadora de un ala 2 por la corriente eólica en la que ésta está inmersa y maximiza la cantidad de energía cinética sustraída de la corriente eólica; de hecho es posible demostrar que, si la superficie sustentadora de un ala de potencia es libre de barrer el frente del viento de la corriente eólica en un modo de "elevación", no sólo la tracción que ella puede ejercer sobre los cables de accionamiento (y por lo tanto posiblemente sobre los brazos del sistema de "carrusel") es enormemente mayor que la ejercida manteniendo la superficie sustentadora de un ala aún en el punto de máxima resistencia al viento aprovechando el efecto de "arrastre", pero se elimina completamente el área en la que las superficies sustentadoras de un ala tienen un efecto de freno sobre la rotación del posible sistema de "carrusel"; en particular, los medios de procesamiento y control 7 comprenden un motor geométrico 7a adaptado para procesar tales primeras partes de información 3a para devolver la información 7c acerca de la posición, la aceleración y la orientación de la superficie sustentadora de un ala 2 hacia un control numérico 7b, de un tipo sustancialmente convencional, adaptado para operar 9a sobre los cabrestantes de la unidad de accionamiento 9 para controlar la fuerza de tracción sobre los cables de accionamiento; y
- un sistema de transmisión de las primeras partes de información 3a hacia los medios de procesamiento y control 7, y en particular hacia el motor geométrico 7a.

Más aún, el dispositivo de acuerdo con la presente invención pudiera comprender un accionador de disipación de inestabilidad llevado a efecto de acuerdo con la teoría de control robusto.

Con el objetivo de entender mejor los modos con los que las primeras partes de información 3a se recopilan directamente mediante los primeros medios de detección 3, cuyas otras partes de información pueden obtenerse indirectamente a partir de las primeras piezas de información 3a y consecuentemente cuyos tipos de primeros medios de detección 3 pueden usarse en el sistema 1 de acuerdo con la presente invención, puede ser útil examinar brevemente la parte geométrica de la información la que caracteriza la posición de la superficie sustentadora de un ala 2 en el espacio. Con referencia por lo tanto a la Fig. 2a, es posible notar que cada superficie sustentadora de un ala 2 la que sale de un brazo 20a de un sistema 20 del tipo "carrusel" de las solicitudes TO2003A000945 y EP 04028646.0 describe, a través de los dos cables de accionamiento 21 que la

limitan al suelo y la línea imaginaria L la que une sus extremos, un triángulo OAB que yace en un plano en el espacio. El estudio de la aerodinámica introduce los conceptos de balanceo, cabeceo y guiñada, en general de la posición de vuelo de la aeronave. En el caso de una superficie sustentadora de un ala 2, hay una restricción representada por la boquilla de salida de los cables de accionamiento 21 desde el brazo 20a la que obliga a renunciar a la terminología clásica (guiñada, balanceo, cabeceo). Tomemos entonces en cuenta un sistema de coordenadas de referencia ideal XYZ_{ref} integral con el brazo 20a del sistema 20, de manera que la aceleración de la gravedad tiene una componente a lo largo de un solo eje Z. Tomemos además en cuenta la línea imaginaria que une el extremo del brazo 20a al punto medio de la superficie sustentadora de un ala 2. Este segmento, indicado anteriormente, describe un ángulo α con el plano horizontal XY_{ref} , y un ángulo γ el que puede localizarse comenzando a partir del eje X_{ref} proyectando el segmento sobre el plano horizontal XY_{ref} . Los ángulos α y γ definen la posición de la superficie sustentadora de un ala 2 en el espacio. La parte geométrica de la información sin embargo se completa sólo cuando también se introduce el concepto de orientación. Con el objetivo de definirlo, tomemos en cuenta nuevamente el triángulo descrito anteriormente. El triángulo OAB yace sobre un plano cuya posición con respecto al sistema de referencia del suelo cambia en el tiempo en dependencia del vuelo de la superficie sustentadora de un ala 2. El término orientación de la superficie sustentadora de un ala 2 por lo tanto define el ángulo β descrito por el plano sobre el que yacen el triángulo y el plano horizontal XY_{ref} , excepto los ángulos α y γ . Aunque con el objetivo de deducir la posición y la orientación de la superficie sustentadora de un ala 2 en el espacio, puede adoptarse un sistema de vista óptico en tierra artificial, éste pudiera afectarse constantemente por el posible tránsito de nubes o la ausencia de una atmósfera límpida, estos problemas se sienten más aún si el sistema 1 se usa junto con el sistema 20 del tipo "carrusel" caracterizado por alturas de vuelo de operación altas de la superficie sustentadora de un ala 2.

Preferentemente, por lo tanto, con el objetivo de deducir la posición y la orientación de la superficie sustentadora de un ala 2 en el espacio y las aceleraciones a las que ésta se somete, los primeros medios de detección 3 comprenden acelerómetros de tres ejes del tipo MEMS en combinación con al menos una brújula electrónica. Esta última puede llevarse a efecto con un magnetómetro, del tipo de saturación o de otro tipo, capaz de proporcionar una solución confiable, mucho más precisa que la que pudiera obtenerse mediante visión artificial incluso bajo condiciones de visibilidad perfectas. En particular, la superficie sustentadora de un ala 2 se equipa con al menos un magnetómetro y al menos dos acelerómetros de tres ejes ubicados en los extremos de la superficie sustentadora de un ala, preferentemente próximos a donde los cables de accionamiento unen las paredes de la superficie sustentadora de un ala. Con los acelerómetros a bordo la superficie sustentadora de un ala resuelve por lo tanto las funciones de:

- proporcionar el sistema 1 con la capacidad de reconocer la posición y la orientación en el espacio de la superficie sustentadora de un ala;
- suministrar datos de aceleración multidimensional e instantánea, útiles para la correcta retroalimentación del lazo de control del proceso de acuerdo con la presente invención, descrito más adelante, implementado a través del sistema 1;
- corregir la posible falsa percepción del vector de gravedad, provocada por fuertes aceleraciones aerodinámicas.

Los magnetómetros completan la provisión de partes de información con la única que no está necesariamente al alcance del sistema de acelerómetros, a saber la rotación de la superficie sustentadora de un ala 2 alrededor del eje de gravedad.

Los acelerómetros del tipo usado en el sistema 1 son sensibles a un amplio espectro de aceleraciones las que varían desde aceleración estática, tal como aceleración de la gravedad, hasta fenómenos con características de frecuencia de unos pocos kHz.

El acelerómetro de tres ejes obviamente define un sistema cartesiano de referencia XYZ_A propio, similar al mostrado en la Fig. 2b. Imaginando un instante en el que tal sistema de referencia coincide con el sistema cartesiano de coordenadas de referencia ideal XYZ_{ref} , la sensibilidad a la aceleración de la gravedad (estática) permite de *facto* distinguir una variación de la aceleración debida a sólo la inclinación del acelerómetro (la que implica una variación de la dirección Z_A con respecto a Z_{ref}) a partir de una variación debida al desplazamiento real del origen del sistema de referencia XYZ_A , definida como aceleración aerodinámica y la que representa el vuelo de la superficie sustentadora de un ala de potencia.

En general, el acelerómetro de tres ejes tendrá una posición casual en el espacio. El vector g el que describe la aceleración de la gravedad, con un módulo, dirección y sentido constante, puede por lo tanto descomponerse en sus tres componentes a lo largo de los versores paralelos a los tres ejes X_A, Y_A, Z_A . Obviamente, la posición del vector de gravedad g en el sistema de coordenadas XYZ_A también puede expresarse en coordenadas esféricas, dependiendo de los ángulos φ y θ y el módulo de g (9.8 m/s^2), mediante el siguiente cambio de coordenadas:

$$X_{ga} = g * \cos \varphi * \sin \theta$$

$$Y_{ga} = g * \sin \varphi * \cos \theta$$

$$Z_{ga} = g \cdot \cos \theta$$

de las que se obtiene lo siguiente:

$$\varphi = \operatorname{atan}^2 (X_{ga}, Y_{ga})$$

$$\theta = \operatorname{asen} (X_{ga})$$

5 donde atan^2 es la función arcotangente(x) con la resolución de ambigüedad $(+/-)\pi/2$.

10 Cada acelerómetro se somete a la contribución de dos aceleraciones. La aceleración de la gravedad, descrita anteriormente, se suma vectorialmente a la aceleración aerodinámica debida al movimiento real de la superficie sustentadora de un ala con respecto al sistema de referencia fijo XYZ_{ref} . Los primeros medios de detección 3 pueden por lo tanto adaptarse para implementar, en su propia inteligencia a bordo de la superficie sustentadora de un ala, algoritmos adecuados cuyo propósito es distinguir la aceleración de la gravedad de la aceleración aerodinámica, comunicar por un lado las coordenadas esféricas que apuntan la descomposición del vector de gravedad con respecto al sistema de coordenadas del acelerómetro (y por lo tanto la inclinación del acelerómetro con respecto al sistema de referencia fijo), y por otro lado, la evaluación en tiempo real de la aceleración aerodinámica. La medición de tal aceleración permite, en primer lugar, implementar técnicas de control en tiempo real que son obligatorias para accionar rápidamente el vuelo de las superficies sustentadoras de un ala, como se verá más adelante en la descripción del proceso de control de acuerdo con la presente invención. Tal medición permite además corregir instantáneamente los ángulos necesarios φ y θ para evaluar la orientación del acelerómetro, mientras que la integración de los datos de aceleración permite una evaluación adicional de la trayectoria de vuelo de la superficie sustentadora de un ala, completando de facto toda la información relacionada con su conocimiento.

20 La necesidad de proporcionar la superficie sustentadora de un ala con al menos dos acelerómetros se deriva del hecho de que es necesario distinguir los movimientos de la superficie sustentadora de un ala los que pueden considerarse como rotaciones alrededor de uno de sus extremos. En este caso, sólo un acelerómetro ensamblado, por ejemplo, en el centro de la superficie sustentadora de un ala, percibiría una velocidad tangencial la que puede aproximarse con $v_t = \omega \cdot r$, donde ω es la velocidad de rotación del movimiento circular relevante, mientras que r representa la distancia del acelerómetro desde el centro de rotación (en este caso, la mitad del ancho de la superficie sustentadora de un ala). Tal velocidad no describe correctamente el movimiento de la superficie sustentadora de un ala, cuyo extremo "libre" describe una trayectoria circular con una velocidad tangencial doble $v_t = \omega \cdot r$ y una aceleración centrípeta igual a $a_c = v_t^2/r$. Los dos acelerómetros dispuestos sobre la superficie sustentadora de un ala por lo tanto llevan a efecto una plataforma inercial de seis ejes con un alto rendimiento y una alta frecuencia de corte, la que es capaz de reconocer movimientos en seis ejes y describir la posición y la orientación de la propia superficie sustentadora de un ala.

25 Las rotaciones alrededor de un eje lo que no implica variaciones en la dirección del eje el que es paralelo a Z_{ref} , sin embargo puede percibirse mediante esta configuración de acelerómetros sólo de manera integral. Es por lo tanto necesario proporcionar la superficie sustentadora de un ala con al menos un magnetómetro para compensar la deriva debida a la doble integración. Los dos acelerómetros junto con el punto de salida de los cables 21 del brazo 20a describen un triángulo completamente conocido, la longitud de cada lado siendo conocida. El único dato desconocido es el ángulo incluido entre el brazo y el par de cables 21 (considerar la bisectriz del ángulo agudo incluido entre los dos cables 21) proyectado sobre el plano horizontal XY_{ref} . Tal ángulo puede evaluarse más cómodamente desde el suelo, midiéndolo directamente en el punto de salida de los cables del brazo.

30 Como se dijo, los segundos medios de detección 5 se adaptan para detectar las segundas partes de la información 5a que trata al menos con la cantidad de tensión en los cables de accionamiento de la superficie sustentadora de un ala 2 y la posición, real o simulada por los cabrestantes de la unidad de accionamiento 9, del contrapeso; en particular, una función del contrapeso es absorber y almacenar potencial o eléctricamente el exceso de energía el que puede generarse debido a un viento demasiado fuerte, y devolverla en las etapas en las que la superficie sustentadora de un ala está bajo condiciones de pérdida de sustentación con respecto al viento. Los segundos medios de detección 5 pueden por lo tanto comprender "galgas de tensión" para medir la deflexión de los cables de accionamiento y los codificadores en los cabrestantes de la unidad de accionamiento; tales codificadores, posiblemente asociados con un motor alternativo, también pueden usarse para detectar la longitud del cable de accionamiento desenrollado desde los cabrestantes, y consecuentemente la distancia desde la superficie sustentadora de un ala hasta la unidad de accionamiento, y la longitud diferencial entre los dos cables de accionamiento de una misma superficie sustentadora de un ala. Aún más, los segundos medios de detección 5 pueden también comprender sensores de proximidad adaptados para detectar el ángulo entre los cables de accionamiento en la salida de la boquilla del brazo del sistema de "carrusel".

35 Los segundos medios de detección 5 pueden comprender también el sistema de visión artificial óptico en tierra o de microondas, para la posición de la superficie sustentadora de un ala. La visión óptica en tierra, con respecto a la de microondas, tiene la desventaja no despreciable de depender del tránsito de nubes las que ocultan de la vista la superficie sustentadora de un ala. Un sistema de visión artificial eficiente sin embargo proporciona una

contribución importante en términos de seguridad, suministrando la información necesaria para evitar colisiones con helicópteros y aeronaves pequeñas en general.

A partir de las primeras 3a y segundas 5a partes de información respectivamente medidas por los primeros 3 y los segundos 5 medios de detección, la posición de la superficie sustentadora de un ala en el espacio puede de cualquier manera obtenerse de al menos tres maneras diferentes:

1. a) procesar los datos que llegan desde los acelerómetros y los magnetómetros a través del motor geométrico; en particular, la longitud del vector de posición de la superficie sustentadora de un ala puede obtenerse a través de la doble integración de la señal de aceleración;
2. b) combinar los datos los que pueden obtenerse a partir de los codificadores de los cabrestantes con la medición de ángulos entre los cables y el brazo la que puede obtenerse en el extremo del brazo; debe notarse que desde el extremo del brazo, sólo pueden evaluarse los ángulos que el par de cables de accionamiento, como un todo, generan con el propio brazo;
3. c) usar el sistema de visión artificial: en este caso, sin embargo, al retardo de derivar la información, debe adicionarse el retardo debido a adquirir y componer las imágenes.

Similarmente, la orientación de la superficie sustentadora de un ala en el espacio puede obtenerse tanto procesando los datos de los acelerómetros como por medio del sistema de visión artificial.

La aceleración, en cambio, debe obtenerse necesariamente a bordo de la superficie sustentadora de un ala, debido al hecho de que el retardo introducido por el cálculo de la segunda derivada a partir de la posición es incompatible con las técnicas de control en tiempo real las que son obligatorias para accionar el vuelo de las superficies sustentadoras de un ala. Esto implica que la inteligencia a bordo de la superficie sustentadora de un ala se convierte en una parte integral del sistema de control 1.

En una modalidad alternativa, también es posible proporcionar el uso de polímeros reológicos en la estructura de la superficie sustentadora de un ala, con el propósito de llevar a efecto los sistemas de accionamiento directamente a bordo; en tal caso, es posible proporcionar que los primeros medios de detección comprendan otros sensores los que son capaces de proporcionar señales derivadas mediante retroalimentación a partir de materiales compuestos con el objetivo de contribuir o detectar la posición de la superficie sustentadora de un ala en el espacio.

Debido a lo que se indicó anteriormente, la medición de la posición y la orientación de la superficie sustentadora de un ala es por lo tanto apta para ser redundante; en particular, la evaluación de la aceleración comenzando a partir de la información directa de la posición y la orientación, aunque no siendo eficiente en términos de redundancia en tiempo real, puede contribuir para formar el diagnóstico de redundancia del sistema para evaluar las características de vuelo de la superficie sustentadora de un ala.

En este contexto, puede darse relevancia particular a metodologías inventivas para diseñar sensores virtuales ubicados junto con los primeros y/o segundos medios de detección del sistema 1. Realmente, muchas de las cantidades medidas por los sensores de los primeros y segundos medios de detección pudieran, en caso de falla del sensor específico, también estimarse a partir de las mediciones de los otros sensores mediante observadores/filtros de Kalman diseñados en dependencia de un modelo adecuado del comportamiento dinámico de las superficies sustentadoras de un ala. Las ventajas de ser capaz de realizar los niveles de redundancia deseados usando un sensor virtual en lugar de alguno de los sensores reales es evidente, en general dependiendo del costo de los sensores físicos y de los problemas relacionados con la instalación y la comunicación con el sistema de control. Estas ventajas son particularmente relevantes para sensores a bordo de la superficie sustentadora de un ala, en los que se adicionan ventajas en términos de peso y consumo de energía. En tal sentido, pueden integrarse experiencias derivadas de la aplicación de sensores virtuales en el campo aeronáutico, como se describe en "Rilevazione, isolamento e recupero of the guasti of the sensori di assetto di aeromobili", Tesis de Graduación, Responsables: M. Milanese (Dip. Automatica e Informatica), S. Chiesa (Dip. Ingegneria Aerospaziale), M. Birindelli (Alenia), Politecnico di Torino, 2003 por E. Corigliano, y en el campo automotriz, como se describe en "Experimental results in vehicle sideslip angle estimation" SAE 2006, Detroit di M. Milanese, D. Regruto, e A. Fortina.

El control numérico 7b el que acciona las superficies sustentadoras de un ala necesita información confiable y en tiempo real de la aceleración y la posición. En particular, las aceleraciones de tres ejes las que describen el comportamiento, en el espacio tridimensional, de la superficie sustentadora de un ala, debe necesariamente adquirirse a bordo de la propia superficie sustentadora de un ala, por lo tanto, a una altura.

De ello sigue la necesidad de que el sistema de transmisión de las primeras partes de la información 3a entre la superficie sustentadora de un ala y los medios de procesamiento y control 7 cumpla con especificaciones estrictas en términos de rendimiento y absorción de energía. Con el objetivo de cumplir con tales requisitos, y preferentemente excluyendo la más obvia conexión galvánica entre la superficie sustentadora de un ala y los medios de procesamiento y control en tierra 7 para no llevar a efecto un camino favorable para posibles

descargas atmosféricas, el sistema de transmisión puede integrarse en los cables de accionamiento de la superficie sustentadora de un ala mediante al menos una fibra óptica de datos.

La inserción de fibras ópticas en cables debe sin embargo tener en cuenta que los cables de accionamiento son generalmente con una fibra de alto módulo y que el ambiente de trabajo es difícil tanto para el kevlar como para el polietileno UHMW. Como se conoce, el kevlar puede tener filtraciones y tiende a absorber agua, lo que pudiera implicar un aumento de la conductividad eléctrica en caso de lluvias ácidas o contaminantes locales, haciendo necesario el uso de vainas o trenzas de protección, por ejemplo hechas de THFT, las que también pudieran realizar una función de prevención de abrasión. En este caso, la ubicación natural de la fibra óptica sería entre la funda y el haz de fibras, prestando atención a dar cierta libertad en la longitud con el objetivo de no someter al componente óptico a las mismas distorsiones elásticas del cable.

En caso de polietileno UHMW, las consideraciones dadas para el kevlar siguen siendo válidas, pero al problema de su aplicación debe adicionarse, el así llamado "estiramiento", a saber la elongación irreversible en el tiempo bajo esfuerzos, lo que pudiera imponer una frecuente sustitución de los cables equipados con fibras ópticas reduciendo de esta manera el tiempo de trabajo real. Sin embargo existen materiales que pueden asociarse con polietileno, los que reducen el problema, los que pueden tenerse en cuenta en combinación con la posible ondulación de la fibra óptica en el interior del propio haz UHMW. Sin embargo es necesario subrayar que la sección aumenta con el cuadrado del diámetro, y por lo tanto la carga de trabajo de los cables debería fácilmente dimensionarse en dependencia de la fuerza máxima requerida, sin incurrir en estiramiento y sin aumentar la fuerza de arrastre aerodinámica, a saber la resistencia que los cables ofrecen a la penetración de aire. Aún más, pudiera ser una solución útil un modelado geométrico de la sección de cables de la superficie sustentadora de un ala con el objetivo de hacerlos asumir formas con menor arrastre y más elevación.

Otras fibras ópticas en cables pudieran usarse para suministrar potencia a los primeros medios de detección a bordo de la superficie sustentadora de un ala. Introducir, en una fibra multimodo de baja pérdida, una cantidad suficiente de luz en el lado de tierra, la luz pudiera reconvertirse a través de un micro módulo fotovoltaico, por ejemplo hecho de GaAS, en el lado de la superficie sustentadora de un ala.

Alternativamente, el sistema de transmisión puede permitir la transmisión de las primeras partes de la información en radiofrecuencia, tal solución ciertamente apareciendo como el método más natural para una comunicación que necesita evitar conexiones eléctricas, pero puede ser exigente desde el punto de vista energético.

Incluso si las fibras ópticas resuelven la transmisión de información, pudiera ser obligatorio de cualquier manera mantener el recurso adicional representado por la transmisión de radiofrecuencia por razones de redundancia. Si la radiocomunicación representa por lo tanto una solución de respaldo con respecto a la comunicación a través de fibras ópticas, un perro guardián pudiera ordenar su activación, teniendo cuidado de posibles interrupciones de los reconocimientos del flujo óptico.

Obviamente, el sistema de transmisión de radiofrecuencia puede usar una variedad extremadamente amplia de protocolos de comunicación para enviar las primeras partes de la información hacia los medios de procesamiento y control en tierra. Usando por ejemplo un protocolo de secuencia continua unidireccional, el nivel de comunicación bajo, la capa física, sería el mediador de radiofrecuencia, el que puede ser un simple modulador de FSK de información digital proporcionado por los sensores y activo continuamente, sin embargo implicando una absorción continua de energía. Sin embargo es posible proporcionar algunas soluciones para reducir el tiempo y la potencia necesarios para transmitir la información, tales como las que siguen:

- antenas direccionales de alta ganancia: una antena que no adiciona resistencia al flujo de aire puede obtenerse con cables que cumplen con geometrías existentes: los lugares adecuados pueden ser la longitud del cable próximo a la superficie sustentadora de un ala, o la pared de la superficie sustentadora de un ala. Estas dos ubicaciones tendrían las ventajas de estar siempre dirigidas hacia la unidad de accionamiento, la que alojaría la antena receptora correspondiente que se comunica con los medios de procesamiento y control;
- supresión de portadora: ésta es una solución conocida como transmisión de banda lateral única la que permite un elevado ahorro de energía, sin embargo reduciendo la tasa de bits que puede transmitirse;
- activación asincrónica: ésta solución requiere un software especial a bordo del transmisor el que evalúa el significado de la secuencia de datos, transmitiendo información sólo en los momentos más significativos, adoptando el concepto de tramas claves de compresión de vídeo. La ventaja pudiera ser importante, debido a que los factores de reducción de la demanda de energía pudieran obtenerse lo que puede calcularse similarmente a los factores de compresión de datos.

Alternativamente, puede usarse un protocolo de paquetes de datagramas, similar al que se usa en Internet para transferir flujos de datos sin los chequeos característicos de secuencia y validez, adecuados para la transmisión de películas y radio. Dado que el protocolo es bidireccional, la carga de chequear el ritmo de comunicación y la absorción eléctrica relacionada pudiera transferirse hacia el control de la estación receptora, el que pudiera

encuestar los sensores solamente en caso de necesidad o para volver a alinear el modelo dinámico del sistema de control con el estado real.

Alternativamente, puede usarse un protocolo de transporte negociado asincrónico, el que es más complejo de implementar, pero es capaz de unir juntas todas las ventajas de las soluciones descritas anteriormente. Éste es de hecho un protocolo bidireccional muy ligero y nervioso el que pudiera originar la comunicación tanto desde el lado de los primeros medios de detección como desde el lado de los medios de procesamiento y control. La ausencia de una pila trae consigo el hecho de no tener latencias que pudieran afectar la tasa de bits.

En una alternativa adicional, es posible proporcionar para su uso un sistema de transmisión de ultrasonidos.

De cualquier manera, los dos acelerómetros juntos con el magnetómetro a bordo de la superficie sustentadora de un ala producen siete flujos de información a miles de muestras por segundo. Tal secuencia de datos sin procesar desde la superficie sustentadora de un ala hacia el suelo, además de ser excesivo para la transmisión, es sustancialmente inútil para el motor geométrico: el motor geométrico debe en la práctica reciclar con una frecuencia compatible con las constantes del tamaño y el tiempo del sistema, proporcionando continuamente los datos de posición actualizados al control numérico, y pretende datos más razonados como entrada. Para tal propósito, puede proporcionarse usar medios de preprocesamiento 11 adaptados para realizar un preprocesamiento de todos o parte de las primeras partes de la información 3a a bordo de la superficie sustentadora de un ala para proporcionar primeras partes de la información preprocesadas 3a' adaptadas tanto para la transmisión como para un procesamiento más fácil por el motor geométrico 7a. Para tal propósito, los acelerómetros pueden equiparse con medios DSP (Procesamiento Digital de Señal) de preprocesamiento integrado 11.

Aún más, como se indicó anteriormente, los acelerómetros de tipo MEMS usados para recopilar información útil para conocer la trayectoria de vuelo de la superficie sustentadora de un ala son sensibles tanto a las aceleraciones estáticas (de gravedad) como a las aceleraciones dinámicas. Teniendo que usar la aceleración de la gravedad (estática) para medir ángulos útiles para obtener la posición y la orientación de la superficie sustentadora de un ala, aquí se produce el problema de aislar la aceleración estática de intensas aceleraciones aerodinámicas a las que se somete la superficie sustentadora de un ala. Esta actividad puede realizarse mediante un algoritmo adecuado el que debe necesariamente reciclar a velocidades que son incompatibles con la velocidad de transmisión hecha disponible por el sistema de transmisión y por lo tanto debe implementarse por los medios de preprocesamiento 11 a bordo de la superficie sustentadora de un ala.

El dispositivo de acuerdo con la presente invención comprende además al menos un sistema de alimentación de los primeros medios de detección y de los componentes del sistema de transmisión a bordo de la superficie sustentadora de un ala; obviamente, tales primeros medios y componentes pudieran autoalimentarse a través de sus propias baterías. Sin embargo es necesario tener en cuenta el hecho de que el sistema 1 de acuerdo con la presente invención, sobre todo si se usa en asociación con el sistema de "carrusel", pudiera requerir autonomías de energía muy altas, con el objetivo de evitar tener que bajar la superficie sustentadora de un ala a tierra con una frecuencia demasiado alta para reemplazar o recargar las baterías, con la consecuente carga de tener que detener la operación del sistema de "carrusel". Aún más, es útil tener en cuenta que el sistema 1 debería ser capaz de funcionar en contacto con fuerzas y eventos naturales, tales como lluvia, nieve, hielo, grandes variaciones del viento, descargas atmosféricas, día, noche, sol. Con el objetivo de facilitar la demanda de energía limitada a bordo de las superficies sustentadoras de un ala, se han proporcionado soluciones alternativas para la autoalimentación, las que aprovechan el sol y los elementos de viento aparente. El sistema de alimentación de hecho puede comprender módulos fotovoltaicos de película delgada, sobre un soporte plástico, el que puede aplicarse ventajosamente sobre la superficie sustentadora de un ala sin modificar sus características aerodinámicas y su peso. Estos módulos deberían obviamente producir una cantidad suficiente de energía para alimentar la electrónica a bordo, aumentando la capacidad de recarga de posibles acumuladores durante la noche.

Alternativamente, es posible aprovechar el flujo de viento aparente el que siempre es disponible alrededor de la superficie sustentadora de un ala; el sistema de alimentación pudiera por lo tanto comprender al menos una microturbina eólica enchavetada a un pequeño generador de imán permanente y alimentada por el viento aparente.

La presente invención además se refiere a un proceso para controlar automáticamente el dispositivo, preferentemente a través de un sistema 1 como el descrito previamente. En particular, el proceso de acuerdo con la presente invención funciona predictivamente de acuerdo con una "estrategia de control preferida" basada en la observación y la predicción de las condiciones de vuelo futuras de las superficies sustentadoras de un ala, teniendo en cuenta las situaciones críticas y los errores debidos a la predicción, que permite evitar máximos locales, oscilaciones e inestabilidad del accionamiento de la superficie sustentadora de un ala. Como se vio previamente, el sistema 1 de acuerdo con la presente invención se configura de tal manera que los medios de procesamiento y control 7 adquieren como información de entrada tales como la posición, las aceleraciones, las fuerzas y otras cantidades definidas geoméricamente, las procesa, y como salida opera sobre los cabrestantes los que controlan la trayectoria de vuelo de la superficie sustentadora de un ala.

Con el objetivo de describir mejor la lógica para implementar el proceso de acuerdo con la presente invención, es útil tratar nuevamente con la dinámica del comportamiento de la superficie sustentadora de un ala. Con referencia en particular a la Fig. 3, es posible notar esquemáticamente las condiciones del frente de viento o de la corriente eólica W la que la superficie sustentadora de un ala 2 es capaz de interceptar, en instantes siguientes, con respecto a una referencia integral con el punto límite de los cables de accionamiento 21 hacia tierra. La Fig. 3 describe, de hecho, un cuarto de una esfera la que es el área de navegación de la superficie sustentadora de un ala 2, en el centro de la que se define la así llamada "zona de potencia" 31, en la que la superficie sustentadora de un ala 2 expresa la tracción máxima sobre los cables de accionamiento 21. Saliendo de la "zona de potencia" 31, a través de una zona 32 de la ventana la que puede navegarse por la superficie sustentadora de un ala 2 en la que la tracción sobre los cables de accionamiento 21 se reduce progresivamente, se alcanza un borde 22 de la ventana el que puede navegarse por la superficie sustentadora de un ala 2, en el que la tracción sobre los cables de accionamiento 21 es altamente reducida.

Con referencia a la Fig. 4a y 4b, imagine ahora tener en cuenta, en el instante actual, la superficie sustentadora de un ala 2 ubicada en el centro de un plano "objetivo" ideal P , unívocamente definido como normal a la bisectriz del ángulo formado por los dos cables de accionamiento 21. El proceso de acuerdo con la presente invención, funcionando a través del sistema 1, puede decidir si la superficie sustentadora de un ala 2 debe realizar una cualquiera de las posibles trayectorias de vuelo $TV_1, TV_2, TV_3, \dots, TV_n$, comenzando desde la posición actual en el centro del plano P . En este plano P , es posible dividir las trayectorias de vuelo por las que la superficie sustentadora de un ala 2 puede viajar en dependencia del tiempo necesario $T_0, T_1, T_2, \dots, T_n$, para alcanzar cada punto. En particular, esto es posible tenerlo en cuenta siguiendo los intervalos de tiempo lo que se corresponde con seguir las posiciones angulares del brazo 20a del sistema de "carrusel" 20. La trayectoria de vuelo de la superficie sustentadora de un ala 2 sucederá de esta manera sincrónicamente con el movimiento del brazo 20a.

Por sencillez, consideremos en particular la Fig. 4b con coordenadas relacionadas con la superficie sustentadora de un ala 2. El sistema cartesiano de referencia es integral con la superficie sustentadora de un ala 2 y, con ésta, se mueve en el espacio. La superficie sustentadora de un ala 2 está por lo tanto siempre en el centro del plano P . Solo los tiempos fluyen. El diagrama no señala el punto en el que uno tiene que ir, dado que esto es una evaluación futura. Cuando el primer intervalo de tiempo T_0 ha transcurrido, el sistema de referencia integral con la superficie sustentadora de un ala extrae de nuevo un "objetivo" el que es totalmente similar al anterior, con la única diferencia de que el tiempo T_1 se ha convertido en T_0 , y así sucesivamente. T_1 representa por lo tanto el conjunto de puntos que pueden alcanzarse por la superficie sustentadora de un ala 2 en su trayectoria de vuelo en 1 etapa, T_2 el conjunto de puntos que pueden alcanzarse en 2 etapas, y así sucesivamente. La superficie sustentadora de un ala 2 está de cualquier manera siempre en el centro del plano "objetivo" P .

Por sencillez, las Figs. 2a y 2b muestran como un ejemplo el plano "objetivo" P hasta el tiempo T_2 , aunque obviamente, el número n de etapas que pueden observarse puede ser diferente.

Con el objetivo de evaluar sus propias estrategias de control y elegir una trayectoria de vuelo la que debe realizar la superficie sustentadora de un ala, el proceso de acuerdo con la presente invención usa parámetros de vuelo y de control.

Con referencia por lo tanto a la Fig. 5, es posible notar el plano "objetivo" P en el que algunos parámetros de vuelo y de control se incluyen gráficamente para el proceso de acuerdo con la presente invención.

La Fig. 5 muestra de manera simplificada cómo cambian los parámetros en el espacio, después de reducir la complejidad de las roto-traslaciones del sistema de "carrusel" en un modelo integral con el sistema de referencia de la superficie sustentadora de un ala 2. La morfología y las características de tales parámetros son una parte esencial de la información que le permite al control decidir la estrategia de vuelo de la superficie sustentadora de un ala 2. De hecho es posible de esta manera representar el movimiento, la dirección y la posición óptimos para alcanzar la altura ideal Q con el objetivo de tener el mejor viento, o lo que es el mejor ángulo de incidencia con respecto al viento, pero al mismo tiempo es posible representar otros parámetros, tales como por ejemplo el área de tracción máxima deseable T , las áreas de interdicción ZI (áreas en las que hay, por ejemplo situaciones de esfuerzo estructural intolerable, inestabilidad, fuerzas excesivas) y los parámetros funcionales del sistema 1, tales como las áreas en las que el contrapeso C , el que se usa para mantener constantes los parámetros de vuelo de la superficie sustentadora de un ala 2 y para ajustar rápidamente la longitud de los cables de accionamiento (longitud dinámica), se mantiene en la mitad de su propia dinámica. El gráfico C correspondiente al contrapeso, por ejemplo, puede asumir posiciones útiles para elevar el contrapeso o para hacerlo descender. También los cabrestantes de la unidad de accionamiento pudieran someterse a parámetros, dado que ellos señalan la longitud absoluta de los cables. El gráfico del parámetro de altura Q , en cambio, representa el área óptima para problemas de altura. El gráfico del parámetro de maniobra M , en cambio, representa el área óptima para realizar la maniobra más importante en el vuelo de la superficie sustentadora de un ala 2 definida como coincidencia de acimut, la que consiste en una maniobra repentina durante la que la superficie sustentadora de un ala 2 se acciona en una transición rápida entre travesías de vuelo. Con referencia particular a la Fig. 6, es posible notar que, en general, si la superficie sustentadora de un ala 2 es libre de barrer el frente de viento, la tracción que ésta puede ejercer sobre los cables de accionamiento (y por lo tanto sobre los brazos del sistema de "carrusel" 20) no es sólo mucho mayor que la ejercida para mantener inmóvil la superficie sustentadora de un ala en el punto de resistencia máxima del viento (arrastre), sino que se elimina completamente el área en la que

las superficies sustentadoras de un ala tienen un efecto de frenado sobre la rotación del sistema de “carrusel” 20. En el área contra el viento 37, o haz de guía, la capacidad para accionar el vuelo de la superficie sustentadora de un ala 2 permite realizar la coincidencia de acimut, lo que consiste en una transición rápida entre dos travesías 36 y 38, durante la que la superficie sustentadora de un ala 2 viaja en el aire una distancia 5 igual a al menos tres veces el arco de circunferencia 34 afectado en el tiempo en el que el sistema de “carrusel” 20 viaja a lo largo de tal arco. El control de vuelo debe tener cuidado de que la maniobra, además de realizarse rápidamente, no tenga de ninguna manera una influencia negativa para producir energía. En la Fig. 6, la posición de cada superficie sustentadora de un ala es aleatoria, a saber la imagen debe considerarse como una 10 instantánea superior de la operación del sistema de “carrusel”. En esta configuración, cada superficie sustentadora de un ala es libre de buscar la intensidad máxima del viento, evitando las áreas exhaustas de frente de viento por el paso de la superficie sustentadora de un ala inmediatamente anterior.

La dimensión de cada gráfico (de altura, de contrapeso, etc.) es proporcional a la tolerancia permitida del parámetro relacionado. Cada parámetro tiene a su vez un peso relativo P_Q , P_C , P_M , P_{Zi} , P_T , una altura relativa con respecto a todas las alturas, la que se describirá más adelante.

Desde el plano P mostrado en la Fig. 5, después de realizar la maniobra y de transcurrir el intervalo de tiempo T_0 , se pasa a un nuevo plano P, que se vuelve a calcular para la decisión siguiente. Si las situaciones globales son constantes, el gráfico relacionado con cada parámetro tiende a concentrarse. La elección de representar gráficamente las áreas óptimas para cada parámetro considerado es el método para resolver las ambigüedades y comprender que decisión debe elegirse. Tal estrategia es útil para no caer en máximos locales, a saber 20 posiciones que parecen ser las mejores, pero no lo son.

El proceso tiene siempre información disponible, de manera directa o de manera derivada de las primeras y segundas partes de la información detectada por los medios de detección del sistema 1, relacionada con la altura de vuelo de la superficie sustentadora de un ala, con la dinámica de contrapeso, con los valores de tracción, con el cálculo de seguridad en las áreas de interdicción, con el tiempo en el que deben hacerse las maniobras. Tomemos en cuenta, por ejemplo, la maniobra más importante en el vuelo de la superficie sustentadora de un ala, la que se ha definido como coincidencia de acimut. Decidir si ésta se debe realizar puede ser un evento disparado: bajo tales condiciones, de hecho, el proceso de acuerdo con la presente invención puede proporcionar una etapa de emergencia en la que a la superficie sustentadora de un ala se le muestra qué maniobra debe hacerse con la máxima prioridad. No debe excluirse que una estrategia prudente 30 elabore automáticamente la maniobra sin la necesidad de sugerirla. Si se alcanza una buena profundidad de tiempo de evaluación, la coincidencia sucederá en un tiempo ideal calculado en dependencia de la información y los parámetros actuales, dado que presumiblemente la acción más inteligente es no eliminar la tracción, no perder la dinámica en el contrapeso y cumplir con cierta altura sin entrar en áreas de interdicción.

La etapa del proceso, la que decide en cada etapa que dirección puede tomar la trayectoria de vuelo de la superficie sustentadora de un ala, puede representarse visualmente como una matriz, similar a la de la siguiente 35 Tabla 1, que contiene, para cada parámetro, las mejores coordenadas XY en los instantes T_0 , T_1 , T_2 , ... , T_n , sobre el plano normal con respecto al baricentro de los cables de accionamiento.

Tabla 1

| Parámetro | Peso | T_0 | T_1 | T_2 | ... | T_n |
|-----------------------|-------------------|------------|------------|------------|-----|------------|
| Altura | P_Q | QX_0Y_0 | QX_1Y_1 | QX_2Y_2 | ... | QX_nY_n |
| Contrapeso | P_C | CX_0Y_0 | CX_1Y_1 | CX_2Y_2 | ... | CX_nY_n |
| Tracción | P_T | TX_0Y_0 | TX_1Y_1 | TX_2Y_2 | ... | TX_nY_n |
| Areas de interdicción | P_{Zi} | ZIX_0Y_0 | ZIX_1Y_1 | ZIX_2Y_2 | ... | ZIX_nY_n |
| Maniobra | P_M | MX_0Y_0 | MX_1Y_1 | MX_2Y_2 | ... | MX_nY_n |
| | Resultante | RX_0Y_0 | RX_1Y_1 | RX_2Y_2 | ... | RX_nY_n |
| | PT | PT_0 | PT_1 | PT_2 | ... | PT_n |

La matriz en la Tabla 1 contiene por lo tanto los datos deseados. La diferencia entre la altura actual y la altura deseada puede hacer un acceso a la lógica de control numérico, o al cálculo de errores. Esta característica es intrínseca en la matriz: sustancialmente, hay coordenadas actuales y coordenadas deseadas para T_0 , T_1 , T_2 , ... , T_n . Todos los parámetros tratados en la matriz crean pares de valores XY para un instante de tiempo T_0 , T_1 , T_2 , 40

... T_n . El proceso entonces fotografía la situación en la que se encuentra la superficie sustentadora de un ala, y transforma el plano P en la Fig. 5 en números y coordenadas. Tomando en cuenta, por ejemplo, el problema de la altura, el valor de la matriz QX_0Y_0 señala un punto en la vecindad del parámetro de altura, que tiende hacia el centro del gráfico de altura Q en la Fig. 5. La figura circular hace que todo esté de acuerdo en los tiempos, en los que la tendencia es clara: subir en T_1, T_2 . En caso de tracción, el proceso pudiera ya calcular la evolución del punto ideal en el tiempo: la forma de los datos deseados por lo tanto no es circular.

Obviamente, el peso relativo $P_Q, P_C, P_M, P_{Zl}, P_T$ de cada parámetro relacionado Q, C, M, Zl, T pueden ser ajustables, y tal ajuste puede ser dinámico (retroactivo). Analizando, por ejemplo, el error medio de la altura deseada con respecto a la altura actual, etc., el proceso puede estar al tanto de los parámetros más difíciles de satisfacer. Un proceso retroactivo corrige los pesos de los parámetros más críticos, de tal manera como para tomar decisiones sobre tales parámetros más importantes. Este tipo de error puede darse una medida, por ejemplo una medida porcentual, estandarizada para cada parámetro con respecto a un valor de error máximo. Por ejemplo, si en el tiempo el contrapeso está siempre fuera del centro de la dinámica y se corre el riesgo de llegar a su fin de carrera, esta estandarización permite localizar cuál es el parámetro que produce la mayoría de los errores. Éste puede ser un proceso independiente el que ajusta los pesos de cada parámetro.

Una vez recopiladas las mejores coordenadas para cada parámetro, el proceso proporciona una etapa en la que se calcula la suma vectorial de todas las coordenadas en el instante T_0 . El vector resultante es RX_0Y_0 , el que aún no es la dirección de la trayectoria de vuelo en la que debe moverse la superficie sustentadora de un ala, ya que la predicción para el futuro debe todavía considerarse. El proceso entonces calcula las sumas vectoriales de todas las etapas futuras $RX_1Y_1, RX_2Y_2, \dots, RX_nY_n$ y los pesos de tiempo $PT_0, PT_1, PT_2, \dots, PT_n$, se introducen entonces, el que da prioridad a las estrategias de corto plazo, al mismo tiempo evita poner la superficie sustentadora de un ala en áreas potencialmente críticas.

Obviamente, también los pesos de tiempo $PT_0, PT_1, PT_2, \dots, PT_n$ pueden ser ajustables.

Mediante el cálculo de la matriz en la Tabla 1, el proceso de acuerdo con la presente invención localiza una coordenada instantánea ideal (objetivo) hacia la que se tiende con la maniobra de la superficie sustentadora de un ala a lo largo de su trayectoria de vuelo. Una vez encontrada la coordenada ideal, es necesario tener cuidado de la maniobra y del control de los cables de accionamiento con el objetivo de hacer que la superficie sustentadora de un ala alcance su objetivo. Entonces el proceso comprende una etapa para elegir el mejor camino (el camino más corto, evitando las área de interdicción, etc.) con el objetivo de llevar la superficie sustentadora de un ala desde la posición actual hacia el objetivo. En esta etapa, por lo tanto, el proceso decide, en dependencia del objetivo a alcanzar, la mejor trayectoria de vuelo para alcanzarlo minimizando el tiempo, dado que la superficie sustentadora de un ala esté siempre correctamente sobre la secuencia objetivo localizada como mejor, es una garantía para producir el máximo de energía bajo la máxima seguridad y el máximo cumplimiento de las especificaciones dinámicas. El corazón del problema en esta etapa es cómo transferir las coordenadas objetivos en la tracción. La etapa de elegir el mejor camino por lo tanto usa un Sistema de Navegación Inercial (INS) soportado por un modelo dinámico de la superficie sustentadora de un ala (FVM) tomando en cuenta las ecuaciones e inercias del vuelo de la superficie sustentadora de un ala, junto con el porcentaje de reacción que ésta puede tener dependiendo del diferencial de tracción en los cables. Las inercias y la tracción describen la ley de maniobra de la superficie sustentadora de un ala; es adecuado tener en cuenta las evaluaciones (predictivas) del mejor camino, evaluando todos los caminos posibles y evaluando la maniobra con un árbol de decisión. En esta etapa, se tienen en cuenta las velocidades y las tracciones aparentes, y uno es capaz de evaluar con precisión la estrategia de mejor camino. La sinergia entre la navegación inercial y la información dada por el modelado dinámico, a saber el modelo de movimiento obtenido a partir de la historia de las posiciones de la superficie sustentadora de un ala, a partir de las entradas de control y a partir de las fuerzas que operan sobre la propia superficie sustentadora de un ala se ha demostrado ampliamente en el pasado usando ecuaciones dinámicas del vehículo (por ejemplo por Koifman y Bar-Itzhack, 1999; Ma y otros, 2003). Estos estudios demuestran que la principal ventaja al usar un modelo de vehículo es la mejora de la capacidad para observar las fuentes de error en el INS.

En el Sistema de Navegación Inercial INS, la posición (p_n), la velocidad (v_n) y los ángulos de Euler(ψ) de la superficie sustentadora de un ala, referidos a un sistema de referencia $n=[N, E, D]$ (Norte, Este, Abajo) se calculan como sigue:

$$\dot{p}_n = v_n$$

$$\dot{v}_n = C_b^m f_b + g_n$$

$$\dot{\Psi} = E_b^n \omega_b$$

donde g_n es la aceleración de la gravedad, f_b es el vector aceleración en los tres ejes, ω_b es la rotación. C_b^n y E_b^n son respectivamente las matrices de transformación y de rotación, definidas como sigue:

$$C_b^n = \begin{bmatrix} c_\psi c_\theta & c_\psi s_\theta s_\phi - s_\psi c_\phi & c_\psi s_\theta c_\phi + s_\psi s_\phi \\ s_\psi c_\theta & s_\psi s_\theta s_\phi + c_\psi c_\phi & s_\psi s_\theta c_\phi - c_\psi s_\phi \\ -s_\theta & c_\theta s_\phi & c_\theta c_\phi \end{bmatrix}$$

5

$$E_b^n = \begin{bmatrix} 1 & s_\phi t_\theta & c_\phi t_\theta \\ 0 & c_\phi & -s_\phi \\ 0 & s_\phi \sec_\theta & c_\phi \sec_\theta \end{bmatrix}$$

donde $s(\cdot)$, $c(\cdot)$ y $t(\cdot)$ representan $\sin(\cdot)$, $\cos(\cdot)$ y $\tan(\cdot)$, mientras que $\Psi = [\phi, \theta, \psi]$ son los ángulos de Euler.

10 El modelo dinámico de la superficie sustentadora de un ala (FVM) con seis grados de libertad se compone más bien de un conjunto de ecuaciones las que proporcionan las variables de estado de la superficie sustentadora de un ala, compuestas por la posición, la velocidad, los ángulos de Euler y las rotaciones por medio de las variables de control de la superficie sustentadora de un ala, las que se asumen como conocidas a partir del sistema 1. El movimiento de la superficie sustentadora de un ala puede describirse por el siguiente sistema de ecuaciones de movimiento, en el que las fuerzas que operan sobre el vehículo son funciones de la posición, la velocidad, los ángulos de Euler de la superficie sustentadora de un ala y la rotación actual:

$$\dot{u} = rv - qw + g_x + [F_x/m]$$

$$\dot{v} = pw - ru + g_y + [F_y/m]$$

$$20 \quad \dot{w} = qu - pv + g_z + [F_z/m]$$

$$\dot{p} = C_3 pq + C_4 qr + C_1 l + C_2 N$$

$$25 \quad \dot{q} = C_7 pr - C_6 (p^2 - r^2) + C_5 M$$

$$\dot{r} = C_9 pq - C_3 qr + C_2 l + C_8 N$$

30 donde $v_b = [u, v, w]$ son las componentes de la velocidad a lo largo de los tres ejes en el sistema de referencia de la superficie sustentadora de un ala, $\omega_b = [p, q, r]$ son las rotaciones de la superficie sustentadora de un ala, F_x, F_y, F_z e l, M, N son las componentes de la fuerza y de los momentos que actúan sobre la superficie sustentadora de un ala de perfil a lo largo de sus propios ejes. g_x, g_y, g_z son las componentes del vector de aceleración de la gravedad descompuesto en el sistema de referencia de la superficie sustentadora de un ala, cuya masa se designa como m . Los coeficientes C_{0-9} se obtienen a partir de la matriz de inercia I .

35 Por ejemplo, pueden haber dos métodos mediante los que el modelo dinámico de la superficie sustentadora de un ala FVM puede aplicarse como soporte para el Sistema de Navegación Inercial: un primer método implica la comparación y corrección de la velocidad y la posición de vuelo de la superficie sustentadora de un ala tal como se obtienen, independientemente, del INS y el FVM. El segundo método usa la predicción de la aceleración y la rotación realizada por el FVM con el objetivo de llevar a efecto una calibración directa de la unidad de mediciones inerciales (IMU). En ambos casos, el INS procesa la posición, la velocidad y los ángulos de Euler de la superficie sustentadora de un ala (los que describen la rotación) para integrar las mediciones de aceleración y de rotación proporcionadas por la IMU a bordo de la superficie sustentadora de un ala. En éste primer método, sin embargo, el modelo de superficie sustentadora de un ala calcula la velocidad y los ángulos de la superficie sustentadora de un ala usando las entradas de control de la propia aeronave. Aún más, la implementación real del FVM y el INS se aprovecha de la aplicación de los desarrollos más recientes de las matemáticas basada en cuaterniones. La tarea de un filtro de Kalman Extendido (EKF) es evaluar los errores del INS y el FVM observando las diferencias entre los datos de velocidad y de ángulos respectivamente producidos por el INS y el FVM.

45

En el segundo método, más bien, el FMV se usa para calcular la estimación de la aceleración y la rotación directamente a partir de las entradas de control. La entrada del filtro de Kalman Extendido se compone por lo tanto de diferencias entre las estimaciones de la aceleración y la rotación calculadas por el FVM y las leídas desde los sensores usados. El EKF se usa por lo tanto para estimar los errores de la aceleración y la rotación de los sensores y el FVM, los que entonces se usan para corregir consecuentemente los sensores y el FVM.

La maniobra de la superficie sustentadora de un ala tiene sin embargo el problema de calibrarse. Es cierto que puede decidirse la cantidad de maniobra, pero la cantidad queda por definirse. De hecho existe el riesgo de oscilar, en una ganancia excesiva, debido a causas inerciales, a la elasticidad de la cadena cinemática (los cabrestantes están en el suelo, la maniobra sucede en el aire) y el retardo de las mediciones (despreciable). Por lo tanto existe el riesgo de realizar maniobras no calibradas, insuficientes o exageradas, lo que obliga a realizar correcciones continuas (compensación opuesta), con el riesgo de oscilar incontrolablemente. Con el objetivo de resolver este grupo de problemas, el arte del control ya ha ideado técnicas tales como Hinf y los ya mencionados filtros de Kalman, las que consideran el retardo de accionamiento como una de las perturbaciones, uno de los ruidos los que el control debe manejar, optimizando la maniobra y limitándola con filtros y metodologías que se calibran en el sistema o se autocalibran. El proceso descrito de acuerdo con la presente invención puede equiparse con capacidades predictivas cuya profundidad en el tiempo es función de la potencia del procesamiento de la información del sistema de acuerdo con la presente invención. La otra característica importante la que permite predecir los problemas descritos anteriormente es que los medios de procesamiento y control reciben información relacionada con la aceleración. Una maniobra excesiva es por lo tanto percibida con gran antelación con respecto a cuando se produce el movimiento y esto debería llevar al sistema a una situación subcrítica, en la que las oscilaciones pudieran no dispararse debido a la capacidad de los sensores de proporcionar datos de 180° en adelanto al movimiento. En caso de estar directamente disponibles unos datos de posición, se realizaría una nueva operación una vez que el daño se ha hecho, mientras que la aceleración anuncia el daño.

Debido a lo que se ha indicado anteriormente, el proceso de acuerdo con la presente invención por lo tanto comprende las etapas de:

1. a) detectar las primeras partes de la información 3a mediante los primeros medios de detección 3 relacionadas con un instante actual de la trayectoria de vuelo de la superficie sustentadora de un ala; posiblemente reprocesar todas o parte de las primeras partes de la información 3a mediante los medios de preprocesamiento 11 para obtener las primeras partes de la información preprocesadas 3a';
2. b) detectar las segundas partes de la información 5a mediante los segundos medios de detección 5a relacionadas con un instante actual de la trayectoria de vuelo de la superficie sustentadora de un ala;
3. c) enviar a través del sistema de transmisión las primeras partes de la información 3a, 3a' hacia los medios de procesamiento y control 7, en particular hacia el motor geométrico 7a;
4. d) enviar las segundas partes de la información 5a hacia los medios de procesamiento y control 7, en particular hacia el motor geométrico 7a;
5. e) a partir de las primeras 3a, 3a' y las segundas partes de la información, obtener directa o indirectamente los valores relacionados al menos con la posición actual XY y la altura de vuelo actual de la superficie sustentadora de un ala, con la dinámica del contrapeso, y con la tracción en los cables de accionamiento;
6. f) definir los parámetros de vuelo y de control, tales como por ejemplo la altura Q, la dinámica del contrapeso C, la maniobra M, las áreas de interdicción ZI, la tracción T de los cables de accionamiento; definiendo posiblemente una tolerancia para cada uno de tales parámetros;
7. g) definir un peso relativo P_Q , P_C , P_M , P_{ZI} , P_T , para cada uno de los parámetros de vuelo y de control;
8. h) calcular para cada parámetro las mejores coordenadas XY en los instantes siguientes T_0 , T_1 , T_2 , ..., T_n ;
9. i) calcular la suma vectorial RX_0Y_0 de todas las coordenadas en el instante T_0 ;
10. j) calcular las sumas vectoriales RX_1Y_1 , RX_2Y_2 , ..., RX_nY_n para todos los instantes futuros T_1 , T_2 , ..., T_n ;
11. k) definir y aplicar los pesos de tiempo, PT_0 , PT_1 , PT_2 , ..., PT_n , para las sumas vectoriales;
12. l) elegir la mejor entre RX_1Y_1 , RX_2Y_2 , ..., RX_nY_n como la coordenada instantánea ideal (objetivo) hacia la que debe tender la maniobra de la superficie sustentadora de un ala;
13. m) elegir el mejor camino de trayectoria de vuelo T_1 , TV_2 , TV_3 , ..., TV_n , para llevar la superficie sustentadora de vuelo desde la posición actual hacia la objetivo;

14. n) llevar la superficie sustentadora de un ala desde las coordenadas de la posición actual hacia la objetivo actuando sobre la unidad de accionamiento a través del control numérico 7b del sistema 1; preferentemente usando un Sistema de Navegación Inercial (INS) soportado por un modelo dinámico de la superficie sustentadora de un ala (FVM);
- 5
15. o) repetir las etapas de la a) a la n) en cada intervalo de tiempo Δt definido como la frecuencia del lazo de control; puede preverse que el proceso de acuerdo con la presente invención también comprenda una etapa de ajustar retroactivamente la longitud de Δt , haciendo de facto ajustable la frecuencia del lazo. Si Δt es corto, el proceso realizará un análisis predictivo preciso y detallado, pero posiblemente exuberante y poco prudente, a corto plazo, dado que las n etapas posibles en el tiempo no alcanzan globalmente una distancia de tiempo óptima desde el instante actual: por lo tanto se hace necesario relacionar las etapas de predicción del futuro con la longitud de etapa, con el objetivo de optimizar la profundidad del tiempo para realizar el camino de vuelo de la superficie sustentadora de un ala. Por lo tanto es adecuado evaluar la oportunidad de realizar una predicción la que cubra mucho más en el futuro: es razonable asumir que proporcionar más de una revolución del sistema de "carrusel" es inútil, dado que, bajo las condiciones de estabilidad, la situación se repite. La longitud ideal de Δt es probablemente la que corresponde a la longitud de una maniobra compleja, tal como la coincidencia de acimut de la superficie sustentadora de un ala.
- 10
- 15

REIVINDICACIONES

1. Un dispositivo para la producción de energía eléctrica que comprende:
- al menos una superficie sustentadora de un ala (2);
 - 5 - una unidad de accionamiento (9) equipada con dos cabrestantes a los cuales dicha superficie sustentadora de un ala (2) se conecta por medio de dos cables de accionamiento respectivos (21);
 - un sistema (1) para controlar automáticamente el vuelo de dicha al menos una superficie sustentadora de un ala de potencia (2), **caracterizado porque** dicho sistema comprende además:
 - primeros medios de detección (3) a bordo de dicha superficie sustentadora de un ala (2) adaptados para detectar unas primeras partes de la información (3a) que tratan con al menos una posición y una orientación en el espacio de dicha superficie sustentadora de un ala (2) y las aceleraciones a las que dicha superficie sustentadora de un ala (2) se somete;
 - 10 - segundos medios de detección (5) en el suelo adaptados para detectar segundas partes de la información (5a) que tratan con al menos la cantidad de tensión en dichos cables de accionamiento de dicha superficie sustentadora de un ala (2) y una posición de un contrapeso de dicha unidad de accionamiento (9);
 - medios de procesamiento y control (7) de dichas primeras (3a) y dichas segundas (5a) partes de la información, adaptados para transformar el contenido de dichas partes de información (3a, 5a) en un accionamiento mecánico que opera sobre dichos cabrestantes de dicha unidad de accionamiento (9) para accionar dicha superficie sustentadora de un ala (2) a lo largo de una trayectoria de vuelo $TV_1, TV_2, TV_3, \dots, TV_n$ la que maximiza el efecto de "elevación" generado en dicha superficie sustentadora de un ala (2) por la corriente eólica W en la que ésta está inmersa y maximiza la cantidad de energía cinética sustraída de dicha corriente eólica W ; y
 - 20 - un sistema de transmisión de dichas primeras partes de información (3a) hacia dichas medios de procesamiento y control (7).
2. El sistema (1) de acuerdo con la reivindicación 1, **caracterizado porque** dichos medios de procesamiento y control (7) comprenden un motor geométrico (7a) adaptado para procesar dichas primeras partes de información (3a) para devolver la información (7c) acerca de la posición, la aceleración y la orientación de dicha superficie sustentadora de un ala (2) hacia un control numérico (7b) adaptado para operar (9a) sobre dichos cabrestantes de la unidad de accionamiento (9) para controlar la fuerza de tracción sobre dichos cables de accionamiento.
3. El sistema (1) de acuerdo con la reivindicación 2, **caracterizado porque** dicho sistema de transmisión transmite dichas primeras partes de información (3a) hacia dicho motor geométrico (7a).
4. El sistema (1) de acuerdo con la reivindicación 1, **caracterizado porque** comprende un accionador de disipación de inestabilidad.
5. El sistema (1) de acuerdo con la reivindicación 1, **caracterizado porque** dichos primeros medios de detección (3) comprenden acelerómetros de tres ejes.
6. El sistema (1) de acuerdo con la reivindicación 5, **caracterizado porque** dichos acelerómetros de tres ejes son de tipo MEMS.
7. El sistema (1) de acuerdo con la reivindicación 1, **caracterizado porque** dichos primeros medios de detección (3) comprenden una brújula electrónica.
8. El sistema (1) de acuerdo con la reivindicación 7, **caracterizado porque** dicha brújula electrónica es un magnetómetro Fluxgate.
9. El sistema (1) de acuerdo con la reivindicación 5, **caracterizado porque** cada uno de dos de dichos acelerómetros de tres ejes se coloca en un extremo respectivo de dicha superficie sustentadora de un ala (2) próximo a una unión de dichos cables de accionamiento (21) con las paredes de dicha superficie sustentadora de un ala (2).
10. El sistema (1) de acuerdo con la reivindicación 1, **caracterizado porque** dichos segundos medios de detección (5) comprenden galgas de tensión adaptadas para medir la deflexión de dichos cables de accionamiento (21).
11. El sistema (1) de acuerdo con la reivindicación 1, **caracterizado porque** dichos segundos medios de detección (5) comprenden codificadores en dichos cabrestantes de la unidad de accionamiento (9).

12. El sistema (1) de acuerdo con la reivindicación 1, **caracterizado porque** dichos segundos medios de detección (5) comprenden sensores de proximidad.
13. El sistema (1) de acuerdo con la reivindicación 1, **caracterizado porque** dichos segundos medios de detección (5) comprenden un sistema de visión artificial óptico en tierra.
- 5 14. El sistema (1) de acuerdo con la reivindicación 1, **caracterizado porque** dicha superficie sustentadora de un ala (2) se hace de polímeros reológicos.
15. El sistema (1) de acuerdo con la reivindicación 1, **caracterizado porque** dichos primeros (3) y/o segundos (5) medios de detección comprenden sensores virtuales.
- 10 16. El sistema (1) de acuerdo con la reivindicación 1, **caracterizado porque** dicho sistema de transmisión se integra en dichos cables de accionamiento (21) de dicha superficie sustentadora de un ala (2) a través de al menos una fibra óptica de datos.
17. El sistema (1) de acuerdo con la reivindicación 1 o 16, **caracterizado porque** dichos cables de accionamiento (21) tienen una sección en forma de superficie sustentadora de un ala.
- 15 18. El sistema (1) de acuerdo con la reivindicación 1, **caracterizado porque** dicho sistema de transmisión es del tipo de radio frecuencia.
19. El sistema (1) de acuerdo con la reivindicación 1, **caracterizado porque** dicho sistema de transmisión es del tipo ultrasónico.
20. El sistema (1) de acuerdo con la reivindicación 1, **caracterizado porque** dicho sistema de transmisión usa un protocolo de secuencia continua unidireccional.
- 20 21. El sistema (1) de acuerdo con la reivindicación 1, **caracterizado porque** dicho sistema de transmisión usa un protocolo de paquetes de datagramas.
22. El sistema (1) de acuerdo con la reivindicación 1, **caracterizado porque** dicho sistema de transmisión usa un protocolo de transporte negociado asíncrono.
- 25 23. El sistema (1) de acuerdo con la reivindicación 1, **caracterizado porque** comprende medios de preprocesamiento (11) adaptados para realizar un preprocesamiento de todos o parte de las primeras partes de la información (3a) a bordo de dicha superficie sustentadora de un ala para proporcionar primeras partes de la información preprocesadas (3a').
- 30 24. El sistema (1) de acuerdo con la reivindicación 1, **caracterizado porque** comprende al menos sistema de alimentación de los primeros medios de detección (3) y de los componentes del sistema de transmisión a bordo de la superficie sustentadora de un ala (2).
25. El sistema (1) de acuerdo con la reivindicación 24, **caracterizado porque** dicho sistema de alimentación comprende módulos fotovoltaicos de película delgada sobre un soporte plástico aplicada sobre dicha superficie sustentadora de un ala (2).
- 35 26. El sistema (1) de acuerdo con la reivindicación 24, **caracterizado porque** dicho sistema de alimentación comprende una microturbina eólica enchavetada en un generador de imán permanente.
27. Proceso para controlar automáticamente el dispositivo de acuerdo con cualquiera de las reivindicaciones anteriores, **caracterizado porque** comprende las etapas de:
- 40 a) detectar dichas primeras partes de la información (3a) mediante dichos primeros medios de detección (3) relacionadas con un instante actual de la trayectoria de vuelo de dicha superficie sustentadora de un ala (2);
- b) detectar dichas segundas partes de la información (5a) mediante dichos segundos medios de detección (5a) relacionadas con un instante actual de la trayectoria de vuelo de dicha superficie sustentadora de un ala (2);
- 45 c) enviar a través de dicho sistema de transmisión las primeras partes de la información (3a, 3a') hacia los medios de procesamiento y control (7);
- d) enviar dichas segundas partes de la información 5a hacia dichos medios de procesamiento y control (7);
- 50 e) a partir de dichas primeras (3a, 3a') y dichas segundas partes de la información, obtener directa o indirectamente los valores relacionados al menos con la posición actual XY y la altura de vuelo actual de dicha superficie sustentadora de un ala (2), con la dinámica de dicho contrapeso, y con la tracción en dichos cables de accionamiento (21);

- f) definir los parámetros de vuelo y de control;
- g) definir un peso relativo P_Q , P_C , P_M , P_{Zl} , P_T , para cada uno de dichos parámetros de vuelo y de control;
- 5 h) calcular, para cada uno de dicho parámetro las mejores coordenadas XY en los instantes siguientes $T_0, T_1, T_2, \dots, T_n$;
- i) calcular la suma vectorial RX_0Y_0 de todas las coordenadas en dicho instante T_0 ;
- j) calcular las sumas vectoriales $RX_1Y_1, RX_2Y_2, \dots, RX_nY_n$ para todos los instantes futuros T_1, T_2, \dots, T_n ;
- k) definir y aplicar los pesos de tiempo, $PT_0, PT_1, PT_2, \dots, PT_n$ para dichas sumas vectoriales;
- 10 l) elegir la mejor entre dichas sumas vectoriales $RX_1Y_1, RX_2Y_2, \dots, RX_nY_n$ como la coordenada instantánea ideal (objetivo) hacia la que debe tender la maniobra de dicha superficie sustentadora de un ala (2);
- m) elegir el mejor camino de trayectoria de vuelo $TV_1, TV_2, TV_3, \dots, TV_n$, para llevar dicha superficie sustentadora de un ala (2) desde la posición actual hacia dicho objetivo;
- 15 n) llevar dicha superficie sustentadora de un ala (2) desde dichas coordenadas de la posición actual hacia dicho objetivo actuando sobre dicha unidad de accionamiento (9) a través de dicho control numérico (7b);
- o) repetir las etapas de la a) a la n) en cada intervalo de tiempo Δt .
28. El proceso de acuerdo con la reivindicación 27, **caracterizado porque** comprende, entre la etapa a) y la etapa b), la etapa de preprocesar todas o parte de dichas primeras partes de información (3a) a través de dichos medios de preprocesamiento (11) para obtener las primeras partes de información (3a') preprocesadas.
29. El proceso de acuerdo con la reivindicación 27, **caracterizado porque** dichos parámetros de vuelo y de control son la altura Q, las dinámicas del contrapeso C, la maniobra M, las áreas de interdicción Zl, la tracción T de dichos cables de accionamiento (21).
- 25 30. El proceso de acuerdo con la reivindicación 27, **caracterizado porque** dicha etapa f) comprende la etapa de definir una tolerancia para cada uno de dicho parámetros.
31. El proceso de acuerdo con la reivindicación 27, **caracterizado porque** dicha etapa m) usa un Sistema de Navegación Inercial (INS) soportado por un modelo dinámico de dicha superficie sustentadora de un ala (FVM).
32. El proceso de acuerdo con la reivindicación 27, **caracterizado porque** comprende una etapa de emergencia para apuntar a la superficie sustentadora de un ala cuya maniobra debe hacerse con la máxima prioridad.
- 30 33. El proceso de acuerdo con la reivindicación 27, **caracterizado porque** comprende la etapa de corregir retroactivamente dichos parámetros de vuelo y de control.
34. El proceso de acuerdo con la reivindicación 27, **caracterizado porque** comprende la etapa de calibrar dicha maniobra a través de técnicas de Hinf y/o filtros de Kalman.
- 35 35. El proceso de acuerdo con la reivindicación 27, **caracterizado porque** comprende la etapa de ajustar retroactivamente una longitud de dicho intervalo de tiempo Δt .
36. El uso de un sistema (1) de acuerdo con cualquiera de las reivindicaciones 1 a la 26 junto con un sistema "carrusel" (20).
37. El uso de un sistema de acuerdo con cualquiera de las reivindicaciones 27 a la 35 junto con un sistema "carrusel" (20).

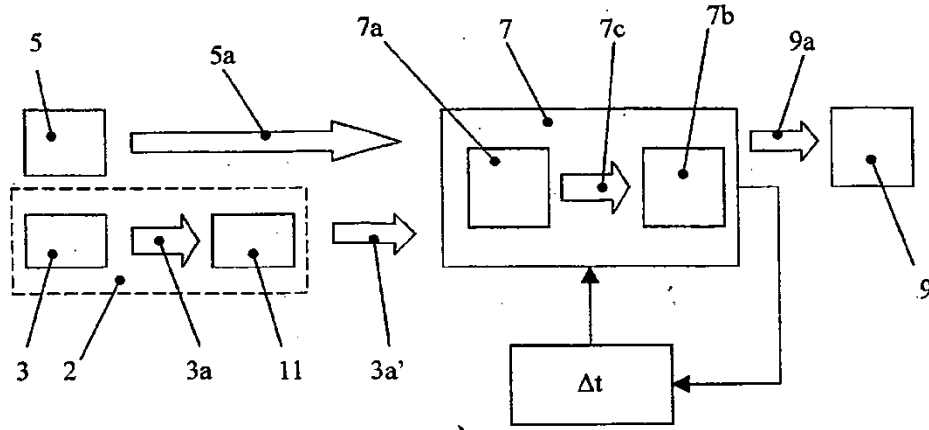


FIG. 1

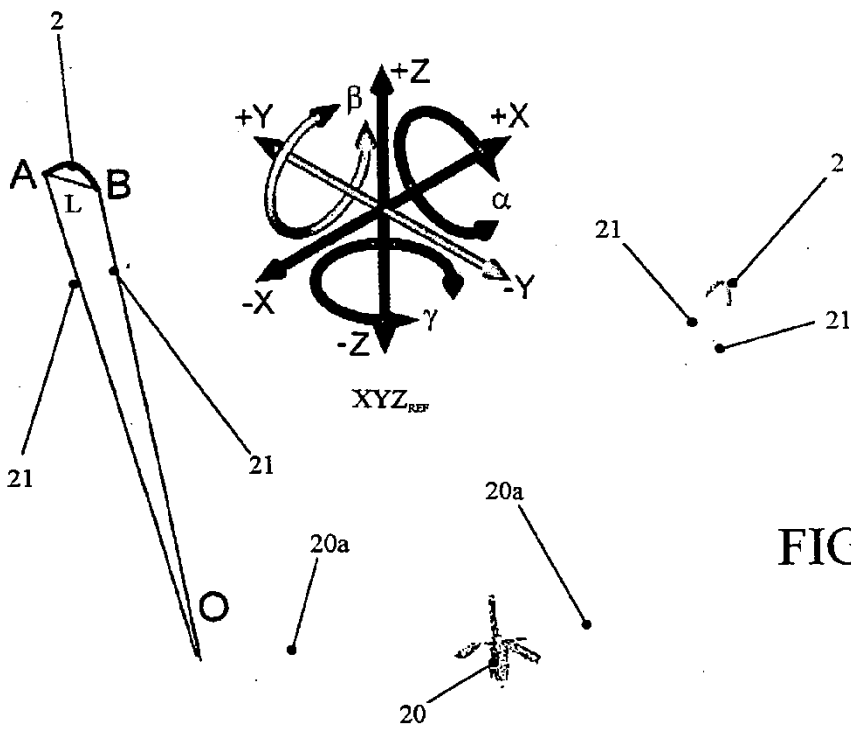


FIG. 2a

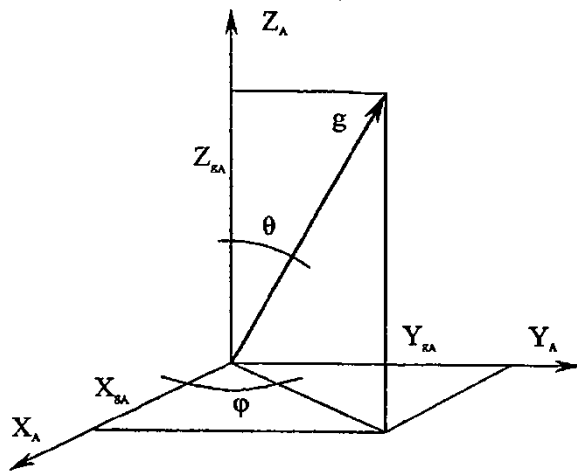


FIG. 2b

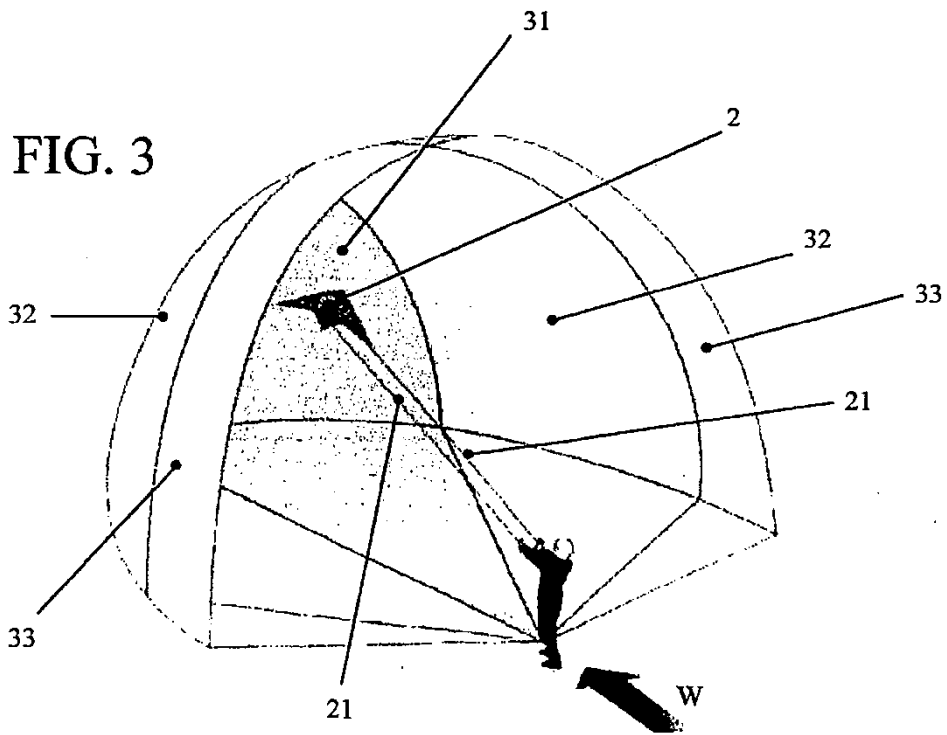


FIG. 3

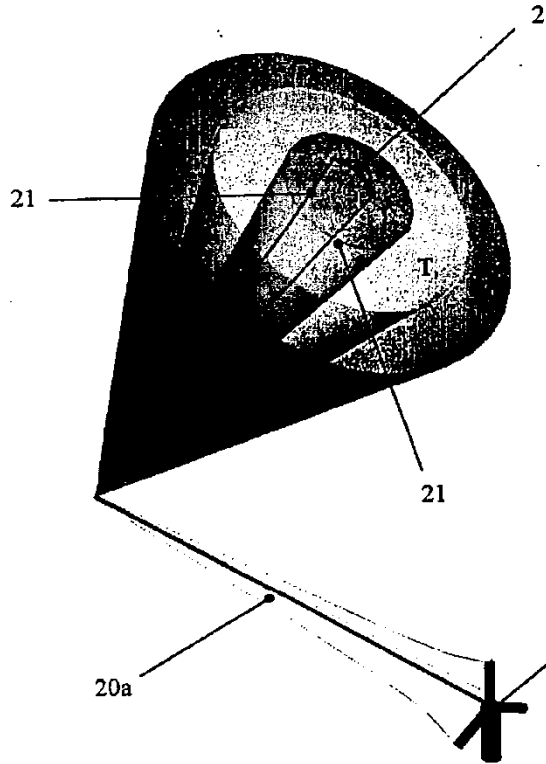


FIG. 4a

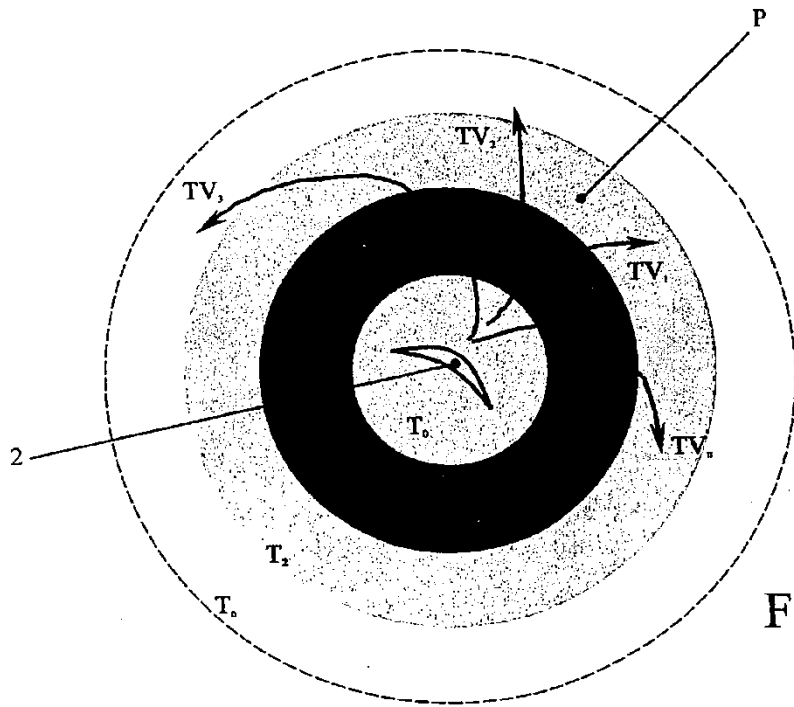


FIG. 4b

FIG. 5

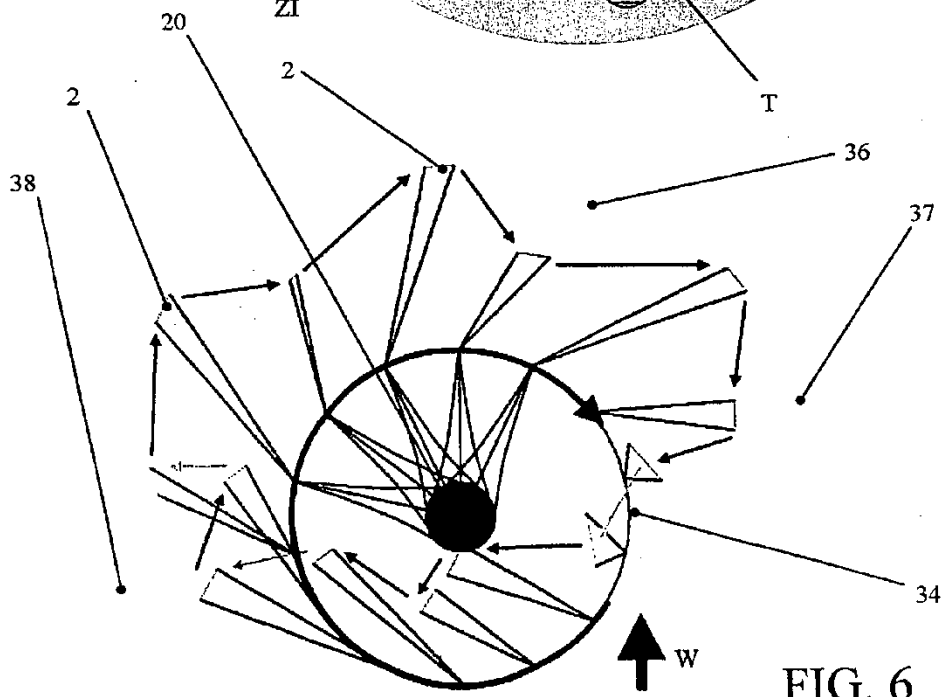
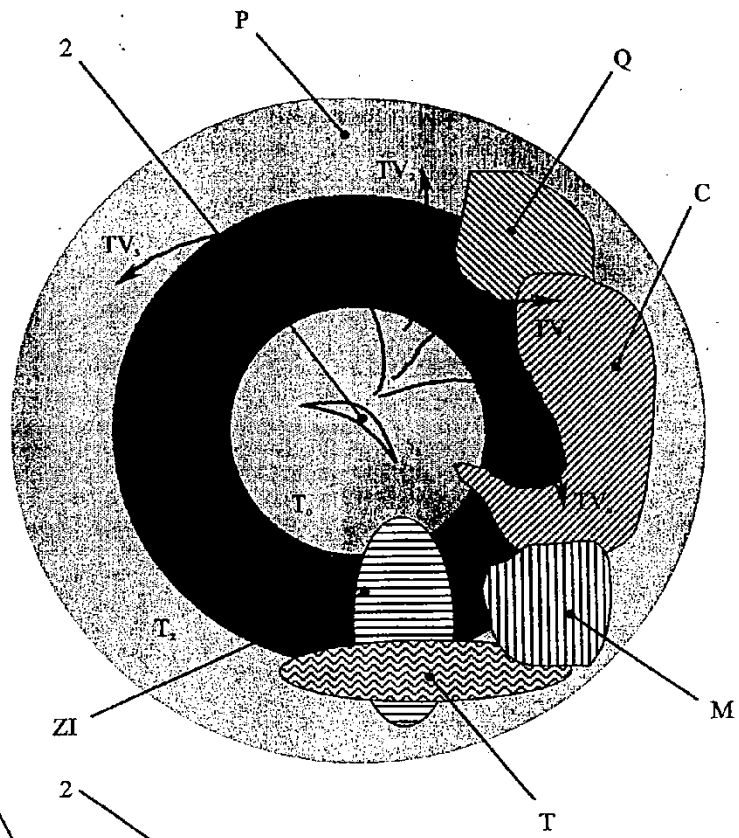


FIG. 6