

(12) SOLICITUD INTERNACIONAL PUBLICADA EN VIRTUD DEL TRATADO DE COOPERACIÓN EN MATERIA DE PATENTES (PCT)

(19) Organización Mundial de la Propiedad
Intelectual
Oficina internacional



(10) Número de Publicación Internacional
WO 2009/141484 A2

(43) Fecha de publicación internacional
26 de noviembre de 2009 (26.11.2009)

PCT

- (51) Clasificación Internacional de Patentes:
B64D 39/00 (2006.01)
- (21) Número de la solicitud internacional:
PCT/ES2009/070176
- (22) Fecha de presentación internacional:
21 de mayo de 2009 (21.05.2009)
- (25) Idioma de presentación: español
- (26) Idioma de publicación: español
- (30) Datos relativos a la prioridad:
P200801498 22 de mayo de 2008 (22.05.2008) ES
- (71) Solicitante (para todos los Estados designados salvo US): **EADS CONSTRUCCIONES AERONAUTICAS, S.A** [ES/ES]; Avda. de Aragón, 404, E-28022 Madrid (ES).
- (72) Inventores; e
- (75) Inventores/Solicitantes (para US solamente): **ÁVILA APARICIO, Carlos** [ES/ES]; Ribera del Manzanares, 85, E-28008 Madrid (ES). **PELÁEZ FERNÁNDEZ, Daniel** [ES/ES]; C/ Juan de Juanes, 4, E-28933 Mostoles,
- Madrid (ES). **BARRIO MENDEZ, Melchor** [ES/ES]; C/ Cyesa, 8, E-28017 Madrid (ES).
- (74) Mandatario: **ELZABURU, Alberto de**; C/ Miguel Angel, 21, E-28010 Madrid (ES).
- (81) Estados designados (a menos que se indique otra cosa, para toda clase de protección nacional admisible): AE, AG, AL, AM, AO, AT, AU, AZ, BA, BB, BG, BH, BR, BW, BY, BZ, CA, CH, CN, CO, CR, CU, CZ, DE, DK, DM, DO, DZ, EC, EE, EG, ES, FI, GB, GD, GE, GH, GM, GT, HN, HR, HU, ID, IL, IN, IS, JP, KE, KG, KM, KN, KP, KR, KZ, LA, LC, LK, LR, LS, LT, LU, LY, MA, MD, ME, MG, MK, MN, MW, MX, MY, MZ, NA, NG, NI, NO, NZ, OM, PG, PH, PL, PT, RO, RS, RU, SC, SD, SE, SG, SK, SL, SM, ST, SV, SY, TJ, TM, TN, TR, TT, TZ, UA, UG, US, UZ, VC, VN, ZA, ZM, ZW.
- (84) Estados designados (a menos que se indique otra cosa, para toda clase de protección regional admisible): ARIPO (BW, GH, GM, KE, LS, MW, MZ, NA, SD, SL, SZ, TZ, UG, ZM, ZW), euroasiática (AM, AZ, BY, KG, KZ, MD, RU, TJ, TM), europea (AT, BE, BG, CH, CY, CZ, DE, DK, EE, ES, FI, FR, GB, GR, HR, HU, IE, IS, IT, LT, LU, LV, MC, MK, MT, NL, NO, PL, PT, RO,

[Continúa en la página siguiente]

(54) Title: METHODS AND SYSTEMS FOR REDUCING THE STRUCTURAL COUPLING PHENOMENON IN SYSTEMS FOR CONTROLLING AN AIR REFUELLING BOOM

(54) Título: MÉTODOS Y SISTEMAS PARA LA REDUCCIÓN DEL FENÓMENO DE ACOPLAMIENTO ESTRUCTURAL EN EL SISTEMA DE CONTROL DE UN MÁSTIL DE REABASTECIMIENTO EN VUELO

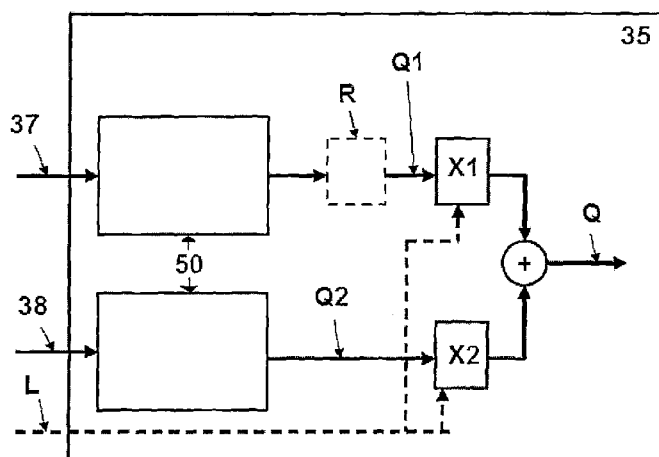


FIG. 5

(57) Abstract: The invention relates to a method for controlling an air refuelling boom (11) in order to provide increased damping of the movement of the boom by moving control surfaces (16) as a function of the angular velocity thereof. The method comprises the following steps: a) placing at least two sensors (32, 33) in two sections of the boom (11), located on opposite sides of the valley (41) of the dominant flexible mode (40) for any length of the telescopic extension (12) thereof, and determining therein the moduli (D1, D2) of the angular deformations of the dominant flexible mode (40); b) obtaining the angular velocities (Q1, Q2) from the data provided by the sensors (32, 33); and c) obtaining the angular velocity Q not affected by the resonance of the dominant flexible mode (40) as a function of the angular velocities (Q1, Q2) and the moduli (D1, D2), which eliminates the elastic movement component from the dominant flexible mode (40). The invention also relates to a control system and a computer program for executing said method.

(57) Resumen:

[Continúa en la página siguiente]



WO 2009/141484 A2

SE, SI, SK, TR), OAPI (BF, BJ, CF, CG, CI, CM, GA, GN, GQ, GW, ML, MR, NE, SN, TD, TG). **Publicada:**

— *sin informe de búsqueda internacional, será publicada nuevamente cuando se reciba dicho informe (Regla 48.2(g))*

Un método de control de un mástil (11) de reabastecimiento en vuelo para aumentar el amortiguamiento de su desplazamiento mediante un movimiento de unas superficies de control (16) relacionado con su velocidad angular que comprende los siguientes pasos: a) Se disponen al menos dos sensores (32, 33) en dos secciones del mástil (11) situadas en lados opuestos del valle (41) del modo flexible dominante (40) para cualquier longitud de su extensión telescópica (12) y se determinan en ellas los módulos (D1, D2) de las deformadas angulares del modo flexible dominante (40); b) Se obtienen las velocidades angulares (Q1, Q2) a partir de los datos proporcionados por dichos sensores (32, 33); c) Se obtiene la velocidad angular Q no afectada por la resonancia del modo flexible dominante (40) como una función de dichas velocidades angulares (Q1, Q2) y dichos módulos (D1, D2) que elimina la componente del movimiento elástico del modo flexible dominante (40). La invención también se refiere a un sistema de control y a un programa de ordenador para ejecutar dicho método.

METODOS Y SISTEMAS PARA LA REDUCCION DEL FENÓMENO DE ACOPLAMIENTO ESTRUCTURAL EN EL SISTEMA DE CONTROL DE UN MÁSTIL DE REABASTECIMIENTO EN VUELO

5

CAMPO DE LA INVENCION

La presente invención se refiere a un sistema de reabastecimiento en vuelo de combustible para aeronaves, y más específicamente a un método de reducción del fenómeno de acoplamiento estructural en el sistema de control del movimiento del mismo.

ANTECEDENTES

15

Uno de los métodos actualmente en uso para el reabastecimiento en vuelo de vehículos aéreos consiste en el empleo de un mástil dotado de una sección interna con capacidad de extensión telescópica a través de la cual se transfiere combustible del avión mediante un conducto interno desde el avión cisterna al vehículo receptor. El mástil está unido al avión cisterna mediante un sistema de articulación dotado de dos grados de libertad y dispone de un conjunto de superficies aerodinámicas móviles o aletas que, mediante variaciones independientes de la incidencia de cada una de ellas respecto a la corriente incidente, permite al operador del sistema posicionar el mástil en las condiciones de actitud deseada. El límite de la envolvente de actitud alcanzable depende de la máxima capacidad de dichas aletas para generar fuerzas que permitan equilibrar el conjunto de las acciones aerodinámicas, inerciales y gravitatorias con respecto a la articulación del sistema.

El movimiento del mástil desde una posición de equilibrio en el espacio a otra se realiza mediante el uso de estas aletas, correspondiendo la posición inicial y final de estas a las que equilibran el mástil en ambas condiciones espaciales. Dicho movimiento es un movimiento de rotación alrededor de cada

30

uno de los dos ejes definidos por los dos grados de libertad de la articulación (elevación-balance o elevación-azimut). Las características dinámicas de dicho sistema corresponden a una descripción modal caracterizada por una relación de amortiguamiento muy baja. Consecuentemente este movimiento generado por un cambio directo de aletas desde la que corresponde al equilibrio en una posición espacial a otra posición espacial implica un movimiento del mástil oscilatorio y muy poco amortiguado.

Para la realización de la tarea de seguimiento precisa y predecible del receptáculo de combustible del vehículo receptor, sin que se corra el riesgo de ocasionar un impacto entre el receptor y el mástil, es necesario que el movimiento de este sea suficientemente amortiguado.

Para conseguir este propósito el estado del arte actual dispone del uso de sistemas eléctricos de control (*fly-by-wire*), con funciones de aumento de estabilidad y mando, de forma que la dinámica del movimiento a través de dicho sistema de control tenga las características deseadas para la realización de la tarea de seguimiento del receptáculo. Un sistema de mandos eléctricos de vuelo consta de:

- Unos elementos de medida de movimiento y/o posición de la plataforma a controlar, denominados sensores.
- Un elemento de control en la cabina del operador, generalmente un *stick* de vuelo, que sirve para comandar las demandas de movimiento deseadas por el operador.
- Unos elementos de actuación que generan el movimiento de los elementos de control de la plataforma, en este caso las superficies aerodinámicas.
- Un ordenador embarcado o sistema de cálculo con un software embarcado donde residen unos algoritmos que alimentados con las ordenes generadas por el operador, junto con las medidas de movimiento y/o posición de la planta generan un comando de movimiento de los elementos de control, a través de sus sistemas de actuación.

Los algoritmos implementados en el ordenador embarcado están orientados a modificar la dinámica natural de la planta a controlar así como proporcionar otras funciones tales como un sistema de demanda de maniobra o posición.

5 En el caso del sistema de mástil de reabastecimiento en vuelo los algoritmos de control deben realizar una función básica de aumento de amortiguamiento de la planta básica, desde un valor muy bajo, cercano a cero, hasta un valor compatible con una respuesta rápida y predecible sin oscilaciones ni excedencias sobre el valor final demandado. Esta respuesta
10 deseada esta asociada a unas condiciones de manejo adecuadas para la realización de la tarea sin necesitar de una compensación significativa de la dinámica de la planta por parte del operador.

El aumento de amortiguamiento se consigue mediante un comando de movimiento de las aletas aerodinámicas de forma que generen una carga tal
15 que ocasionen una fuerza global sobre el mástil que tienda a oponerse al movimiento angular de este. El efecto amortiguador se consigue mediante un movimiento de aletas de una magnitud relacionada con la velocidad angular (normalmente una relación proporcional) y en dirección opuesta a ese movimiento angular. Las características básicas del sistema de reabastecimiento
20 necesitan un aumento de amortiguamiento en los movimientos angulares definidos por ambas articulaciones (elevación-balance o elevación-azimut).

Debido a que en el diseño de la sonda de reabastecimiento prima la longitud de la sonda así como su menor peso posible, las características
25 estructurales del mástil están caracterizadas por unos modos propios con unas frecuencias sensiblemente bajas. Estas frecuencias están cercanas a las frecuencias propias que definen el movimiento del mástil como sólido rígido alrededor de la articulación y de la frecuencia de control del mismo usada por el operador para controlar dicho movimiento. Estos modos flexibles están también
30 caracterizados por una muy baja relación de amortiguamiento, exhibiendo una frecuencia de resonancia muy característica con un alto nivel de amplificación de la respuesta en caso de ser excitados en dicha frecuencia propia.

Los modos flexibles de la sonda son excitados al ser sometidos a cargas exteriores, tales como las fuerzas generadas por las aletas en el proceso de control de la posición del mástil. La excitación por movimiento de las superficies aerodinámicas tiene dos orígenes. Uno debido a la variación de carga aerodinámica al variar su ángulo de incidencia. Otro debido a las cargas inerciales originadas por la rotación alrededor de su eje de giro. En el caso del mástil de reabastecimiento en vuelo es dominante el efecto de generación de carga aerodinámica.

Los elementos del sistema de mandos de vuelo que captan el movimiento del mástil miden el movimiento de la sección del mástil donde están situados los elementos de medida, captando tanto el movimiento como sólido rígido, objeto del control del mismo, como el movimiento asociado a la vibración flexible de la estructura.

Por lo tanto, los algoritmos de control son alimentados por los movimientos rígido y elástico, los cuales a través de estos algoritmos son convertidos en demanda de movimiento de las aletas aerodinámicas. Estas en su movimiento generan a su vez nuevas fuerzas que además de actuar sobre el movimiento del mástil como sólido rígido excitan de nuevo los modos estructurales. Esta combinación de movimientos rígido y elástico es alimentada de nuevo al sistema de control produciéndose un efecto de acoplamiento. El efecto del acoplamiento del movimiento flexible de la estructura con una función de control como sólido rígido recibe el nombre de "acoplamiento estructural".

La excitación de la estructura a través del movimiento de las aletas aerodinámicas decrece a medida que aumenta la frecuencia, debido a la atenuación natural del sistema de actuación, así como a la propia capacidad de generación de fuerza aerodinámica.

Este efecto de realimentación del movimiento debe ser tal que la dinámica resultante sea estable, y debe garantizar además una margen respecto a la condición de inestabilidad del sistema completo, formado por la planta a controlar mas su sistema de control. En la calificación de sistemas aeronavegables se exigen unos márgenes de estabilidad mínimos tanto en el control de los modos rígidos, como en la estabilidad de los modos flexibles.

En el fenómeno del acoplamiento estructural es crítica la cercanía de las frecuencias de control rígidas y las flexibles, por lo que son los primeros modos flexibles de baja frecuencia los que tienen relevancia en el fenómeno. Se denominará modo flexible dominante al que tenga más influencia en el problema del acoplamiento estructural, ya sea por su frecuencia, por una baja relación de amortiguamiento, por la excitación debido a la deflexión de aletas aerodinámicas o por su captación mediante los elementos de medida de movimiento o posición.

Una primera medida para paliar este fenómeno es colocar los sistemas de medida en posiciones no alteradas por el movimiento debido a los modos flexibles relevantes en el fenómeno, o incluso colocar las superficies de control en punto de excitación menor de la estructura. Mientras que la colocación de los elementos de medida de movimiento puede tener a veces una cierta flexibilidad durante el diseño, el posicionamiento de las superficies de control está dado para satisfacer la capacidad de mando y equilibrado de la planta. En cualquier caso un posicionamiento de los elementos de medida en una posición no alterada por el movimiento debido a los modos flexibles relevantes no es una solución robusta debido al cambio de estos modos con los posibles cambios de configuración de la planta, como es el caso del movimiento de extensión del tubo telescópica en el caso del mástil de reabastecimiento.

En el caso del mástil las aletas aerodinámicas deben estar situadas suficientemente alejadas de la articulación para producir un momento de equilibrado alrededor de la articulación mediante una fuerza lo menor posible. Los elementos de medida pueden localizarse en aquellas secciones que interfieran lo menos posible con la sección transversal del mástil, de forma que no aumente significativamente la resistencia aerodinámica. Estos pueden posicionarse en la raíz del mástil y en la sección de las aletas.

Las técnicas habituales de evitar el fenómeno de acoplamiento estructural se basan en realizar un filtrado de las señales, ya sean las obtenidas a través de los sistemas de medida, como las señales de comando de movimiento de aletas, de forma que no se altere el contenido de la señal en cuanto a medida de movimiento rígido. El efecto negativo de dicho filtrado es que cuanto más se quiera atenuar el contenido de la señal flexible a alta frecuencia más desfase se

induce en la señal en el rango de las frecuencias de control como sólido rígido. Este desfase hace que la relación de amortiguamiento máxima que se pueda obtener mediante la realimentación esté limitada. Cuanto mayor sea el desfase menor será la máxima relación de amortiguamiento alcanzable mediante realimentación, y por lo tanto peor serán las cualidades de manejo alcanzables.

En el caso de la sonda de reabastecimiento en vuelo, la cercanía de las frecuencias flexibles y las de control hace que el procedimiento de filtrado habitual no pueda usarse para conseguir simultáneamente los objetivos de garantizar los márgenes de estabilidad requeridos y poseer las características de manejo adecuada para la realización de la tarea de seguimiento del receptáculo. La presente invención está orientada a solventar esta deficiencia.

SUMARIO DE LA INVENCION

15

Un objeto de la presente invención es proporcionar métodos y sistemas de control de un mástil de reabastecimiento en vuelo de un avión receptor desde un avión cisterna que permitan aumentar la longitud del mástil y/o la reducción de su peso.

20

Otro objeto de la presente invención es proporcionar métodos y sistemas de control de un mástil de reabastecimiento en vuelo de un avión receptor desde un avión cisterna que consigan unos márgenes de estabilidad en los modos flexibles que faciliten sus desplazamientos.

25

En un primer aspecto, esos y otros objetos se consiguen con un método de control de un mástil de reabastecimiento en vuelo de un avión receptor desde un avión cisterna que está dotado de una extensión telescópica y unas superficies aerodinámicas de control mediante el cual se lleva a cabo una función de aumento de amortiguamiento de su desplazamiento mediante un movimiento de dichas superficies aerodinámicas de control de una magnitud relacionada con la velocidad angular del mástil y en dirección opuesta a la de su desplazamiento, que incluye un sistema de cálculo para la obtención de la

30

velocidad angular Q no afectada por la resonancia del modo flexible que comprende los siguientes pasos:

- Se disponen al menos dos sensores de posición y/o movimiento en dos posiciones del mástil situadas en lados opuestos del valle del modo flexible dominante cualquiera que sea la longitud L de la extensión telescópica y se determinan los módulos $D1$, $D2$ de las deformadas angulares del modo flexible dominante en las secciones del mástil en las que están situados dichos sensores.

- Se obtienen las velocidades angulares $Q1$, $Q2$ en las secciones del mástil donde están posicionados dichos al menos dos sensores a partir de los datos proporcionados por ellos.

- Se obtiene dicha velocidad angular Q como una función de dichas velocidades angulares $Q1$, $Q2$ y dichos módulos $D1$, $D2$ que elimina la componente del movimiento elástico del modo flexible dominante.

En una realización preferente del método objeto de la presente invención, dichos módulos $D1$, $D2$ se determinan a partir de mediciones efectuadas sobre el propio mástil.

En otra realización preferente del método objeto de la presente invención, dichos módulos $D1$, $D2$ se obtienen a partir de cálculos realizados con herramientas de simulación. Se consigue con ello permitir, al menos en parte, el desarrollo del método antes de disponer de una realización física del mástil.

En otra realización preferente del método objeto de la presente invención se aplica una compensación de un eventual retardo en la obtención de dichas velocidades angulares $Q1$, $Q2$ para garantizar que exista entre ellas un desfase de 180° en la frecuencia propia del modo flexible dominante. Se consigue con ello que la velocidad Q obtenida según el método objeto de la presente invención sea fiable.

En otra realización preferente del método objeto de la presente invención se obtiene dicha velocidad Q mediante una suma ponderada de las velocidades angulares $Q1$, $Q2$ obtenidas a partir de los datos proporcionados por dichos sensores utilizando para cada una de ellas unos factores de ponderación $X1$, $X2$ directamente proporcionales a, respectivamente, los módulos $D2$, $D1$ de las

deformadas angulares del modo flexible dominante en las secciones del mástil donde está posicionado el sensor opuesto e inversamente proporcionales a la suma de dichos módulos D1, D2. Se facilita con ello la obtención de la velocidad Q necesaria para llevar a cabo la mencionada función de aumento de amortiguamiento.

En otra realización preferente del método objeto de la presente invención, se incluye un paso adicional de validación de dichos factores de ponderación X1, X2 comprobando que coinciden con los que se obtienen sustituyendo los módulos D1, D2 por las amplitudes A1, A2 del movimiento angular del modo elástico dominante en las secciones del mástil donde están posicionados dichos sensores en la frecuencia Fd del modo flexible dominante respecto a la excitación de las superficies aerodinámicas, obteniéndose dichas amplitudes A1, A2 mediante mediciones realizadas con el mástil en vuelo. Se consigue con ello, garantizar la fiabilidad de la velocidad Q obtenida según el método objeto de la presente invención.

En un segundo aspecto, esos y otros objetos se consiguen con un sistema de control de un dispositivo de reabastecimiento en vuelo de un avión receptor desde un avión cisterna que utiliza un mástil, dotado de una extensión telescópica y unas superficies aerodinámicas de control, que está unido al avión cisterna por medio de una articulación mecánica que comprende:

- Unos sensores de medición de parámetros de movimiento y posición de dicho mástil y su extensión telescópica y en particular al menos dos sensores dispuestos en el mástil en unas posiciones que aseguran su situación en lados opuestos del valle del modo flexible dominante cualquiera que sea la dimensión de la extensión telescópica.

- Unos actuadores de dichas superficies aerodinámicas de control.

- Un sistema computerizado de gobierno de dichos actuadores a partir de las instrucciones proporcionadas por una unidad de comando y los datos proporcionados por dichos al menos dos sensores que incluye un sub-sistema para llevar a cabo una función de aumento de amortiguamiento, mediante un movimiento de dichas superficies aerodinámicas de control de una magnitud relacionada con la velocidad angular del mástil y en dirección opuesta, con un

programa de ordenador para la obtención de la velocidad angular Q del mástil no afectada por la resonancia del modo flexible dominante como una función de las velocidades angulares Q1, Q2 obtenidas a partir de los datos proporcionados por dichos al menos dos sensores y de los módulos D1, D2 de las deformadas angulares del modo flexible dominante en las secciones del mástil en las que están situados dichos al menos dos sensores que elimina la componente del movimiento elástico del modo flexible dominante.

En una realización preferente del sistema objeto de la presente invención, dichos módulos D1, D2 se determinan a partir de mediciones efectuadas sobre el propio mástil.

En otra realización preferente del sistema objeto de la presente invención, dichos módulos D1, D2 se obtienen a partir de cálculos realizados con herramientas de simulación. Se consigue con ello permitir, al menos en parte, el desarrollo del sistema antes de disponer de una realización física del mástil.

En otra realización preferente del sistema objeto de la presente invención se aplica una compensación de un eventual retardo en la obtención de dichas velocidades angulares Q1, Q2 para garantizar que exista entre ellas un desfase de 180° en la frecuencia propia del modo flexible dominante. Se consigue con ello que la velocidad Q obtenida según el sistema objeto de la presente invención sea fiable.

En otra realización preferente del sistema objeto de la presente invención se obtiene dicha velocidad Q mediante una suma ponderada de las velocidades angulares Q1, Q2 obtenidas a partir de los datos proporcionados por dichos sensores utilizando para cada una de ellas unos factores de ponderación X1, X2 directamente proporcionales a, respectivamente, los módulos D2, D1 de las deformadas angulares del modo flexible dominante en las secciones del mástil donde está posicionado el sensor opuesto e inversamente proporcionales a la suma de dichos módulos D1, D2. Se facilita con ello la obtención de la velocidad Q necesaria para llevar a cabo la mencionada función de aumento de amortiguamiento.

En un tercer aspecto, esos y otros objetos se consiguen con un programa de ordenador adaptado para ejecutar el método de control mencionado anteriormente.

Otras características y ventajas de la presente invención se desprenden de la descripción detallada que sigue en relación con las figuras que se acompañan.

DESCRIPCIÓN DE LAS FIGURAS

10 La Figura 1 muestra una vista lateral del tipo de sistema de reabastecimiento en vuelo al cual se aplica la presente invención.

La Figura 2 muestra la definición de los ángulos de movimientos de un mástil de reabastecimiento en vuelo, así como un esquema de la envuelta de ángulos de elevación y lateral de un mástil de reabastecimiento en vuelo.

15 La Figura 3 muestra el esquema del sistema de control de vuelo, con sus elementos integrantes.

La Figura 4 muestra el posicionamiento de los elementos de medida de posición/movimiento en el mástil en una realización preferente de la presente invención así como un esquema de la forma modal dominante y los desplazamientos lineales y angulares de dicha forma modal.

20 La Figura 5 muestra un esquema del algoritmo de mezclado de las velocidades angulares derivadas de las señales provenientes de cada elemento de medida, así como el retardo para compensar el desfase relativo de proceso entre ambas señales en una realización preferente de la presente invención.

25 La Figura 6 muestra la relación de las respuestas en frecuencia de las velocidades angulares obtenidas de cada elemento de medida y la respuesta en frecuencia de la velocidad angular obtenida mediante el mezclado de las señales, en una realización preferente de la presente invención.

30 **DESCRIPCIÓN DETALLADA DE LA INVENCION**

Uno de los procedimientos actualmente en uso para el reabastecimiento en vuelo de aeronaves consiste en el empleo de un mástil 11 dotado de una extensión telescópica 12, a través de la cual se transfiere combustible del avión cisterna 13 al avión receptor 14, según se observa en la Figura 1. El mástil 11 está unido al avión cisterna 13 mediante una articulación 15 de dos grados de libertad (elevación-balance o elevación-azimut), y dispone de superficies aerodinámicas de control 16 en forma de aletas aerodinámicas móviles situadas cerca del extremo contrario al de la articulación 15 que, mediante variaciones independientes de la incidencia de cada aleta respecto a la corriente incidente, permiten al operador del sistema (no mostrado) controlar el movimiento del mástil 11 variando su posición en el espacio dentro de una envuelta 21 dada, dicha envuelta 21 teniendo una elevación γ y un ángulo lateral θ respecto al plano de simetría 10 del avión cisterna 13, según se desprende de la Figura 2, correspondiente a los giros alrededor de los ejes de giro permitidos por la articulación 15.

En la realización preferente de la presente invención, ilustrada en las Figuras 3-6, el sistema de mandos de vuelo 30 consta de unos actuadores 31 de las aletas 16, unos sensores 32, 33 situados en los extremos del mástil 11, un sistema computerizado de gobierno 34 que contiene unos algoritmos de control 35 y una unidad de comando 36 por parte del operador. Los algoritmos de control toman las medidas 37, 38 proporcionadas por los sensores 32, 33 junto con las ordenes generadas por el operador a través de su unidad de comando 36 para generar ordenes de movimiento de las aletas 16 que se consiguen a través de sus actuadores 31.

Otros elementos de medida (no mostrados) proporcionan información sobre la condición de vuelo y de la configuración, como la longitud L de la extensión del tubo telescópico 12.

Tal y como se muestra en la Figura 4 el modo flexible dominante del mástil 11 tiene una forma modal 40 con un valle 41 cerca de la sección central del mástil 11. La forma modal 40 tiene una deformación lineal 45 máxima en la posición de valle 41, aunque su deformación angular es cero. La deformación angular 47 cambia de signo a ambos lados del valle 41. Los módulos de las

deformaciones angulares de las secciones de posicionamiento de los sensores 32, 33 vienen dadas por los puntos 42, 43 en la línea 47 y las deformaciones tienen signos opuestos.

Los sensores 32, 33 se posicionan a ambos lados del valle 41 de la forma modal dominante 40, por lo que la deformación angular en lados opuestos de dicho valle 41 tienen signo opuesto. Las secciones del mástil en las que se posicionan dichos sensores deben estar suficientemente alejadas del valle 41 de dicho modo elástico dominante para asegurar una posición adecuada en las distintas configuraciones de tubo telescópico 12. Ambas secciones deben estar en extremos opuestos a dicho valle 41 que se corresponde con la condición de máxima deformación del modo elástico y de influencia nula en cuanto a deformación angular. Las secciones localizadas en secciones a la derecha e izquierda del valle tienen una componente angular debido al modo flexible en oposición de fase.

Así pues, en el posicionamiento de los sensores 32, 33 hay que tener en cuenta la variación de la forma modal dominante 40 con la variación de la longitud L de la extensión del tubo telescópico, factor que hace variar dicha forma modal, para seguir cumpliendo la condición de encontrarse en lados opuestos de dicho valle 41.

Para cada giro definido por la articulación 15 (elevación-balance o elevación-azimut) se derivan dos velocidades angulares provenientes de cada uno de los sensores 32, 33. En cada eje de giro se obtienen, pues, dos medidas 37, 38 provenientes cada una de un sensor. La obtención de las velocidades angulares Q_1 , Q_2 a partir de las medidas 37, 38, puede obtenerse por medida directa en caso de sensores de giro, por derivación en caso de sensores de posición, o por integración en caso de sensores de aceleración, además de la composición algebraica para la determinación de la velocidad angular en los ejes de giro (elevación-balance o elevación-azimut) del mástil 11 alrededor de los ejes definidos por la articulación 15. Así mismo cada medida 37, 38 lleva asociada un proceso de transferencia desde el sensor al sistema de cálculo y un proceso interno de adquisición, digitalización, consolidación y votado 50.

La velocidad angular no afectada por la componente elástica Q, objetivo de la presente invención, se obtiene con la suma ponderada de las velocidades angulares Q1, Q2 obtenidas a partir del procesado de las medidas 37, 38 provenientes de los sensores 32, 33. Los factores de ponderación X1, X2 de cada velocidad angular Q1, Q2 corresponden al modulo de la deformada angular modal en la posición del sensor opuesto dividido por la suma de los módulos de las deformadas en las posiciones de ambos sensores, siguiendo la expresión:

$$Q = Q1 * X1 + Q2 * X2$$

Siendo, tal como se muestra en la Figura 4:

- Q1: velocidad angular proveniente de la señal 37 del sensor 32
- Q2: velocidad angular proveniente de la señal 38 del sensor 33
- X1: factor de ponderación de la velocidad angular proveniente del sensor 32. Es igual a:
 - $X1 = D2 / (D1 + D2)$
- X2 : factor de ponderación de la velocidad angular proveniente del sensor 33. Es igual a:
 - $X2 = D1 / (D1 + D2)$
- D1: Modulo de la deformación angular del modo elástico dominante en la sección donde se localiza el sensor 32
- D2: Modulo de la deformación angular del modo elástico dominante en la sección donde se localiza el sensor 33

La relación entre los módulos D1, D2 de las deflexiones angulares flexibles en las secciones donde se localizan los sensores 32, 33 depende únicamente de la forma modal dominante 40 pero no de sus características modales (frecuencia y amortiguamiento) ni de la excitación debida al accionamiento de las aletas 16. El único factor que hace variar la forma modal es la longitud L de la extensión del tubo telescópico 12, por lo que los factores de ponderación X1 y X2 deben hacerse variables con dicha longitud L en el algoritmo de mezclado. Los factores de ponderación X1 y X2 así obtenidos tienen valores comprendidos entre cero y uno, y son complementarios a la unidad. De esta forma se garantiza que se mantiene inalterada la componente

de la señal a las frecuencias de control rígidas, donde ambas señales están en fase.

Los módulos D1, D2 se determinan bien mediante mediciones efectuadas sobre el propio mástil 11 o bien mediante cualquier procedimiento analítico y en particular procedimientos analíticos utilizando herramientas de simulación.

El algoritmo de mezclado queda mostrado esquemáticamente en la Figura 5, dentro del conjunto de los algoritmos de control 35. La derivación de las velocidades angulares Q1, Q2 a partir de las medidas 37, 38 provenientes de los sensores 32, 33 puede dar lugar a un desfase o retardo relativo adicional entre ambas velocidades angulares Q1, Q2. Las velocidades angulares Q1 y Q2 deben preprocesarse antes de su mezclado añadiendo a la señal menos desfasada un retardo adicional R igual a la diferencia de los retardos inducidos en la generación de ambas velocidades angulares Q1, Q2 a partir de sus medidas 37, 38 de forma que se mantengan en la condición de oposición de fase.

Los factores de ponderación X1, X2 de las velocidades angulares Q1, Q2 deben así mismo comprobarse a partir de las medidas del espécimen en vuelo mediante la obtención de las respuestas en frecuencia 62, 63 de las velocidades angulares Q1, Q2 a la deflexión de las aletas aerodinámicas 16. Los factores de ponderación X1, X2 se obtienen de igual manera a partir de las amplitudes A1, A2 de dichas respuestas en frecuencia 62 y 63 en la frecuencia propia Fd del modo flexible dominante 40 aplicando la misma expresión que la usada anteriormente:

- X1: factor de ponderación de la velocidad angular proveniente del sensor 32. Es igual a
 - $X1 = A2 / (A1 + A2)$
- X2: factor de ponderación de la velocidad angular proveniente del sensor 33. Es igual a:
 - $X2 = A1 / (A1 + A2)$
- A1: Amplitud del movimiento angular del modo elástico dominante en la sección donde se localiza el sensor 32, en la frecuencia Fd del modo dominante 40 respecto a la excitación de las aletas 16.

La amplitud se expresa en unidades físicas (ángulo/tiempo v.s. ángulo) no en dB.

- A2: Amplitud del movimiento angular del modo elástico dominante en la sección donde se localiza el sensor 33, en la frecuencia F_d del modo dominante 40 respecto a la excitación de las aletas 16. La amplitud se expresa en unidades físicas (ángulo/tiempo v.s. ángulo) no en dB.

Las respuestas en frecuencia quedan descritas esquemáticamente en la Figura 6. En ella se muestra la respuesta en frecuencia 65 de la velocidad angular no afectada por la componente elástica Q comparada con las respuestas en frecuencia 62, 63 de las velocidades angulares Q1, Q2 originales derivadas de las medidas 37, 38 de los sensores 32 y 33, respecto a la deflexión de aletas 16.

Para la correcta implementación del algoritmo de mezclado debe comprobarse que el retardo R adicional incluido en el post-proceso de la señal menos retardada cumple con el requerimiento de que ambas funciones de transferencia 62 y 63 estén desfasadas 180 grados en la frecuencia propia F_d del modo flexible dominante. En caso de no cumplirse esta condición debe ajustarse dicho retardo R convenientemente para satisfacer dicha condición. Esta condición garantiza que la suma ponderada de ambas velocidades angulares no contenga una amplificación debida a la resonancia estructural.

Dado que ese parámetro depende únicamente de retardos debidos al distinto procesamiento de ambas señales, una vez ajustado es un dato fijo que no sufre variaciones durante la operación.

Como hemos señalado, el método que venimos de describir detalladamente se circunscribe a la obtención de una señal adecuada de realimentación para aumento de amortiguamiento que no esté influida por las características del movimiento del modo flexible dominante, que se utiliza en el marco del sistema global de control del mástil de reabastecimiento en vuelo. Para el resto de los modos flexibles no dominantes se aplica la técnica convencional de filtrado de señales de medida y/o de ordenes de comando a las superficies aerodinámicas de control.

La señal obtenida con el método objeto de presente invención es una medida de la velocidad angular del mástil como sólido rígido que garantiza la supresión del efecto de resonancia estructural en el lazo de control sin efectos de desfase en el rango de frecuencias de control como sólido rígido.

5 El método de obtención de dicha señal según la presente invención es un método robusto dado que solamente depende de la forma del modo flexible dominante y no del conocimiento exacto de sus características de frecuencia amortiguamiento ni respuesta a una excitación generada por el movimiento de las aletas.

10 Aunque la presente invención se ha descrito enteramente en conexión con realizaciones preferidas, es evidente que se pueden introducir aquellas modificaciones dentro del alcance de, no considerando éste como limitado por las anteriores realizaciones, las reivindicaciones siguientes.

REIVINDICACIONES

1.- Un método de control de un mástil (11) de reabastecimiento en vuelo
5 de un avión receptor (14) desde un avión cisterna (13) que está dotado de una
extensión telescópica (12) y unas superficies aerodinámicas de control (16)
mediante el cual se lleva a cabo una función de aumento de amortiguamiento de
su desplazamiento mediante un movimiento de dichas superficies aerodinámicas
10 (16) de una magnitud relacionada con la velocidad angular del mástil
(11) y en dirección opuesta a la de su desplazamiento, caracterizado porque
incluye un sistema de cálculo para la obtención de la velocidad angular Q no
afectada por la resonancia del modo flexible dominante (40) que comprende los
siguientes pasos:

a) se disponen al menos dos sensores (32, 33) de posición y/o
15 movimiento en dos posiciones del mástil (11) situadas en lados opuestos del
valle (41) del modo flexible dominante (40) cualquiera que sea la longitud L de la
extensión telescópica (12) y se determinan los módulos ($D1$, $D2$) de las
deformadas angulares del modo flexible dominante (40) en las secciones del
mástil (11) en las que están situados dichos al menos dos sensores (32, 33);

20 b) se obtienen las velocidades angulares ($Q1$, $Q2$) en las secciones del
mástil (11) donde están posicionados dichos al menos dos sensores (32, 33) a
partir de los datos proporcionados por ellos;

c) se obtiene dicha velocidad angular Q como una función de dichas
velocidades angulares ($Q1$, $Q2$) y dichos módulos ($D1$, $D2$) que elimina la
25 componente del movimiento elástico del modo flexible dominante (40).

2.- Un método de control de un mástil (11) de reabastecimiento en vuelo
según la reivindicación 1, caracterizado porque dichos módulos ($D1$, $D2$) se
determinan a partir de mediciones efectuadas sobre el propio mástil (11) o a
30 partir de cálculos realizados con herramientas de simulación.

3.- Un método de control de un mástil (11) de reabastecimiento en vuelo según cualquiera de las reivindicaciones 1-2, caracterizado porque en el paso c) se aplica una compensación de un eventual retardo en la obtención de dichas velocidades angulares (Q1, Q2) para garantizar que exista entre ellas un desfase de 180° en la frecuencia propia del modo flexible dominante (40).

4.- Un método de control de un mástil (11) de reabastecimiento en vuelo según cualquiera de las reivindicaciones 1-3, caracterizado porque dicha velocidad Q se obtiene mediante una suma ponderada de las velocidades angulares (Q1, Q2) obtenidas a partir de los datos proporcionados por dichos sensores (32, 33), utilizando para cada una de ellas unos factores de ponderación (X1, X2) directamente proporcionales a, respectivamente, los módulos (D2, D1) de las deformadas angulares del modo flexible dominante (40) en las secciones del mástil donde está posicionado el sensor opuesto (33, 32) e inversamente proporcionales a la suma de dichos módulos (D1, D2).

5.- Un método de control de un mástil (11) de reabastecimiento en vuelo según la reivindicación 4, caracterizado porque incluye un paso adicional de validación de dichos factores de ponderación (X1, X2) comprobando que coinciden con los que se obtienen sustituyendo los módulos (D1, D2) por las amplitudes (A1, A2) del movimiento angular del modo elástico dominante en las secciones del mástil donde están posicionados dichos sensores (32, 33) en la frecuencia Fd del modo flexible dominante (40) respecto a la excitación de las superficies aerodinámicas (16), obteniéndose dichas amplitudes (A1, A2) mediante mediciones realizadas con el mástil (11) en vuelo.

6.- Sistema de control de un dispositivo de reabastecimiento en vuelo de un avión receptor (14) desde un avión cisterna (13) que utiliza un mástil (11), dotado de una extensión telescópica (12) y unas superficies aerodinámicas de control (16), que está unido al avión cisterna (13) por medio de una articulación mecánica (15) que comprende:

- unos sensores de medición de parámetros de movimiento y posición de dicho mástil (11) y su extensión telescópica (12);

- unos actuadores (31) de dichas superficies aerodinámicas de control (16);

5 - un sistema computerizado (34) de gobierno de dichos actuadores (31) a partir de las instrucciones proporcionadas por una unidad de comando (36) y los datos proporcionados por dichos sensores que incluye un sub-sistema para llevar a cabo una función de aumento de amortiguamiento mediante un movimiento de dichas superficies aerodinámicas de control (16) de una
10 magnitud relacionada con la velocidad angular del mástil (11) y en dirección opuesta;

caracterizado porque:

a) dicho sub-sistema incluye un programa de ordenador para obtener la velocidad angular Q del mástil (11) no afectada por la resonancia del modo flexible dominante (40) como una función de las velocidades angulares (Q_1 , Q_2)
15 obtenidas a partir de los datos proporcionados por al menos dos sensores (32, 33) y de los módulos (D_1 , D_2) de las deformadas angulares del modo flexible dominante (40) en las secciones del mástil (11) en las que están situados dichos al menos dos sensores (32, 33) que elimina la componente del movimiento
20 elástico del modo flexible dominante (40);

b) dichos al menos dos sensores (32, 33) están dispuestos en el mástil (11) en unas posiciones que aseguran su situación en lados opuestos del valle (41) del modo flexible dominante (40) cualquiera que sea la longitud L de la extensión telescópica (12).

25

7.- Sistema de control de un dispositivo de reabastecimiento en vuelo según la reivindicación 6, caracterizado porque dichos módulos (D_1 , D_2) se determinan a partir de mediciones efectuadas sobre el propio mástil (11) o a partir de cálculos realizados con herramientas de simulación.

30

8.- Sistema de control de un dispositivo de reabastecimiento en vuelo según cualquiera de las reivindicaciones 6-7, caracterizado porque en dicho

programa de ordenador se aplica una compensación de un eventual retardo en la obtención de dichas velocidades angulares (Q1, Q2) para garantizar que exista entre ellas un desfase de 180° en la frecuencia propia del modo flexible dominante (40).

5

9.- Sistema de control de un dispositivo de reabastecimiento en vuelo según cualquiera de las reivindicaciones 6-8, caracterizado porque en dicho programa de ordenador dicha velocidad Q se obtiene mediante una suma ponderada de las velocidades angulares (Q1, Q2) obtenidas a partir de los datos proporcionados por dichos sensores (32, 33), utilizando para cada una de ellas
10 unos factores de ponderación (X1, X2) directamente proporcionales a, respectivamente, los módulos (D2, D1) de las deformadas angulares del modo flexible dominante (40) en las secciones del mástil donde está posicionado el sensor opuesto (33, 32) e inversamente proporcionales a la suma de dichos
15 módulos (D1, D2).

10. Un programa de ordenador adaptado para ejecutar el método de cualquiera de las reivindicaciones 1 a 5.

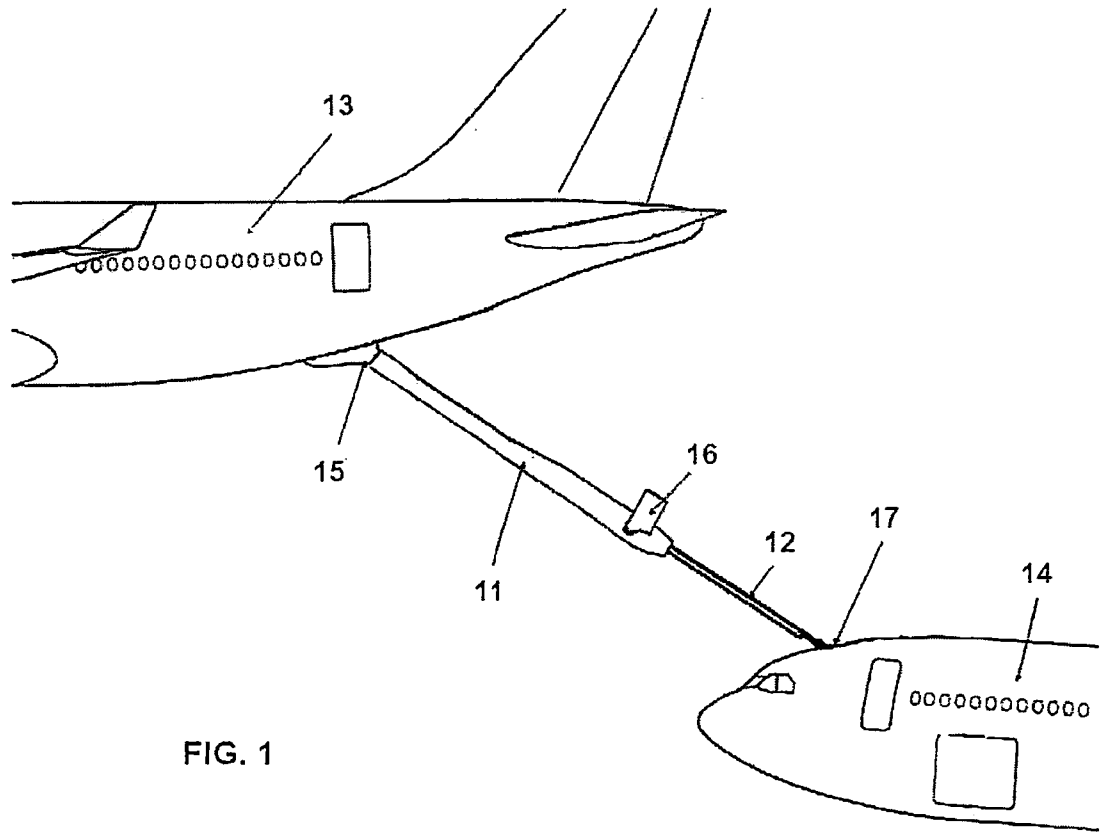


FIG. 1

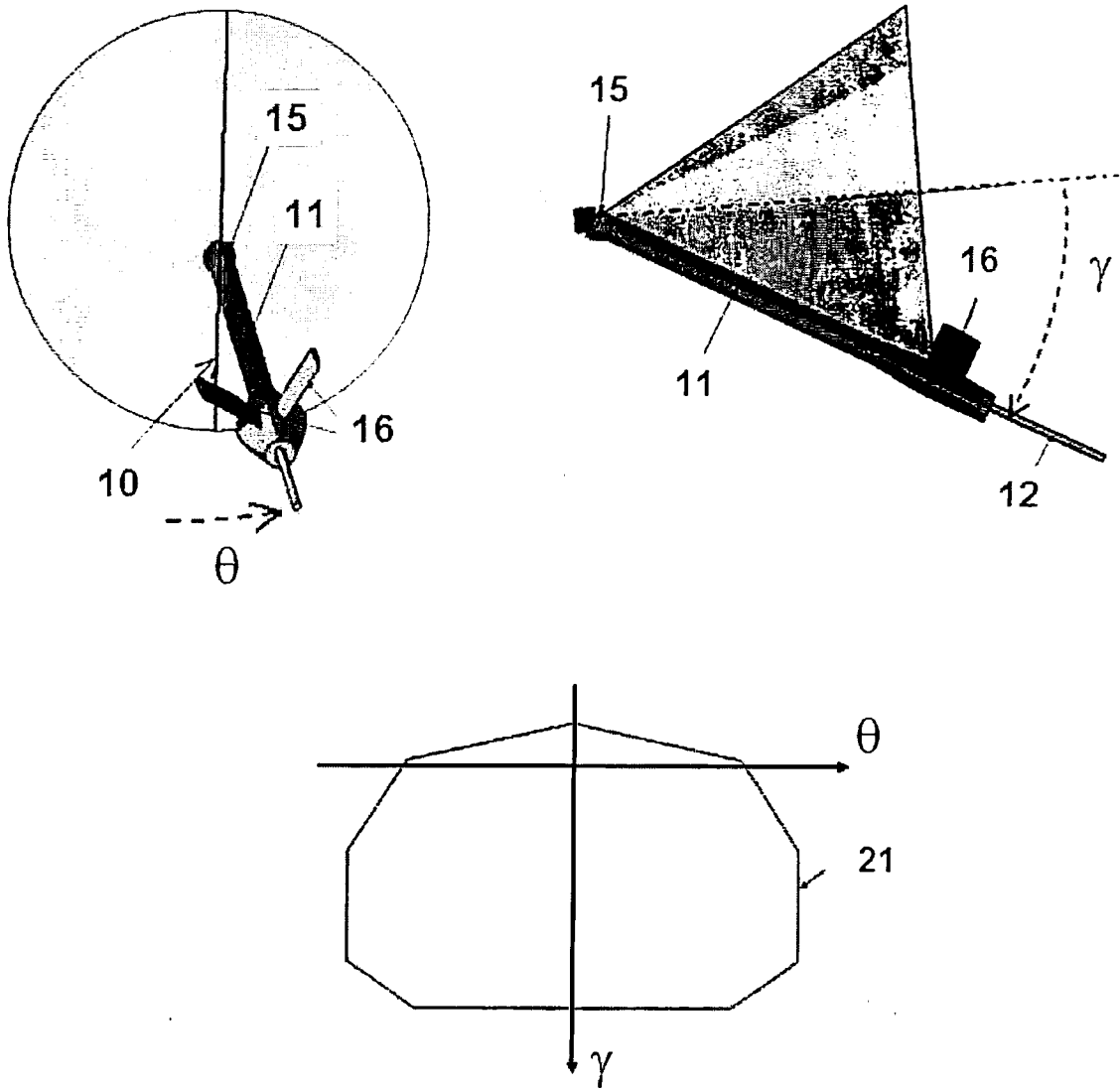


FIG. 2

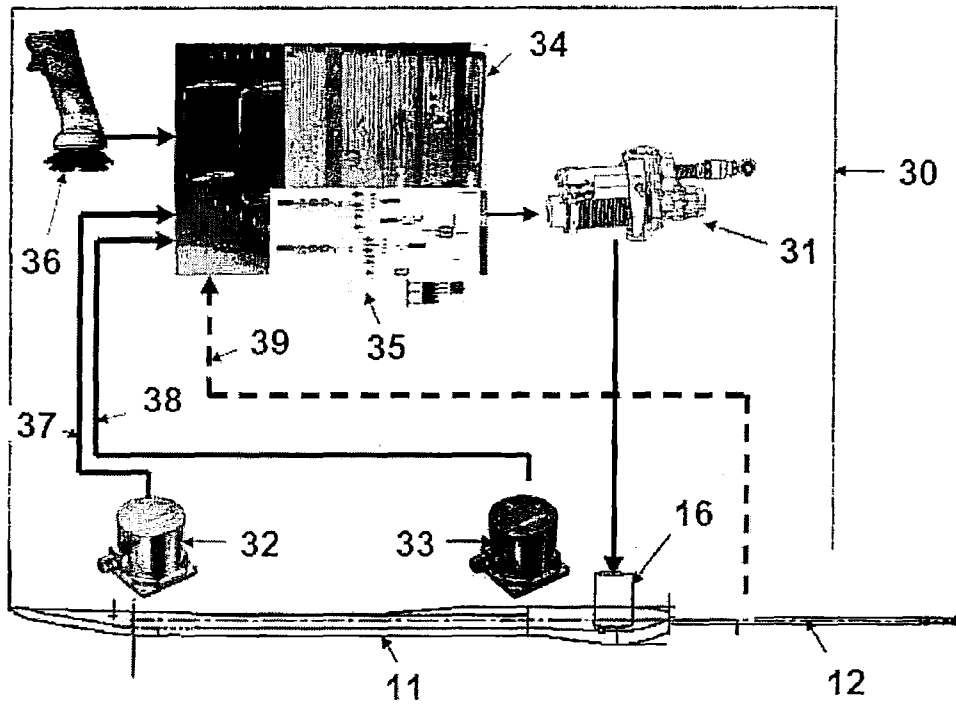


FIG. 3

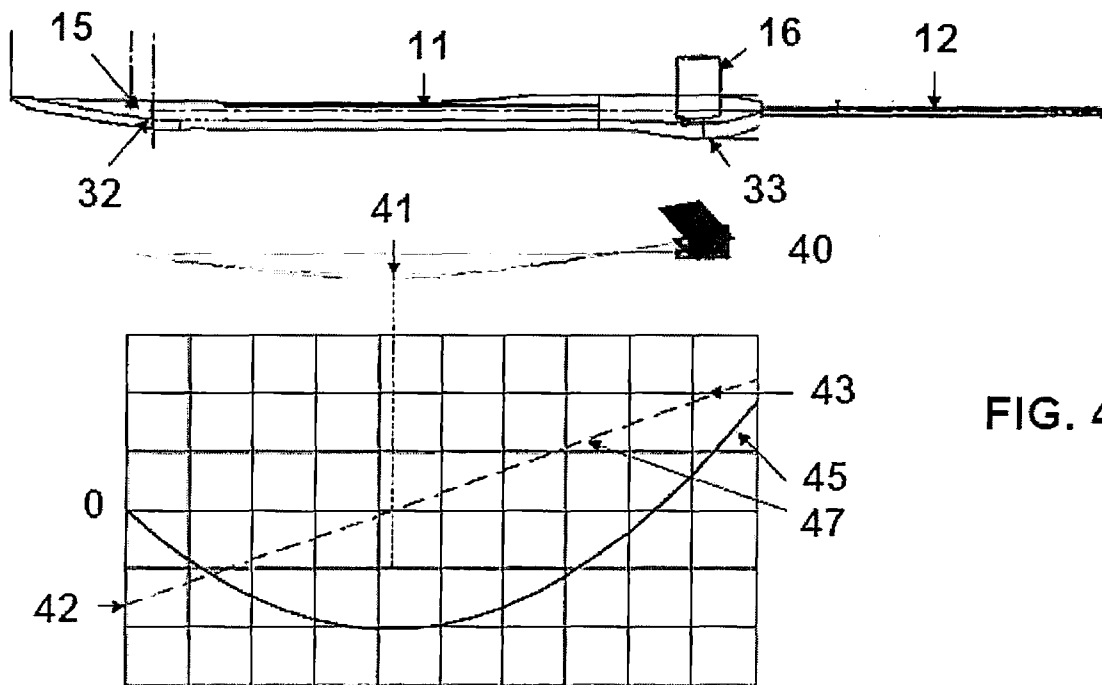


FIG. 4

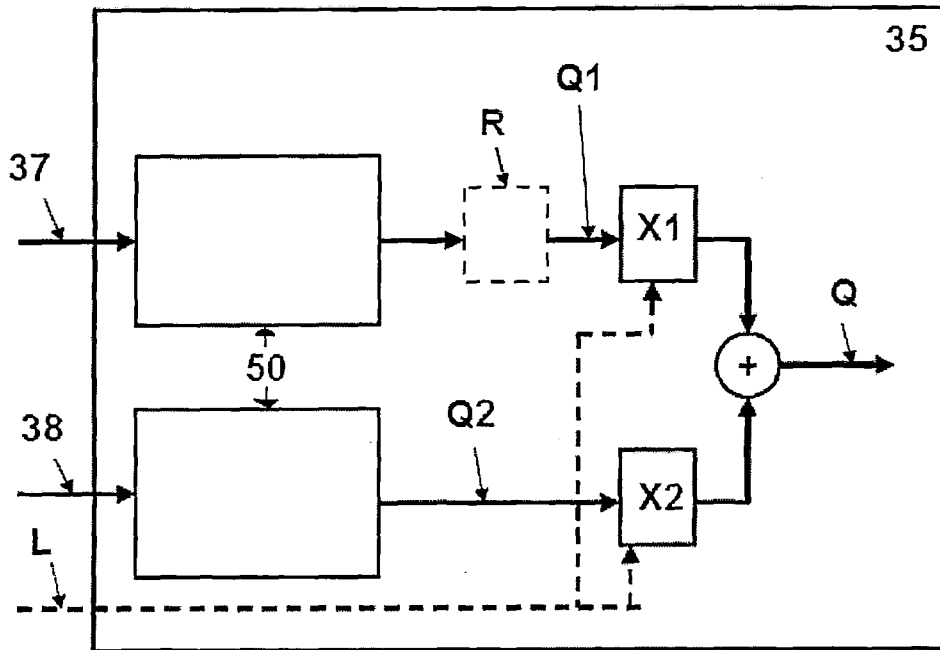


FIG. 5

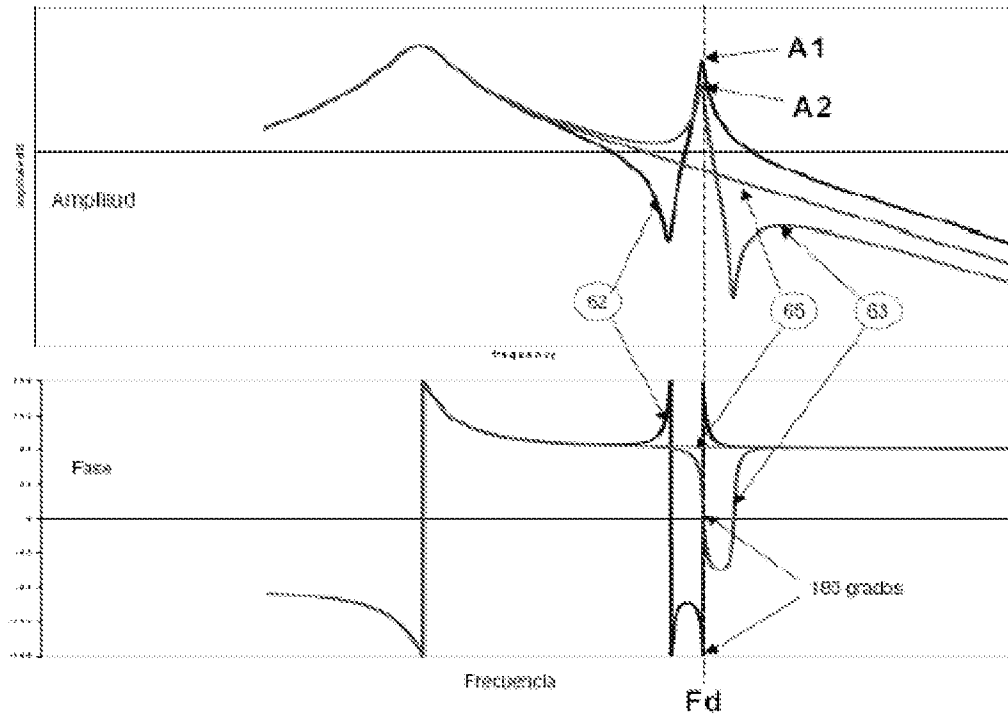


FIG. 6