

19



OFICINA ESPAÑOLA DE  
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 543 633**

51 Int. Cl.:

**G05D 1/00** (2006.01)

**G05D 1/04** (2006.01)

**G05D 1/06** (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **28.07.2011 E 11175857 (9)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **29.04.2015 EP 2551737**

54 Título: **Método y aparato para minimizar las cargas estructurales dinámicas de un avión**

45 Fecha de publicación y mención en BOPI de la traducción de la patente:  
**20.08.2015**

73 Titular/es:

**AIRBUS DEFENCE AND SPACE GMBH (100.0%)**  
**Willy-Messerschmitt-Strasse 1**  
**85521 Ottobrunn, DE**

72 Inventor/es:

**WILDSCHKEK, ANDREAS y**  
**HANIS, TOMAS**

74 Agente/Representante:

**DE ELZABURU MÁRQUEZ, Alberto**

**ES 2 543 633 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**

Método y aparato para minimizar las cargas estructurales dinámicas de un avión

5 La invención se refiere a minimizar las cargas estructurales dinámicas de un avión, introducidas en éste por una excitación exterior.

10 Las cargas estructurales dinámicas son introducidas en la estructura de un avión por excitaciones exteriores, por ejemplo, causadas por el viento, ráfagas, turbulencias o influencias similares, y por excitaciones debidas a demandas del piloto/sistema de control de vuelo. Debido a las propiedades de flexibilidad de la estructura de un avión, dicha excitación puede dar lugar a oscilaciones o vibraciones que pueden exceder una magnitud dada, de forma que pueden ser perjudiciales para la estructura del avión, especialmente las frecuencias dentro del intervalo de las oscilaciones naturales o características de la estructura flexible del avión. Si se desea reducir la masa de la estructura del avión disminuyendo la alta relación dimensional entre el ala y el fuselaje, es necesario tomar medidas contra las cargas estructurales dinámicas excesivas.

15 Las ráfagas atmosféricas excitan cargas dinámicas en el ala especialmente en las raíces de las alas así como aceleraciones verticales críticas para la seguridad de los pasajeros. Además de las cargas de maniobra, estas cargas hacen que se tenga que aumentar el tamaño de la estructura del avión. Si es posible reducir dichas cargas, entonces es posible realizar un diseño del ala más ligero, mejorando el consumo de combustible y por tanto reduciendo los costos de operación directos. Otra ventaja es el aumento de la seguridad de los pasajeros debido a la disminución de las aceleraciones verticales.

20 El documento alemán DE 198 41 632 C2 describe un método para compensar las oscilaciones estructurales de un avión, introducidas por una excitación exterior, que comprende detectar al menos una frecuencia del fuselaje del avión con una disposición de sensores, proporcionando dicha frecuencia del fuselaje del avión a un controlador de vuelo al menos, y produciendo movimientos de las superficies de control del avión para minimizar las oscilaciones excitadas.

25 En una ráfaga ascendente el primer pico de carga puede ser eliminado mediante un rápido despliegue de los spoilers de la superficie del ala superior o extradós, véase la patente de Airbus US 20080265104 A. Este enfoque está limitado por la autoridad de control (tiempo de reacción, potencia del actuador), por las cargas que introduce el rápido despliegue de los spoilers en la estructura del ala, así como por la restricción de que el segundo pico de la aceleración de flexión del ala no debe aumentar debido al despliegue del spoiler.

30 La patente europea EP 1 814 006 A1 propone el accionamiento simétrico de los alerones para aliviar la carga de ráfaga usando una señal del sensor alfa filtrada de paso alto como referencia para la ráfaga y un controlador de prealimentación adaptativo. Este enfoque resuelve los problemas mencionados anteriormente, pero está más limitado todavía por la autoridad de control de los alerones.

35 Se describen aparatos y métodos adicionales para reducir vibraciones causadas por una ráfaga en la patente alemana DE 10 2008 014 236 A1 y en la patente europea EP 1 854 717 A1. En la patente EP 1 854 717 A1, se describe como pueden generarse comandos de control para aliviar perturbaciones. La patente DE 10 2008 014 236 A1 describe un aparato y un método de control adaptativo.

40 El método según se describe en la patente de los EE.UU. US20080265104 es considerado como el más parecido a la técnica anterior. En él se sugiere desplegar solamente spoilers (y otras superficies de control respectivamente) durante algún tiempo prescrito para compensar las cargas de ráfaga, y a continuación replugarlos de nuevo. Dicho despliegue de spoilers excita el primer modo de flexión del ala (entre otros modos flexibles). El despliegue (y por tanto el alivio de la carga) es restringido de esta manera por el segundo pico de carga.

45 El objetivo de la invención es proporcionar un método optimizado y un aparato optimizado para aliviar las cargas estructurales dinámicas causadas por una ráfaga en un avión.

50 Se consigue este objetivo mediante un método, un dispositivo y/o un sistema según se define en las reivindicaciones independientes.

Realizaciones ventajosas de la invención forman la materia sujeto de las reivindicaciones dependientes.

55 Según un aspecto de la invención, las superficies de control no son solamente desplegadas, sino accionadas de una forma dinámica prescrita para minimizar no sólo el primer pico de carga sino también un pico siguiente al menos.

60 De preferencia, el primer pico y todos los picos de carga siguientes son minimizados por el accionamiento dinámico prescrito de las superficies de control.

65

De preferencia, este accionamiento dinámico puede ser iniciado por un sensor alfa o por una medida de la aceleración vertical, por LIDAR o por cualquier combinación de éstas.

5 En comparación con la técnica anterior descrita en la patente US20080265104, la invención y/o sus realizaciones preferentes proporcionan la ventaja de que los spoilers y/u otras superficies de control no son solamente desplegados y retraídos después de un tiempo prescrito sino que se abren y cierran de una forma dinámica prescrita. De esta manera, se aprovecha en su totalidad la autoridad de control de los spoilers.

10 Según una realización preferida, también para ráfagas descendentes, un despliegue de spoilers retrasado alivia el primer pico positivo de la flexión del ala.

15 Una ventaja de una realización de la invención es que las cargas de pico, esto es, el primer pico y los picos siguientes inducidos por una ráfaga fuerte pueden ser aliviados óptimamente, en caso de ráfagas ascendentes así como en caso de ráfagas descendentes con la autoridad de control disponible y/o el ancho de banda del actuador.

La invención proporciona un método para aliviar dinámicamente las cargas generadas en un avión por una perturbación causada por una ráfaga, el método comprende los pasos de:

20 detectar automáticamente una perturbación causada por una ráfaga en un avión en vuelo; cuando se detecta una perturbación causada por una ráfaga, generar automáticamente comandos de control para las superficies de control; y aplicar los comandos de control para accionar las superficies de control; en donde el método comprende además:

25 accionar dinámicamente las superficies de control de una manera dinámica predeterminada para minimizar no sólo un primer pico de carga sino también un segundo pico de carga al menos.

El método comprende además:

30 generar comandos de control usando una secuencia de comandos de control predeterminada que ha sido predeterminada en un paso de determinación de la secuencia de comandos de control previo.

El paso de determinación de la secuencia de comandos de control comprende:

35 determinar una respuesta a la carga del avión en respuesta a un accionamiento de la superficie de control según una función de base  $H_i$ , modelar la secuencia de comandos de control como una combinación lineal de funciones de base de la forma de

40 
$$H = \sum_{i=1}^n \theta_i \cdot H_i$$

en donde  $\theta_i$  representa el  $i$ -ésimo elemento de un vector de variable  $\theta$ , la simulación de una forma de ráfaga de viento típica que es aliviada por la secuencia de comandos de control  $H_i$ , y

45 determinar el vector de variable  $\theta$  mediante cálculo optimizado de tal manera que se minimice la respuesta de carga de la forma de ráfaga de viento típica.

Se prefiere además que el paso que determina la secuencia de comandos de control comprenda:

50 determinar una secuencia de comandos de control optimizada en una síntesis convexa.

Según una realización ventajosa, la función de base es una función de impulso y la respuesta de carga es una respuesta de carga en respuesta a un impulso.

55 Se prefiere que la optimización sea hecha en series de tiempo discretas, en donde  $H_i$  representa la función de base para el tiempo discreto  $t_i$  de una serie de tiempos discretos  $t_1 \dots t_i \dots t_n$ .

Según una realización preferida, el método comprende además:

60 guardar la secuencia de comandos de control determinada en el paso que determina la secuencia de comandos de control en un dispositivo de memoria, en donde el paso de generar los comandos de control comprende leer el dispositivo de memoria para generar la secuencia de comandos de control predeterminada.

De preferencia, los comandos de control son un elemento al menos del grupo siguiente de comandos de control:

5 comandos de control del timón de profundidad para accionar una superficie de control de timón de profundidad, comandos de control de spoiler para desplegar superficies de control de spoiler dispuestas en una superficie superior y/o inferior (extradós y/o intradós) de un ala del avión, y comandos de control de alerón para accionar una superficie de control de alerón.

10 De preferencia, se proporciona un aparato para aliviar dinámicamente las cargas generadas en un avión por una perturbación de ráfaga, que comprende:

15 medios de monitorización para detectar automáticamente una perturbación causada por una ráfaga; medios de generación de comandos de control para generar automáticamente comandos de control para accionar superficies de control cuando se detecta dicha perturbación causada por una ráfaga; en donde los medios generadores de comandos de control están configurados para accionar dinámicamente las superficies de control de una manera dinámica prescrita para minimizar no sólo un primer pico de carga sino también un segundo pico de carga al menos.

20 Se prefiere que los medios de generación de comandos de control comprendan un dispositivo de memoria que contiene una secuencia de comandos de control predeterminada.

Según un aspecto adicional, la invención proporciona un dispositivo para determinar una secuencia de comandos de control para determinar una secuencia de comandos de control a ser usados como comandos de control en un aparato según se ha mencionado anteriormente, dicho dispositivo comprende:

25 medios para determinar la respuesta de carga configurados para determinar una respuesta de carga del avión en respuesta a una accionamiento de la superficie de control según una función de base  $H_i$ , medios de modelización configurados para modelar la secuencia de comandos de control según una combinación lineal de funciones de base en la forma de

$$30 \quad H = \sum_{i=1}^n \theta_i \cdot H_i$$

35 en donde  $\theta_i$  representa el i-ésimo elemento de un vector de variable  $\theta$ , medios de simulación de una ráfaga configurados para simular una forma de ráfaga de viento típica que es aliviada por la secuencia de comandos de control  $H_i$ , y un vector de variable para determinar medios configurados para determinar el vector de variable  $\theta$  mediante cálculo optimizado de tal manera que la respuesta de carga a la forma de ráfaga de viento típica sea minimizada.

40 Se prefiere que los medios que determinan la respuesta de carga estén configurados para usar una función de impulso como función de base y estén configurados para determinar una respuesta de carga en respuesta a un impulso.

45 Se prefiere además que el dispositivo esté configurado para calcular la optimización en series de tiempo discretas, en donde  $H_i$  representa la función de base para el tiempo discreto  $t_i$  de una serie de tiempos discretos  $t_1 \dots t_i \dots t_n$ .

Según una realización de la invención, se determina la fuerza de la perturbación usando los métodos conocidos por la patente US2008/0265104 A1 y/o la patente EP 1 814 006 A1. Se prefiere que se determine la fuerza de la perturbación usando el ángulo de ataque al viento.

50 Según una realización preferida, la invención proporciona un inicio de alivio de la carga de la ráfaga óptima L-infinito.

Se describen a continuación realizaciones de la invención haciendo referencia a los dibujos que se adjuntan.

55 La Figura 1 muestra una realización de un aparato de alivio de la carga de ráfaga que forma una realización de un aparato según la invención;

La Figura 2 muestra ejemplos de secuencias de comandos de control predeterminadas para comandos de timón de profundidad y comandos de spoiler usados como comandos de control en el aparato de la Figura 1;

60 La Figura 3 muestra un gráfico de un momento de flexión incremental en la raíz del ala en función del tiempo en respuesta a una ráfaga sin alivio de la carga de ráfaga y con alivio de la carga de ráfaga;

La Figura 4 muestra un esquema de bloques que ilustra una representación gráfica de una planta ampliada general de las leyes de control de realimentación y de prealimentación que definen señales de entrada y señales de salida;

La Figura 5 muestra la aplicación de la representación gráfica en planta ampliada general de la Figura 4 a un

avión especial para explicar una configuración usada para la optimización de la generación de señales en donde la señal de la ráfaga de viento y los generadores de la función de base del timón de profundidad y del spoiler son usados uno a uno para generar respuestas del sistema global;

La Figura 6 muestra un esquema de una señal de ráfaga de viento generada por H\_Wind en la Figura 5;

La Figura 7 Muestra un ejemplo de una función de base usada como señal de entrada para el timón de profundidad y el spoiler generada por H\_el y H\_spo de la Figura 5;

La Figura 8 muestra un gráfico de una respuesta de la señal de momento de flexión en la raíz del ala Mx (respuesta Mx) a una serie de impulsos a la entrada al spoiler;

La Figura 9 muestra un gráfico de una respuesta de la señal del momento de flexión en la raíz del ala Mx (respuesta Mx) a una serie de impulsos a la entrada al timón de profundidad;

La Figura 10 muestra la respuesta Mx a la entrada de ráfaga al ala que es una señal de referencia como respuesta de un sistema no controlado;

La Figura 11 muestra un gráfico de una respuesta a un impulso de un conformador de spoiler que representa la secuencia de comandos para spoiler óptima para la minimización de la carga del ala durante una ráfaga de viento;

La Figura 12 muestra un gráfico similar al de la Figura 11, pero aquí se presenta la respuesta al impulso de un conformador de timón de profundidad;

La Figura 13 muestra un gráfico de un régimen de despliegue de un spoiler usable para probar las restricciones de los límites de la velocidad de los actuadores.

La Figura 14 muestra un gráfico de un régimen de despliegue de un timón de profundidad usable para probar las restricciones de los límites de la velocidad de los actuadores,

La Figura 15 muestra un gráfico de la señal del momento de flexión en la raíz del ala Mx que compara un avión libre de control ("libre de control" quiere decir aquí libre del control de la carga de ráfaga; puede haber un sistema de control de realimentación, por ejemplo, un controlador de vuelo) con el sistema de alivio de las cargas causadas por una ráfaga;

La Figura 16 muestra un gráfico para la señal del momento de torsión en la raíz del ala My que compara un avión libre de control (véase la anterior definición de "libre de control") con el sistema de alivio de las cargas causadas por una ráfaga; y

La Figura 17 muestra un gráfico de la aceleración normal en la señal del centro de gravedad que compara un avión libre de control (véase la anterior definición de "libre de control") con el sistema de alivio de las cargas causadas por una ráfaga.

La Figura 1 muestra un esquema de bloques de un aparato para aliviar dinámicamente las cargas causadas por una ráfaga 10 que es un aparato para aliviar las cargas generadas en un avión por una perturbación del viento o por una ráfaga. El aparato 10 comprende medios de monitorización 12 para detectar automáticamente una perturbación causada por una ráfaga y medios generadores de comandos de control 14 para generar automáticamente comandos de control para accionar las superficies de control en respuesta a una detección de una ráfaga.

Los medios de monitorización 12 comprenden un sensor de referencia 16 y medios de identificación de excitación 20 configurados para calcular a partir de una señal del sensor de referencia un parámetro  $\alpha_{wind}$  que puede ser usado para detectar una ráfaga.

El sensor de referencia 16 puede comprender una sonda alfa 18, unos medios de medida de aceleración vertical (no mostrados), un dispositivo LIDAR (no mostrado) o una combinación de éstos.

Con respecto a la identificación de la excitación por el sensor de referencia 16, se hace referencia a la patente EP 1 854 717 A1 que explica cómo se puede calcular  $\alpha_{wind}$  a partir de la medida de la sonda alfa, a lo que también se hace referencia en la patente US20080265104.

Así, el ángulo de ataque medible en la posición de montaje de la sonda alfa  $\alpha_{air}$ , (o sea, el ángulo entre el avión y el vector velocidad del flujo de aire) puede ser dividido en:

$$\alpha_{air} = \alpha_{wind} + \alpha_0 + \alpha_{ground} = \alpha_{wind} + \alpha_0 + \alpha_{ground_{OL}} + \alpha_{ground_{CL}} \quad \text{Ecuación (1)}$$

De esta manera,  $\alpha_0$  denota el ángulo de ataque estático del avión centrado en un sistema de referencia con respecto a tierra. El ángulo de ataque estático  $\alpha_0$  puede ser fácilmente suprimido por un filtro de paso alto. La desviación del ángulo de ataque del nodo del montaje de la sonda alfa de su valor estático  $\alpha_0$  en un sistema de referencia con respecto a tierra está denotada por  $\alpha_{ground}$ . La prealimentación GLAS (GLAS es una abreviatura de "gust load alleviation system", o sistema para aliviar cargas causadas por ráfagas) requiere sin embargo a  $\alpha_{wind}$  como señal de referencia. Por tanto,  $\alpha_{ground}$  necesita ser sustraída de la  $\alpha_{air}$  para obtener la  $\alpha_{wind}$  requerida. Para calcular  $\alpha_{ground}$  se requieren principalmente la velocidad de cabeceo y la velocidad vertical.

La fórmula de la patente EP 1 854 717 A1 para la  $\alpha_{wind}$  es:

$$\alpha_{wind} = \cos(\Phi) \left[ \arcsen\left(\frac{\dot{H}}{VTAS}\right) - \Theta + \cos(\Phi) \cdot \left(\alpha_{air} + \frac{q \cdot r_{A\alpha A}}{VTAS}\right) + \text{sen}(\Phi) \cdot \left(\beta - \frac{r \cdot r_{A\beta S}}{VTAS}\right) \right]$$

Ecuación (2)

5 En donde,  $\Phi$  es el ángulo de inclinación,  $H$  es la velocidad vertical inercial del avión,  $VTAS$  es la velocidad de vuelo del avión respecto al aire que lo rodea,  $\Theta$  es el ángulo de cabeceo,  $\alpha_{air}$  es el ángulo de ataque medido,  $\beta$  es el ángulo de deslizamiento  $r$  es la velocidad de guiñada,  $r_{A\alpha A}$ , y  $r_{A\beta S}$  son las distancias desde el centro de gravedad a los sensores alfa y beta respectivamente. Para más detalles y explicación, hágase referencia expresa a la patente EP 1 854 717 A1.

10 Los medios de generación de comandos de control 14 incluyen medios de comparación 22 configurados para comparar la señal presente de  $\alpha_{wind}$  con un umbral predeterminado para detectar una ráfaga y para iniciar la generación de comandos de control cuando  $\alpha_{wind}$  excede dicho umbral.

15 Además, los medios de generación de comandos de control 14 comprenden un dispositivo de memoria 23 que contiene diferentes secuencias de comandos predeterminadas 24, 26 para diferentes superficies de control.

La Figura 2 muestra ejemplos de secuencias de comandos predeterminadas 24, 26 para señales de comando de timón de profundidad y para señales de comando de spoiler.

20 Según se puede apreciar, la secuencia de comandos de timón de profundidad predeterminada 24 tiene una curva de señal predeterminada para la señal de comando de timón de profundidad para que el timón de profundidad sea accionado de una manera dinámica predeterminada.

25 Además, se proporciona una secuencia de comandos de spoiler predeterminada 26 para una señal de comando de spoiler que tiene la forma de una curva de señal de comando predeterminada para que los spoilers sean desplegados de una manera dinámica predeterminada.

30 En el ejemplo presente de la secuencia de comandos de spoiler 26, hay un primer pico de señal grande que se inicia aproximadamente a los 0,2 s y dura aproximadamente 0,6 s. A partir de ese momento, los spoilers son replegados de nuevo de manera que el repliegue comienza a un tiempo de cerca de 0,9 s de manera que los spoilers están totalmente replegados de nuevo al cabo de un tiempo de aproximadamente 1,4 s. A partir de entonces, hay un corto pico de señal de comando entre un tiempo de aproximadamente 2 s a 2,1 s.

35 Haciendo referencia de nuevo a la Figura 1, se muestra que los medios de generación de comandos de control 14 producen las secuencias de comandos de control predeterminadas 24, 26 y las envían como comandos de control a las superficies de control. De esta manera, las superficies de control (no mostradas) son accionadas de una manera dinámica predeterminada para aliviar las cargas excitadas por la ráfaga. Por ejemplo, los momentos de flexión en la raíz del ala y/o las torsiones en la raíz del ala son aliviados de una manera dinámica optimizada para minimizar no solamente el valor absoluto de un primer pico de carga sino también el valor absoluto de un segundo pico de carga siguiente al menos.

40 De preferencia, la norma L infinito de la señal de tiempo correspondiente es minimizada, esto significa que se minimiza el máximo del valor absoluto de la señal.

45 La Figura 3 muestra un gráfico del momento de flexión incremental en la raíz del ala en función del tiempo en respuesta a una ráfaga en donde una primera línea (la línea azul) 27 muestra el momento de flexión incremental en la raíz del ala en respuesta a una ráfaga sin alivio de la carga causada por la ráfaga mientras que la segunda línea (la línea roja) 28 muestra el momento de flexión incremental en la raíz del ala con alivio de la carga causada por la ráfaga.

50 En la Figura 3 hay que destacar que aplicando las secuencias de comandos de control predeterminadas 24, 26 para la señal de comando de timón de profundidad y la señal de comando de spoiler, se alivian tanto el primer pico de carga como el segundo pico de carga (negativo).

55 A continuación, se explican un procedimiento de ejemplo y un dispositivo de ejemplo para la determinación de las secuencias de comandos predeterminadas 24, 26 haciendo referencia a las Figuras 4 a la 17.

60 La Figura 4 muestra un esquema de bloques de una síntesis convexa de una planta aumentada P. Se ofrece la planta aumentada P como un modelo (por ejemplo, un modelo computarizado para la simulación) y se proporciona una definición de las señales de entrada y salida.

En este esquema de bloques se usa la siguiente notación:

P representa la planta aumentada a ser optimizada en una síntesis convexa,

- w representa las entradas exógenas,
- z representa la salida a ser regulada,
- H representa una ley de control de prealimentación,
- U<sub>ref</sub> representa entradas de referencia,
- 5 U<sub>FF</sub> representa entradas de prealimentación al actuador,
- y representa salidas percibidas,
- K representa una ley de control de realimentación,
- U<sub>FB</sub> representa entradas de realimentación al actuador.

10 Esta representación gráfica general según se muestra en la Figura 4 es usada especialmente para descubrir la ley de control de prealimentación optimizada para que las señales de tiempo de las salidas reguladas sean minimizadas. Esto puede hacerse mediante optimización convexa.

15 En un ejemplo práctico, la ley de control se expresa como combinación lineal de funciones de base según la siguiente ecuación (3):

$$H(s) = \sum_{i=1}^n \theta_i \cdot H_i(s) \quad \text{Ecuación (3)}$$

20 en donde

- H(s) representa la transformada de Laplace de la ley de control de prealimentación H;
- H<sub>i</sub>(s) representa la transformada de Laplace de la función de base i-ésima de la ley de control de prealimentación;
- θ representa un vector de variable (a ser determinado por optimización);
- 25 θ<sub>i</sub> representa el i-ésimo elemento del vector de variable (a ser determinado por optimización);
- n representa el número de funciones de base.

30 La señal de salida z a ser regulada puede ser escrita en función del tiempo de una manera que se expresa en la Ecuación (4):

$$z(t) = \sum_{i=1}^n \theta_i \cdot z_i(t) \quad \text{Ecuación (4)}$$

o en la forma de la Ecuación (5):

$$35 \quad z(t) = L^{-1} \{Z(s)\} \quad \text{Ecuación (5)}$$

con

$$40 \quad Z(s) = \sum_{i=1}^n \theta_i \cdot Z_i(s) \quad \text{Ecuación (6)}$$

y

$$45 \quad Z_i(s) = P(s) \cdot H_i(s) \cdot U(s) \quad \text{Ecuación (7)}$$

En donde:

- z(t) representa las señales de tiempo de salida reguladas,
- z<sub>i</sub>(t) representa la i-ésima señal de tiempo de salida regulada,
- Z(s) representa la transformada de Laplace de las señales de salida reguladas,
- 50 Z<sub>i</sub>(s) representa la transformada de Laplace de la i-ésima señal de salida regulada, y
- L<sup>-1</sup> representa la transformada inversa de Laplace,
- P(s) es la respuesta de la planta aumentada,
- U(s) es la influencia debida a las entradas.

Mediante métodos conocidos en la optimización convexa, se determina el vector de variable a partir de las ecuaciones mencionadas anteriormente según las expresiones (8) y (9):

$$\min_{\theta} [c^T \cdot \theta]$$

Ecuación (8)

$$A \cdot \theta \leq b$$

Ecuación (9).

5

10 En donde:

$c$  representa coeficientes de función objetivo de la programación lineal, y  
 $A, b$  definen restricciones de programación lineal.

15 En un ejemplo, la optimización convexa es conducida de tal manera que se minimiza  $z(t)$ .

Este principio explicado de forma general para hallar una ley de control de prealimentación optimizada puede ser realizado para encontrar una secuencia de comandos de control optimizada para el alivio de una ráfaga en un avión según se indica en la Figura 5. La Figura 5 muestra la configuración usada para la optimización convexa de secuencias de señales de comandos del avión 30.

20

El avión 30 mostrado en este ejemplo de la Figura 5 es un avión de fuselaje y ala integrados BWB, pero es tan sólo un ejemplo no limitador.

25 Las entradas para la optimización convexa son:

$H\_wind$  que representa las señales de un generador de señal de ráfaga de viento (por ejemplo, unos medios de simulación de señal de ráfaga 34),  
 $H\_el$  que representa las señales de un generador de función de base de timón de profundidad 36 que genera una función de base para una señal de comando de timón de profundidad,  
 $H\_spo$  que representa las señales de un generador de función de base de spoiler 38 que genera una función de base para una señal de comando de spoiler.

30

En una realización preferida, una señal de ráfaga de viento  $H\_wind$  es proporcionada por medios de simulación de señal de ráfaga 34, un generador de función de base de timón de profundidad 36 proporciona una función de base para la señal de comando de timón de profundidad, y un generador de función de base de spoiler 38 proporciona una función de base para la señal de comando de spoiler.

35

Usando estas definiciones de la Figura 5 y haciendo referencia de nuevo a la Figura 4, el avión 30 es entonces la planta aumentada  $P$ , las entradas exógenas  $w$  representan las perturbaciones debidas a una ráfaga, y  $z$  son las salidas a ser optimizadas, por ejemplo, se dan respuestas a las cargas minimizadas tales como momentos de flexión en la raíz del ala o momentos de torsión en la raíz del ala.  $U_{ref}$  se dan, por ejemplo, por medio de  $\alpha_{wind}$  obtenida según se ha mencionado anteriormente, y la ley de control de prealimentación  $H$  está contenida en el aparato de alivio de las cargas causadas por una ráfaga 10 que proporciona las secuencias de comandos de control 24, 26 como entradas de prealimentación al timón de profundidad  $U_{FF}$ . Con  $y$  se representan las salidas de los sensores de vuelo tales como un sensor de velocidad de cabeceo o un sensor de aceleración vertical a ser introducidas en un controlador de vuelo 32 que proporciona las entradas de realimentación al actuador  $U_{FB}$  según la ley de control de realimentación  $K$ .

40

45

El objetivo es reducir los valores absolutos de las cargas ( $z$ ) máxima y mínima excitadas por una ráfaga. Esto se consigue usando funciones de base del generador de función de base del timón de profundidad 36 y del generador de función de base del spoiler 38.

50

Haciendo referencia a la Figura 6, se muestra una señal de ráfaga de viento típica  $H\_wind$  generada por los medios de simulación de señal de ráfaga 34 de la Figura 5. De ahora en adelante se explica cómo se obtienen las secuencias de comandos de control optimizadas para aliviar las cargas inducidas por dicha ráfaga.

55

Para conseguir estos resultados, se usa una función de base apropiada, tal como la mostrada en la Figura 7. La Figura 7 muestra una señal de entrada al timón de profundidad y al spoiler generada por el generador de función de base del timón de profundidad 36 y por el generador de la función de base del spoiler 38 de la Figura 5. Se presentan ambas señales de entrada como una función de impulso. Se usa esta forma para considerar una

60

optimización de la respuesta del impulso discreto.

En la realización presente, el objetivo es diseñar un dispositivo para determinar la secuencia de comandos de control 40 (por ejemplo, un conformador de entrada/generador de señal al timón de profundidad y/o spoiler) con la respuesta al impulso diseñada mediante optimización convexa.

La función de base según se indica en la Figura 7 es introducida en el modelo de la simulación del avión 30, según se ilustra en la Figura 5 que está representado por la planta aumentada P de la Figura 4. De esta manera se determina una respuesta de carga como respuesta a la función de base. Por ejemplo, la respuesta a la señal del momento de flexión en la raíz del ala Mx a la entrada de la función de base como H\_spo está determinada como  $z_i(t)$ .

Una señal Mx mostrada en las Figuras representa un momento de flexión en la raíz del ala. Una señal My mostrada en las Figuras representa un momento de torsión en la raíz del ala.

La Figura 8 muestra la respuesta Mx a una serie de impulsos a la entrada del spoiler. La serie de impulsos es generada durante tiempos discretos. Por ejemplo, una serie de  $n = 200$  impulsos es generada como entrada al spoiler, por ejemplo, un impulso por milisegundo. Esto da lugar a una serie de  $n = 200$  respuestas Mx ilustradas en la Figura 8. La Figura 9 muestra, de manera similar a la Figura 8, una serie de respuestas Mx a una serie de impulsos a la entrada del timón de profundidad.

De esta manera, para optimizar la señal de comando de control de spoiler, se considera a Mx como  $z(t)$  en la Ecuación (4) en donde la respuesta al impulso Mx al i-ésimo impulso generado en el tiempo discreto  $t = t_i$  es considerada como  $Z_i(t)$ . A continuación, el vector de variable  $\theta$  es determinado por optimización. Se hace lo mismo para optimizar la señal de control del timón de profundidad.

La Figura 10 muestra la respuesta Mx a una entrada de una ráfaga de viento, esto es, cuando se utiliza como entrada la forma de ráfaga de viento de la Figura 3. Ésta es una señal de referencia como respuesta del sistema no controlado. El objetivo es minimizar los valores absolutos del primero y del segundo pico al menos.

La optimización de la respuesta al impulso se hace basándose en una optimización convexa en series de tiempo discretas. La respuesta del sistema a las funciones de base, véanse las Figuras 7 a la 9, es considerada junto con una forma de señal de entrada de perturbación típica, véanse las Figuras 6 y 10. Un criterio considerado es la minimización de la norma  $L_{inf}$  de las respuestas Mx y de las respuestas My (en donde My representa una señal de momento de torsión en la raíz del ala) con restricciones por saturaciones del actuador y límites de velocidad. Un programa lineal puede estar involucrado en este caso particular para resolver el problema, véanse las Ecuaciones (8) y la (9).

La Figura 11 muestra la secuencia de comandos de spoiler óptima de impulso conseguida por esta optimización. La secuencia de comandos de spoiler H se consigue aplicando el vector determinado de variable  $\theta$  al modelo de la secuencia de control de acuerdo con:

$$H = \sum_{i=1}^n \theta_i \cdot H_i$$

en donde  $H_i$  es la función de impulso en el tiempo  $t_i$ . Así, la Figura 11 muestra la respuesta al impulso de los medios que determinan la secuencia de comandos de spoiler.

La Figura 12 muestra una situación similar a la de la Figura 11, pero en este caso se presenta la respuesta al impulso de los medios que determinan la secuencia de comandos de timón de profundidad.

En las Figuras 13 y 14 se representan las velocidades de despliegue del spoiler y del timón de profundidad para probar las restricciones de los límites de velocidad del sensor. Dichas restricciones pueden ser consideradas por la Ecuación (8) y la (9).

La Figura 15 muestra un gráfico de la señal Mx sin alivio de la carga causada por una ráfaga y con alivio de la carga causada por una ráfaga según el método explicado anteriormente. La Figura 16 muestra un gráfico similar de la señal My. La Figura 17 muestra la situación similar de la aceleración normal en el centro de gravedad (NzCG).

Las secuencias de comandos de control optimizadas pueden ser determinadas cuando se diseña o prueba un tipo de avión 30, y pueden ser guardadas en el dispositivo de memoria del aparato para aliviar cargas causadas por ráfagas 10 de cada avión de este tipo.

Tanto el aparato para alivio de las cargas causadas por ráfagas 10 como el dispositivo para determinar los comandos de control 30 pueden ser realizados por software en dispositivos de proceso de datos apropiados.

5 La combinación del dispositivo para la determinación de comandos de control 30 y el aparato para el alivio de la carga causada por una ráfaga proporcionan un sistema de alivio de la carga causada una ráfaga que está indicado por el número 50 en la Figura 4. y que está configurado para determinar una secuencia de comandos de control optimizada y para usar esta secuencia de comandos de control para accionar superficies de control de una manera dinámica prescrita para aliviar cargas inducidas por perturbación de ráfagas.

Lista de signos de referencia:

10	10	Aparato para aliviar cargas causadas por ráfagas
	12	Medios de monitorización
	14	Medios para la generación de comandos de control
	16	Sensor de referencia
	18	Sonda Alfa
15	20	Medios para la identificación de la excitación
	22	Medios de comparación
	23	Dispositivo de memoria
	24	Secuencia de comandos predeterminada para la señal de comando de timón de profundidad
	26	Secuencia de comandos predeterminada para la señal de comando de spoiler
20	27	Primera línea (sin alivio de la carga causada por una ráfaga)
	28	Segunda línea (con alivio de la carga causada por una ráfaga)
	30	Avión
	32	Controlador de vuelo
	34	Medios para la simulación de la señal de ráfaga
25	36	Generador de función de base del timón de profundidad
	38	Generador de función de base del spoiler
	40	Dispositivo para determinar comandos de control
	50	Sistema para aliviar la carga causada por una ráfaga

REIVINDICACIONES

1. Método para aliviar dinámicamente las cargas generadas en un avión (30) por una perturbación de ráfaga, comprendiendo el método los pasos de:

detectar automáticamente una perturbación causada por una ráfaga en un avión en vuelo (30);  
 generar automáticamente, cuando se detecta una perturbación causada por una ráfaga, comandos de control para superficies de control; y  
 aplicar los comandos de control para accionar las superficies de control;

**caracterizado por**

generar comandos de control usando una secuencia de comandos de control predeterminada (24, 26) que ha sido predeterminada en un paso de determinación de la secuencia de comandos de control previo para accionar dinámicamente las superficies de control de una manera dinámica prescrita para minimizar no sólo un primer pico de carga sino también un segundo pico de carga al menos, en donde el paso de determinación de la secuencia de comandos de control comprende:

determinar una respuesta de carga del avión (30) en respuesta a un accionamiento de la superficie de control según una función de base  $H_i$ ,  
 modelar la secuencia de mandos de control como una combinación lineal de las funciones de base en la forma de

$$H = \sum_{i=1}^n \theta_i \cdot H_i$$

en donde  $\theta_i$  representa el i-ésimo elemento de un vector de variable  $\theta$ , simulando una forma de ráfaga de viento típica que es aliviada por la secuencia de comandos de control  $H$ , y  
 determinar el vector de variable  $\theta$  por cálculo de optimización de tal manera que la respuesta de carga a la forma de ráfaga de viento típica sea minimizada para un primer pico de carga y también para un segundo pico de carga al menos.

2. Método según la reivindicación 1,

**caracterizado por que**

el paso de determinación de las secuencia de comandos de control comprende:

determinar una secuencia de comandos de control optimizada (24, 26) en una síntesis convexa.

3. Método según cualquiera de las reivindicaciones precedentes,

**caracterizado por que**

la función de base es una función de impulso y la respuesta de carga es una respuesta de carga en respuesta a un impulso.

4. Método según cualquiera de las reivindicaciones precedentes,

**caracterizado por que**

la optimización es hecha en series de tiempo discretas, en donde  $H_i$  representa la función de base para el tiempo discreto  $t_i$  de una serie de tiempos discretos  $t_1 \dots t_i \dots t_n$ .

5. Método según cualquiera de las reivindicaciones precedentes,

**caracterizado por que:**

almacena la secuencia de comandos de control (24, 26) determinada en el paso de determinación de la secuencia de comandos de control en un dispositivo de memoria (23),  
 el paso de generación de los comandos de control comprende leer el dispositivo de memoria para generar la secuencia de comandos de control predeterminada (24, 26).

6. Método según cualquiera de las reivindicaciones precedentes,

**caracterizado por que**

los comandos de control son elegidos entre el siguiente grupo de comandos de control:

comandos de control de timón de profundidad para accionar una superficie de control del timón de profundidad, comandos de control de spoiler para desplegar superficies de control de spoiler dispuestas en un extradós y/o un intradós de un ala del avión, y comandos de control de alerón para accionar una superficie de control de alerón.

7. Dispositivo de determinación de la secuencia de comandos de control (40) para determinar una secuencia de

comandos de control (24, 26) a ser usados como comandos de control en un aparato (10) para aliviar dinámicamente las cargas generadas en un avión (30) por una perturbación de ráfaga, cuyo aparato comprende medios de monitorización (12) para detectar automáticamente una perturbación causada por una ráfaga; medios de generación de comandos de control (14) para generar automáticamente comandos de control para accionar las superficies de control cuando se detecta dicha perturbación causada por una ráfaga; **caracterizado por que** el dispositivo de determinación de la secuencia de comandos de control (40) comprende:

medios para la determinación de la respuesta de carga configurados para determinar una respuesta de carga del avión (30) en respuesta a un accionamiento de la superficie de control según la función de base  $H_i$ ,  
 10 medios de modelización configurados para modelar la secuencia de comandos de control (24, 26) como una combinación lineal de funciones de base de la forma de

$$H = \sum_{i=1}^n \theta_i \cdot H_i$$

15 en donde  $\theta_i$  representa el i-ésimo elemento de un vector de variable  $\theta$ ,  
 unos medios de simulación de señal de ráfaga (34) configurados para simular una forma de ráfaga de viento típica a ser aliviada por la secuencia de comandos de control  $H$ , y  
 unos medios de determinación configurados para determinar el vector de variable  $\theta$  mediante cálculo de optimización de tal manera que la respuesta de carga a la forma de ráfaga de viento típica sea minimizada para un primer pico de carga y también para un segundo pico de carga al menos, para que los medios de generación de comandos de control estén configurados para accionar dinámicamente las superficies de control de una manera dinámica prescrita para minimizar no sólo un primer pico de carga sino también un segundo pico de carga al menos.

8. Dispositivo para determinar la secuencia de comandos de control (40) según la reivindicación 7, **caracterizado por que** los medios para determinar la respuesta de carga están configurados para usar una función de impulso como función de base y están configurados para determinar una respuesta de carga en respuesta a un impulso.

9. Dispositivo de determinación de la secuencia de comandos de control (40) según la reivindicación 7 o la reivindicación 8, **caracterizado por que** el dispositivo (40) está configurado para calcular la optimización en series de tiempo discretas, en donde  $H_i$  representa la función de base para el tiempo discreto  $t_i$  de una serie de tiempos discretos  $t_1 \dots t_i \dots t_n$ .

10. Sistema (50) para aliviar las cargas generadas en un avión (30) por una perturbación de ráfaga, comprendiendo, un dispositivo de determinación de la secuencia de comandos de control (40) según cualquiera de las reivindicaciones de la 7 a la 9 y un aparato (10) para aliviar dinámicamente cargas generadas en un avión (30) por una perturbación de ráfaga, comprendiendo:

medios de monitorización (12) para detectar automáticamente una perturbación causada por una ráfaga;  
 medios de generación de comandos de control (14) para generar automáticamente comandos de control para accionar las superficies de control cuando se detecta dicha perturbación causada por una ráfaga;  
 en donde los medios para la generación de comandos de control comprenden un dispositivo de memoria (23) conteniendo la secuencia de comandos de control predeterminada (24, 26) determinada por el dispositivo de determinación de la secuencia de comandos de control (40) para que los medios de generación de comandos de control (14) estén configurados para accionar dinámicamente las superficies de control de una manera dinámica prescrita para minimizar no solamente un primer pico de carga sino también un segundo pico de carga al menos.

Fig. 1

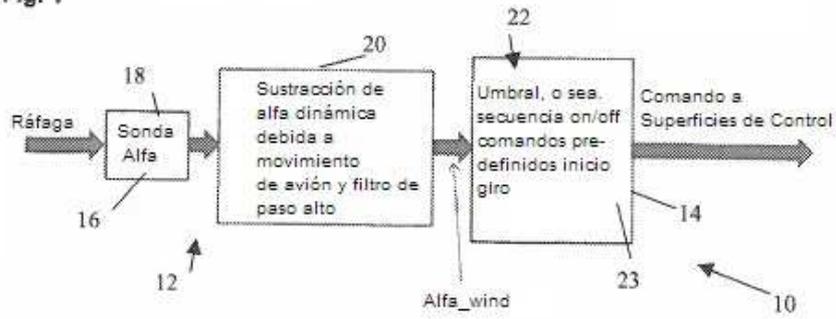


Fig. 2

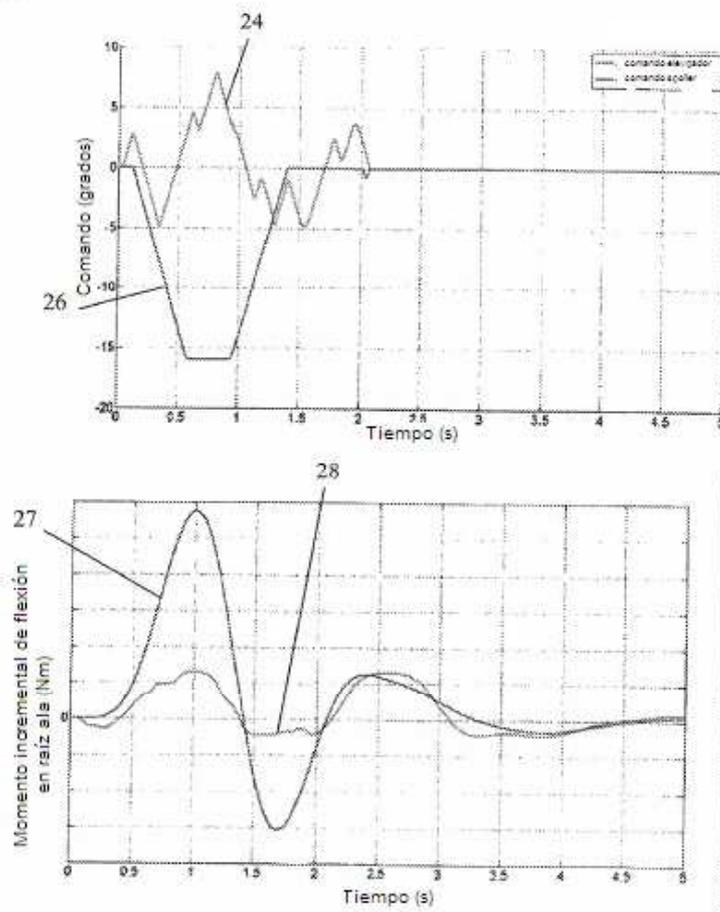


Fig. 3

Fig. 4

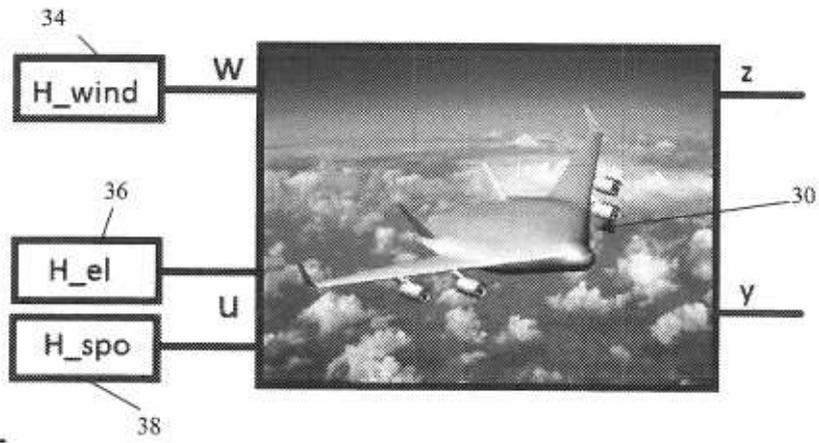
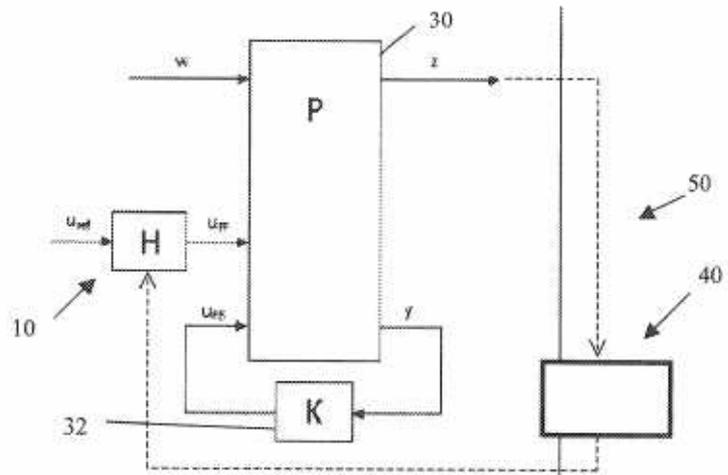


Fig. 5

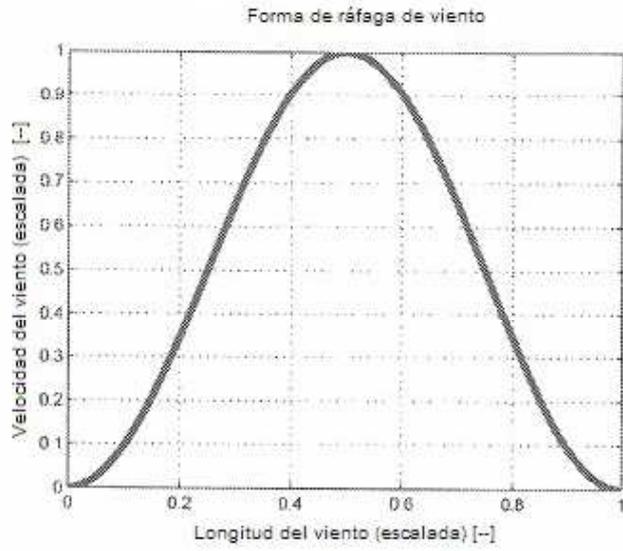


Fig. 6

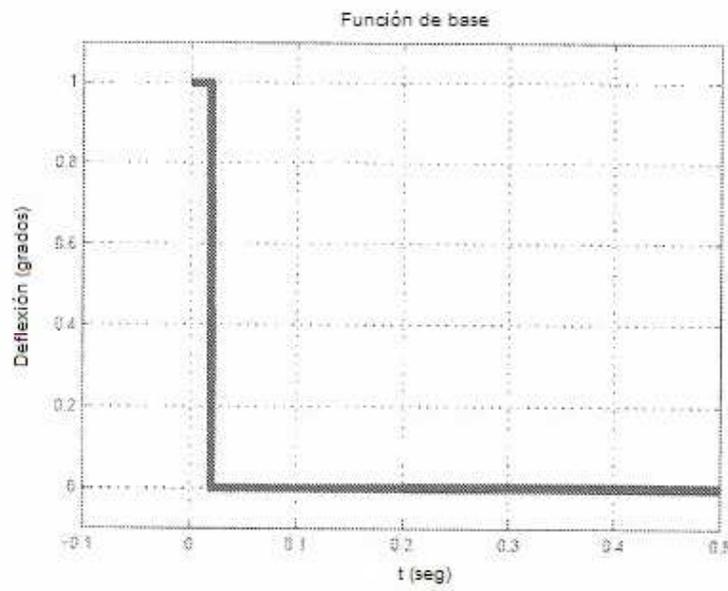


Fig. 7

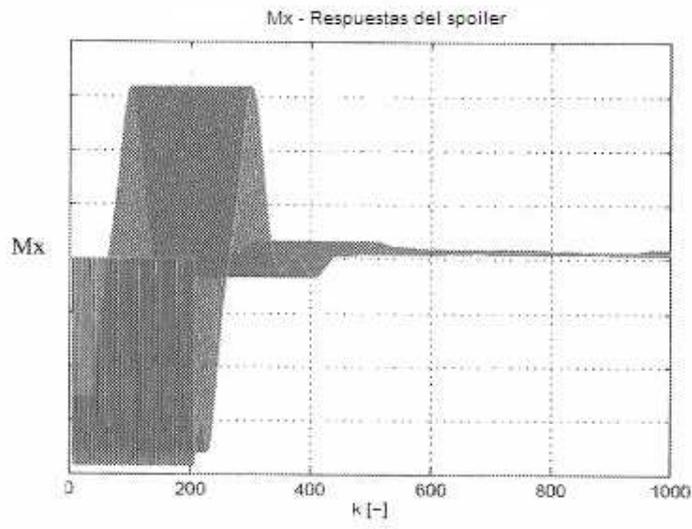


Fig. 8

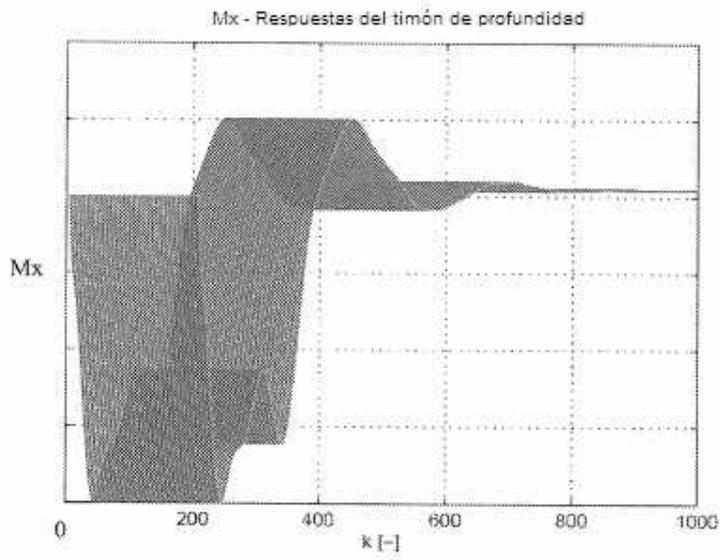


Fig. 9

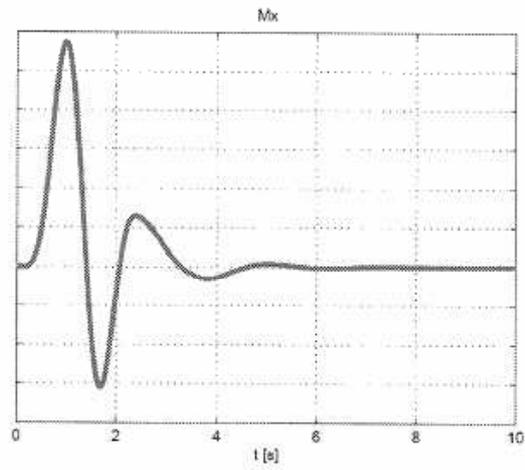


Fig. 10

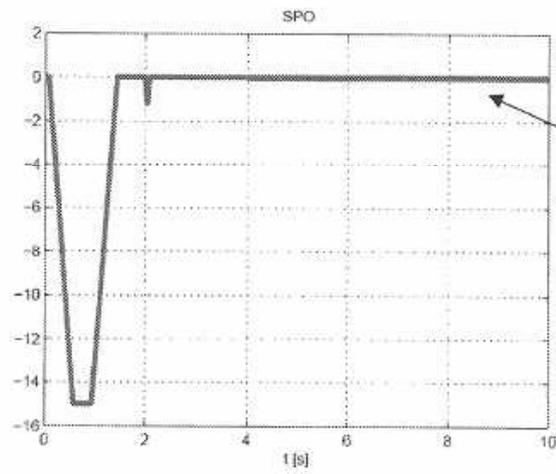


Fig. 11

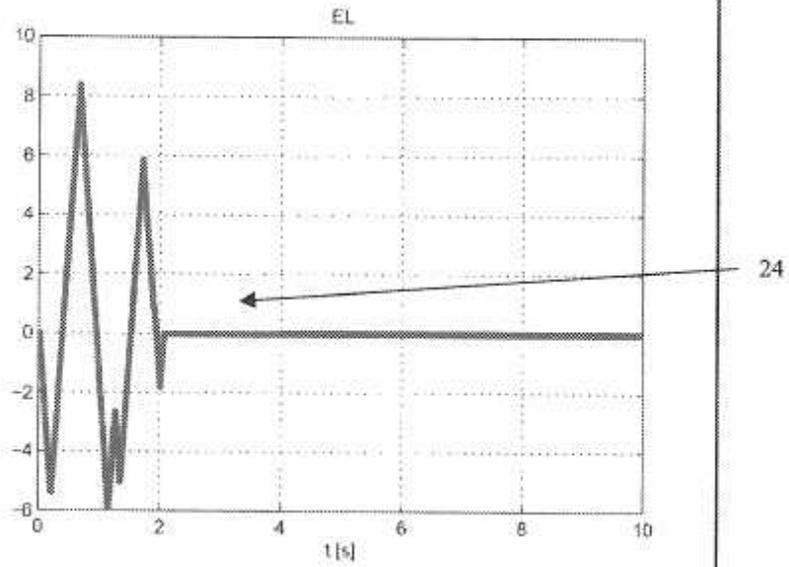


Fig. 12

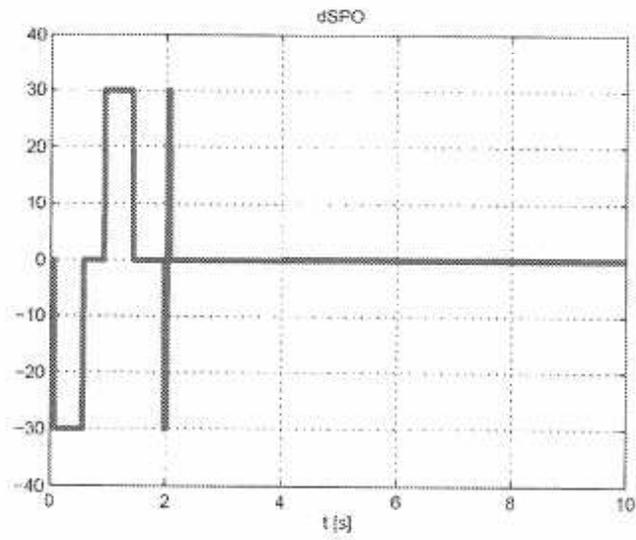


Fig. 13

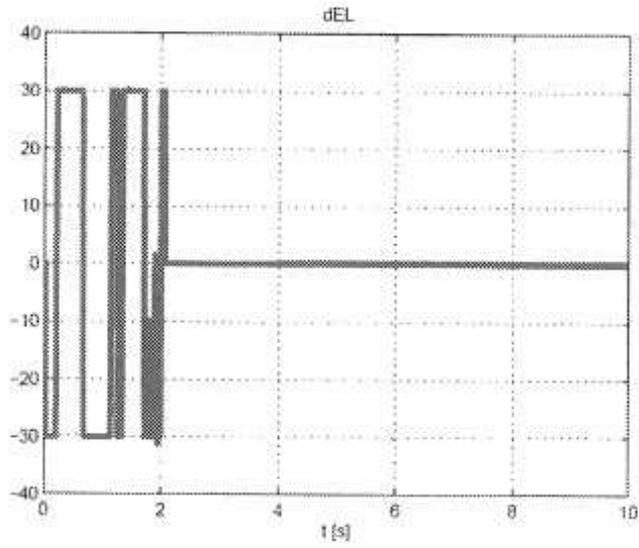


Fig. 14

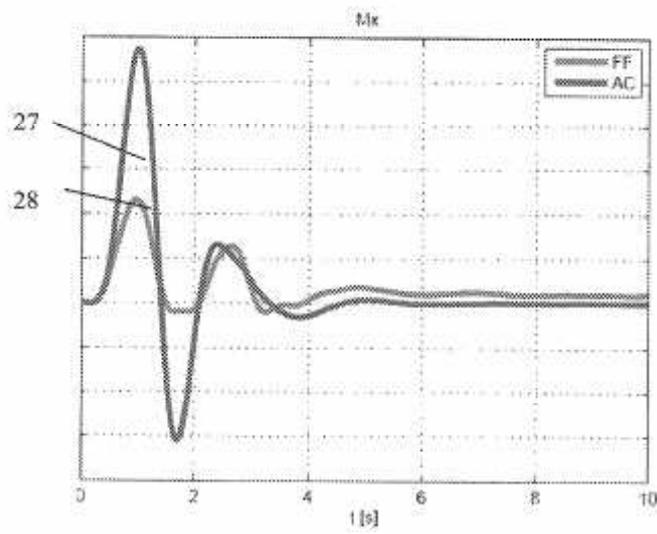


Fig. 15

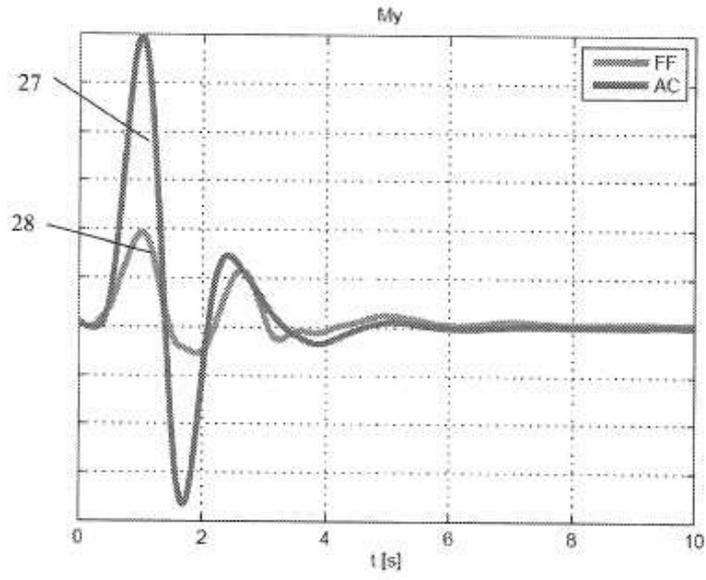


Fig. 16

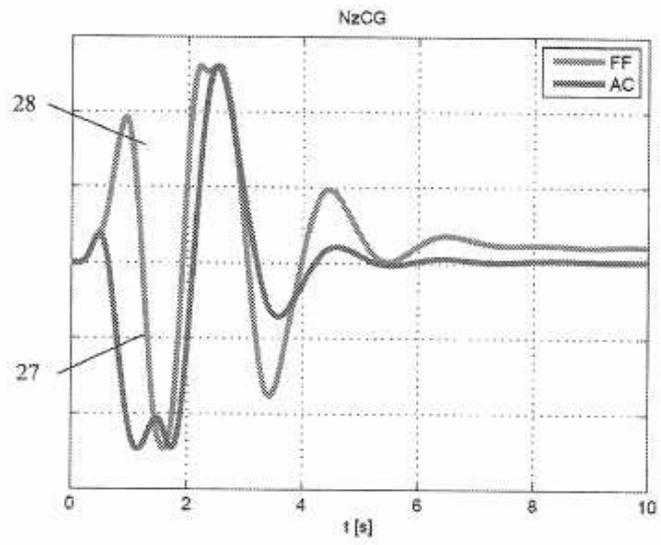


Fig. 17