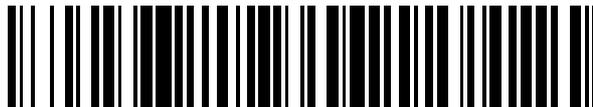


19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 657 436**

51 Int. Cl.:

G05D 1/08

(2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

86 Fecha de presentación y número de la solicitud internacional: **09.12.2003 PCT/FR2003/003637**

87 Fecha y número de publicación internacional: **29.07.2004 WO04063824**

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **09.12.2003 E 03815096 (7)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **25.10.2017 EP 1570326**

54 Título: **Procedimiento y dispositivo de pilotaje de un artefacto orientable por medio de un accionador servomandado en actitud sobre una trayectoria**

30 Prioridad:

10.12.2002 FR 0215588

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

05.03.2018

73 Titular/es:

**ARIANEGROUP SAS (100.0%)
Tour Cristal, 7-11 Quai André Citroën
75015 Paris, FR**

72 Inventor/es:

MARTINEZ, DIDIER

74 Agente/Representante:

LINAGE GONZÁLEZ, Rafael

ES 2 657 436 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

Procedimiento y dispositivo de pilotaje de un artefacto orientable por medio de un accionador servomandado en actitud sobre una trayectoria

5 La invención se refiere a un procedimiento y a un dispositivo para el control en pilotaje de un artefacto propulsado que está provisto de medios de mando en orientación, en concreto, una lanzadera provista de toberas orientables.

Recordatorios

10 Para el control de vuelo de las lanzaderas, se distinguen el guiado y el pilotaje. Aproximadamente, se puede decir que:

15 - el guiado da las instrucciones que permiten llevar a cabo la misión (consignas de actitudes). Estas instrucciones permiten definir el movimiento del centro de gravedad de la lanzadera para que esta consiga una diana predeterminada (órbita de transferencia generalmente);

20 - el pilotaje sigue las instrucciones proporcionadas por el guiado estabilizando el movimiento de la lanzadera alrededor de su centro de gravedad y adaptándose a las variaciones del entorno exterior (perturbaciones tales como viento, racha, ...) e interior (dispersiones y desconocimientos sobre los parámetros de la lanzadera, ...).

25 Se pueden afinar las dos propuestas anteriores diciendo que: A partir del conocimiento del punto diana y de la posición corriente de la lanzadera medida por unos sensores inerciales, el guiado calcula la trayectoria que debe seguir la referencia de consigna de actitud de la lanzadera (su origen está fijado sobre el centro de gravedad de la lanzadera y uno de sus ejes da la dirección que debe seguir el eje del artefacto; las mediciones inerciales de la lanzadera proporcionan las actitudes de la lanzadera definidas en una referencia que se supone galilea elegida fija en el suelo).

30 Cuando la lanzadera no está sometida a ninguna perturbación y el bucle de pilotaje responde instantáneamente, el eje del artefacto coincide con uno de los ejes de la referencia de consigna.

35 El pilotaje es un bucle de servomando que tiene como finalidad primera estabilizar los movimientos de la lanzadera alrededor de su centro de gravedad (noción de estabilidad), tradicionalmente, ajustando la orientación del empuje. Por otra parte, el pilotaje realiza en la medida de lo posible la consigna de actitud enviada por el guiado (el pilotaje es un sistema servomandado "seguidor") y asegura una cierta inmunidad de la lanzadera de cara a las perturbaciones que es susceptible de encontrar (el pilotaje es un bucle de regulación). Para esto, la función pilotaje, a partir de las mediciones inerciales de actitudes (las mismas que las utilizadas por el guiado), determina la orientación conveniente del empuje.

40 Una perturbación tal como el viento perturba el vuelo de la lanzadera generando un movimiento alrededor de su centro de gravedad. En realidad, el viento también genera un movimiento de conjunto de la lanzadera (movimiento en traslación o deriva). Como el guiado tiene en cuenta el punto corriente de la lanzadera (con la ayuda de las mediciones inerciales) para establecer una nueva trayectoria hasta el punto diana, no es erróneo considerar únicamente los movimientos alrededor del centro de gravedad para el establecimiento de las prestaciones de la función de pilotaje.

50 La función pilotaje debe tener en cuenta ciertas particularidades de las cuales el hecho, en concreto, de que por naturaleza, la lanzadera es un sistema no estacionario. Sus características físicas (posición del centro de gravedad, masa, inercia) y aerodinámicas evolucionan en función del vuelo. Unas fases transitorias van a llegar a interactuar con la función pilotaje, de entre las cuales la separación de nivel, la presencia de perturbaciones externas (viento) e internas (descentrado del empuje, por ejemplo). Finalmente, como cualquier sistema físico, los parámetros de la lanzadera están afectados por indeterminaciones.

55 La función pilotaje se establece a partir de un cuaderno de cargas que tiene en cuenta explícitamente los elementos anteriores. Este cuaderno de cargas es tradicionalmente el siguiente:

- Estabilizar la lanzadera.
- Recuperar la lanzadera y minimizar la incidencia α en fase de vuelo atmosférico (véase figura 1).
- Seguir la consigna de actitud generada por el guiado.
- Rechazar las perturbaciones externas e internas.
- 65 - Tener en cuenta las prestaciones del servo-timón.

El algoritmo de pilotaje está integrado generalmente en forma de ecuaciones recurrentes en un calculador numérico. El algoritmo de guiado, a partir de las informaciones proporcionadas por los detectores (actitudes, velocidades de actitudes, aceleraciones) y de la navegación, calcula las consignas de actitud que debe realizar el bucle de pilotaje y que, por lo tanto, sirven para el algoritmo de pilotaje.

5 En general, las leyes de pilotaje están determinadas suponiendo un desacoplamiento de los ejes de cabeceo, guiñada y balanceo. Esta hipótesis permite sintetizar la ley utilizando un modelo de un eje válido para los ángulos pequeños. El efecto del acoplamiento de las tres leyes (una para cada eje) se verifica *a posteriori* en simulación de tres ejes.

10 La figura 2 establece el esquema funcional de un eje de la ley de pilotaje. El algoritmo de pilotaje se ve como una caja "negra" que dispone de informaciones que provienen de los detectores de la lanzadera (central inercial para la medición de actitud y girómetro para la medición de la velocidad de actitud) y que define un mando para el accionador de un eje, en este caso, una tobera.

15 La representación de un eje supone que el movimiento de la lanzadera es un movimiento plano. Por otra parte, el accionador está servomandado en posición. Unifica una posición equivalente a la consigna de viraje traducida en elongación.

20 Estado de la técnica

La principal dificultad que encuentra el diseñador del conjunto de pilotaje es la nueva transcripción de los objetivos físicos que debe satisfacer la ley de pilotaje para deducir un criterio matemático que pueda optimizarse a continuación. Esta nueva transcripción necesita eludir la naturaleza física de los objetivos para encontrar una representación matemática adecuada.

25 A título de ejemplo, la estabilidad (desde un punto de vista físico) está constatada por la calidad de amortiguación de la respuesta temporal del bucle de pilotaje sometida a una perturbación o a una consigna. Matemáticamente, también se puede decir que el grado de estabilidad (valor de la amortiguación) está relacionado con el coeficiente de sobretensión del bucle de pilotaje (resonancia del bucle de pilotaje a una frecuencia dada). La relación explícita entre la amortiguación y el coeficiente de sobretensión solo existe para unos sistemas denominados académicos (sistemas del segundo orden).

30 A pesar de estas restricciones, las síntesis actuales de leyes de pilotaje utilizan la noción de sobretensión más bien que de amortiguación para tener en cuenta un objetivo de estabilidad, ya que esta se adapta muy bien a los criterios establecidos a partir de la minimización de una norma matemática. Como la relación entre sobretensión y amortiguación no es directa, solo es *a posteriori* por simulación temporal, como se constata la amortiguación.

Las leyes de pilotaje que se conocen utilizan los siguientes algoritmos de síntesis:

- 40 - el método LQG (A4, M45, A5),
- el método H_∞ (A5).

45 Cada algoritmo propone unos parámetros de síntesis que permiten optimizar la ley para que esta responda a las exigencias y a las restricciones requeridas para el pilotaje (estabilidad, prestación en recuperación, solidez en estabilidad y en prestación).

50 Los métodos de síntesis anteriores buscan globalizar los diferentes objetivos utilizando la noción de sistema estándar. Un gran número de problemas de análisis así como de síntesis de mando pueden escribirse por un único y mismo esquema estándar sobre el que es posible formular los objetivos de la ley en forma de un criterio matemático del que se busca minimizar la norma (norma H_2 o H_∞). La noción de problema estándar es, por lo tanto, extremadamente potente para globalizar los objetivos en forma de un criterio matemático único. No obstante, esta globalización se paga alejándose del sentido físico que se puede dar al criterio resultante.

55 Por otra parte, la puesta en forma estándar genera generalmente una complejidad del algoritmo. No estando los parámetros de síntesis forzosamente adaptados a la resolución del problema planteado, se está obligado a darse unos grados de libertad suplementarios (de donde surge un aumento del orden) para transcribir de nuevo correctamente los objetivos considerados.

60 Los métodos modernos actualmente utilizados aportan un plus indiscutible en el análisis y la síntesis de los objetivos de una ley de mando. Por el contrario, el criterio resultante a partir del cual se efectuará la síntesis de la ley, conduce a aplicar un proceso "ensayo-error" para converger hacia un resultado satisfactorio.

65 En efecto, las soluciones que se obtienen con estos algoritmos no permiten obtener una relación entre el comportamiento en frecuencia y el comportamiento temporal de otra manera que no se por simulación, en particular,

el fuerte nivel de sobretensión del bucle cerrado correlacionado con una amortiguación conveniente de este último. Por lo tanto, solo se puede buscar la ley óptima en iteraciones sucesivas "síntesis-simulación-verificación". El documento US 4659035 divulga un procedimiento y un dispositivo de pilotaje en vuelo de un artefacto propulsado provisto de un accionador orientable.

5

Problema técnico y presentación de la invención

La invención tiene como objeto un procedimiento y un dispositivo de pilotaje de un artefacto orientable, servomandado en actitud sobre una trayectoria y sometido a unas perturbaciones exteriores, que implementa un algoritmo de pilotaje cuyos parámetros pueden estar correlacionados con unos objetivos físicos fijados para el pilotaje.

10

Propone para ello un procedimiento de pilotaje conforme con la reivindicación 1.

Propone, asimismo, un dispositivo de pilotaje adaptado para la implementación del procedimiento tal como se describe más arriba, que incluye una entrada que recibe al menos una medición en actitud de cabeceo, una salida destinada a aplicar un mando de un accionador, al menos un bucle de servomando en cabeceo conectado entre esta entrada y esta salida y que incluye un filtro corrector del primer orden, un término de transferencia que incluye unos parámetros característicos del artefacto y unas perturbaciones exteriores, una ganancia en actitud y una ganancia en velocidad de actitud.

15

20

25

30

Se puede señalar que la elección de una ley de pilotaje tan sencilla va, *a priori*, en contra del análisis actual del experto en la materia según el cual un algoritmo sencillo, por lo tanto, con pocos parámetros, está poco adaptado para un buen pilotaje. Sin embargo, contra todo pronóstico, la elección de una ley tan sencilla ha resultado que permite la elaboración de leyes que permiten correlacionar, teniendo en cuenta ciertas simplificaciones de cálculo, por ejemplo, por desarrollo limitado del bucle cerrado, los parámetros de una ley de este tipo con unos parámetros físicos tales como la amortiguación (por lo tanto, la estabilidad) y la rapidez del servomando (por lo tanto, unas prestaciones temporales), con la ganancia en actitud alrededor del eje considerado, así como con unos parámetros físicos de la modelización.

Lista de figuras

Los objetos, características y ventajas de la invención se describirán con referencia a las figuras en las que:

- la figura 1 es un esquema clásico que muestra el régimen de las restricciones sobre un artefacto sometido a una presión dinámica,

35

- la figura 2 es un esquema clásico de un sistema de pilotaje de un eje,

40

- la figura 3 es un esquema clásico que define diversos ángulos, para un eje dado,

- la figura 4 es un esquema de una arquitectura genérica de una ley de pilotaje analítica utilizada según la invención, para un eje dado,

45

- la figura 5 es una variante de ello, en el caso en que la velocidad angular alrededor del eje considerado no se mide,

- la figura 6 es una curva que correlaciona la ganancia y la fase del bucle abierto en el caso nominal y en los casos denominados BF y HF,

50

- las figuras 7 y 8 son unas curvas que dan la respuesta en actitud, viraje e incidencia del bucle cerrado de pilotaje para el BF ($A_{6\min}$, $K1_{\max}$) y HF ($A_{6\max}$, $K1_{\min}$).

Descripción detallada

Según la invención, se utiliza el algoritmo de pilotaje estrictamente necesario, en cuanto a complejidad, para asegurar el pilotaje de un artefacto.

55

60

El algoritmo se basa en una estructura genérica cuyos parámetros se calculan de manera formal en función de los del artefacto que hay que pilotar y de las características deseadas del pilotaje (seguimiento de trayectoria, minimización de la incidencia, fases transitorias, ...). La ley tiene en cuenta explícitamente las indeterminaciones de los parámetros del artefacto y un retardo de cadena globalizado (retardo inducido por la dinámica del accionador + retardo de los sensores + retardo debido al muestreo).

65

Esta ley es aplicable en un marco no estacionario (evolución de los parámetros de la lanzadera). La ley no estacionaria se obtiene rápidamente, ya que los parámetros de esta son formales. Teniendo en cuenta la estructura genérica, no hay problemas asociados a las técnicas de interpolación ampliamente utilizadas en los pilotajes de las

lanzaderas.

La aportación innegable de este método es que los parámetros de síntesis son unos parámetros físicos de alto nivel (amortiguación del bucle cerrado, banda pasante,). Se sabe asociar a estos parámetros una magnitud física y un objetivo correspondientes. La regulación se obtiene, por lo tanto, directamente a partir de exigencias físicas expresadas por el diseñador.

Esto se desprende de las siguientes explicaciones que, por cuestión de simplificaciones, se limitan al pilotaje del modo rígido de un artefacto. La presencia eventual de los modos flexibles puede tenerse en cuenta eligiendo una política "prudente", es decir, evitando excitar los modos flexibles por la ganancia de bucle de la ley de pilotaje (por añadidura de un filtro atenuador, por ejemplo).

El establecimiento de una ley de pilotaje necesita la introducción de un modelo de la lanzadera llamado modelo de síntesis. La dinámica de bucle abierto no corregido puede representarse por dos ecuaciones acopladas que describen los movimientos de actitud y de deriva de la lanzadera (cf. fig. 3).

El establecimiento de la ley de pilotaje necesita la elección de un modelo apropiado del artefacto llamado modelo de síntesis.

La dinámica de bucle abierto no corregido puede representarse, con referencia a las magnitudes definidas en la figura 3, por dos ecuaciones acopladas que describen los movimientos de actitud y de deriva del artefacto.

En primer lugar, limitándose a los ángulos pequeños, el momento en cabeceo puede estar definido por las ecuaciones (1) del anexo, mientras que las fuerzas transversas con respecto al eje de la velocidad del aire pueden estar definidas por las ecuaciones (2).

Por otra parte, los diversos ángulos de la figura 3 están relacionados por la ecuación (3) que, después de derivación con respecto al tiempo, da las ecuaciones (4).

Después de eliminación de $\dot{\gamma}$ entre las ecuaciones (2) y (4) se obtiene el sistema de ecuaciones (5) donde s es la variable de Laplace.

Si se supone que los términos identificados en la condición (C) son pequeños para los valores de este estos contenidos en la banda pasante del bucle de pilotaje, se puede aproximar la expresión (5) por la expresión (6).

Esta expresión muestra que el sistema es de orden 2 con una dinámica del primer orden, inestable en la pulsación $\sqrt{A_6}$.

El sistema de ecuaciones (6) constituye el modelo de síntesis a partir del que van a establecerse las bases de la síntesis analítica.

De ello se desprende que la transferencia de mando, es decir, la transferencia entre la variable controlada (θ) y el mando (viraje β) se expresa por el término $K_1/(s^2-A_6)$.

Los comportamientos del servo-timón y de la cadena de medición pueden modelizarse por un retardo puro global de cadena, τ , en serie con la transferencia de mando, de donde surge la expresión (7), donde G' representa, desde el punto de vista automático, una representación matemática del sistema físico que se quiere poner en bucle.

El retardo puro se ha aproximado, en la expresión anteriormente citada, por una aproximación de PADÉ de orden 1.

La puesta en bucle se realiza de modo que el bucle cerrado correspondiente responda a los objetivos de estabilidad y de prestación que se esperan.

Ejemplos de arquitecturas genéricas de la ley de pilotaje analítica.

La figura 4 muestra la arquitectura genérica de la ley de pilotaje analítica. Se presenta suponiendo que las mediciones en actitud, pero también en velocidad de actitud son accesibles, pero, como se mostrará esto más adelante, esta hipótesis no constituye una limitación del método.

En esta arquitectura, el retardo τ suma el retardo de cadena, el retardo inducido por *el muestreo-bloqueo*, así como el retardo equivalente al desfase del timón. Este retardo también puede constar del desfase de un filtro destinado a atenuar localmente la ganancia de bucle de la ley de pilotaje para asegurar una solidez en ganancia de un modo flexible de lanzadera.

Se impone un corrector del primer orden en la cadena directa $\frac{s + \omega_1}{s + \omega_2}$ y una ganancia en velocidad de actitud (K_v) y una ganancia en actitud (K_p). El orden de la ley de pilotaje es, por lo tanto, igual a 1.

5 Se evalúa la primera dinámica del procedimiento en bucle cerrado para fijar este último sobre un modelo del 2º orden de parámetros (ζ , ω_n). Esta política permite condensar el compromiso *prestación-estabilidad* de una manera elegante. La amortiguación induce un cierto grado de estabilidad, mientras que ω_n (rapidez del servomando) genera unas prestaciones temporales. Los parámetros (ζ , ω_n) constituyen, por lo tanto, los parámetros de regulación de "alto nivel".

10 A continuación, se efectúa un desarrollo limitado del bucle cerrado hasta el orden 3. Se obtiene un sistema de tres ecuaciones a partir de las cuales tres de los cuatro parámetros de regulación de la ley de pilotaje (K_v , ω_1 , ω_2) se deducen en función de (K_p , ω_n , ζ) por las ecuaciones (8).

15 Con el fin de evitar una cierta pesadez de la exposición, las soluciones anteriores se han establecido sin tener en cuenta el retardo global del bucle τ . En presencia de este, estas últimas son claramente más complejas. No obstante, todavía existen las soluciones y pueden implantarse fácilmente en el centro de un software de síntesis de ley. Pueden formularse las siguientes observaciones:

20 - El polo del corrector de la cadena directa es inestable ($\omega_2 < 0$).

- Los parámetros (K_v , ω_1 , ω_2) son función de K_p . Desde un punto de vista matemático, se habría podido elegir determinar K_p y otros dos parámetros en función del cuarto. No obstante, es más juicioso dejar K_p como parámetro libre, ya que este puede elegirse de manera independiente de la dinámica de bucle cerrado. Un valor nulo de K_p favorecerá una minimización de la incidencia del artefacto, mientras que un valor no nulo generará un seguimiento y una regulación de la actitud de la lanzadera.

25 - El cero del corrector compensa la dinámica estable del artefacto ($\omega_1 = \sqrt{A_6}$).

30 - Para $A_6 = 0$, el polo y el cero del corrector de la cadena directa tienden hacia 0. La estabilidad del sistema está asegurada por un avance de fase bien conocido por las técnicas clásicas de mando y definida por $K_p + sK_v$.

35 La determinación de los parámetros de la ley muestra que estos se han calculado a partir de parámetros de alto nivel (amortiguación y rapidez del bucle cerrado). Esto nos permite establecer la relación entre esta amortiguación y el margen de estabilidad del servomando expresado en forma de un margen de ganancia M_0 (recordemos que el margen de ganancia es el valor de la ganancia del bucle abierto cuando la entrada y la salida de este último están desfasadas en 180º, obteniéndose la inestabilidad justa para un valor del margen de ganancia = 1) dado por la ecuación (9).

40 Observamos que el margen de ganancia se afina en ζ (amortiguación del bucle cerrado). En concreto, es mínimo para una ganancia en actitud nula ($K_p = 0$). Su valor está dado por la expresión (10).

Si se elige una dinámica de bucle cerrado definida por $\omega_n = \sqrt{A_6}$ (en este caso, la lanzadera está estabilizada), el margen de ganancia está expresado por la expresión (11).

45 Esta expresión anterior establece la relación directa entre la amortiguación y el margen de estabilidad.

50 El método anterior es aplicable aunque la medición de velocidad de actitud no esté accesible. En este caso, se estima esta última por un filtro estimador de tipo paso alto propio (existencia de un término de transmisión directa a las altas frecuencias) o estrictamente propio (corte de la ganancia de filtro a las altas frecuencias con una pendiente de 20 dB por década al menos). Elijamos un filtro de paso alto con un corte de 20 dB por década. Su expresión está definida por la ecuación (12).

55 La ley de pilotaje se convierte entonces en una ley de monopuesta en bucle cuya arquitectura está definida por la figura 5.

Como para el caso con retorno de velocidad de actitud, las expresiones de la ley de pilotaje (ω_1 , ω_2 , K_v) pueden determinarse completamente por desarrollo del bucle cerrado en el orden 3 y en función de los parámetros K_p , ω_n , ζ , ω_c y τ .

60 Elección de los parámetros de regulación

El seguimiento de actitud genera forzosamente una toma de incidencia que puede ser alteradora desde el punto de vista de los esfuerzos generales aplicados sobre la lanzadera. Por consiguiente, la elección de la ganancia en actitud

se hace de la siguiente manera:

Deberá fijarse un valor no nulo de K_p si se desea un buen seguimiento de actitud (despegue, fase de vuelo fuera de la atmósfera).

5 Deberá elegirse un valor escaso o nulo de K_p para minimizar la incidencia en unas fases de vuelo críticas, como las que corresponden a la presión dinámica máxima.

10 El valor de ω_n determina la rapidez de contrarreacción del bucle de pilotaje. La pulsación ω_n debe seleccionarse convenientemente para que la recuperación de la lanzadera a la presión dinámica máxima sea compatible con la incidencia admisible y las prestaciones del servotimón. El parámetro de regulación ω_n está relacionado, por lo tanto, estrechamente con el objetivo de prestación de la ley de pilotaje. La elección de ω_n tendrá en cuenta las indeterminaciones sobre los parámetros de la lanzadera (objetivo de solidez en prestación).

15 Los objetivos de estabilidad y de solidez en estabilidad están fijados por el parámetro ζ , de manera que todas las lanzaderas definidas por las variaciones de los parámetros A_6 y K_1 , se estabilicen con una amortiguación al menos igual a la amortiguación especificada por el diseñador.

Evolución no estacionaria de la ley

20 Teniendo en cuenta las diferentes restricciones que intervienen en el transcurso del vuelo (despegue, seguimiento de trayectoria, estabilidad del artefacto en las fases críticas, precisión de inyección en órbita (lanzadera civil) o de disparo (misil), la ley más interesante es el resultado de una interpolación de varias leyes lineales calculadas en diferentes instantes del vuelo. Los parámetros de la ley se convierten entonces en unas funciones del tiempo. Siendo la estructura del corrector genérica, la interpolación de estos parámetros puede efectuarse de manera directa, conservando estos el mismo sentido físico de un instante de vuelo a otro.

En un instante de vuelo t , se definen:

- 30 - los parámetros de la lanzadera $A_6(t)$ y $K_1(t)$,
- una ganancia en actitud $K_p(t)$,
- una rapidez del bucle de pilotaje $\omega_n(t)$,
- 35 - una amortiguación $\zeta(t)$ que puede elegirse constante para todo el vuelo.

Los parámetros de la ley que corresponden al instante t se evalúan a partir de las fórmulas analíticas proporcionadas por el desarrollo limitado del bucle cerrado.

40 El proceso de síntesis se reitera para n puntos de vuelo del nivel considerado. La ley global no estacionaria se obtiene interpolando las n leyes estacionarias.

Ampliación de la estructura de la ley

45 La ley analítica tiene dos formas genéricas de base según si se dispone o no de un retorno de velocidad de actitud, dadas por las ecuaciones (13) y (14).

50 Estas formas pueden ampliarse aunque la naturaleza de la solución esté definida por una de las dos formas de base. Una primera propuesta consiste en hacer compleja la una o la otra de las formas de bases multiplicando estas últimas por un filtro de cualquier orden. Este filtro tendrá como objetivos, ya sea reducir localmente en frecuencias la ganancia para evitar excitar unos modos flexibles de la lanzadera a unas frecuencias particulares, ya sea aportar una atenuación en ganancia del bucle a partir de una cierta frecuencia definida por el diseñador.

55 Por supuesto, es completamente posible agregar otro tipo de filtro que no tenga ninguna función particular, si no es hacer compleja, aparentemente, una de las dos formas de base.

Sentido físico y valores tradicionales de los parámetros

60 Teniendo en cuenta la expresión analítica de los parámetros K_v , ω_1 , y ω_2 , es posible asociar para algunos de entre ellos un sentido físico dado:

65 La pulsación ω_1 es igual a $\sqrt{A_6}$, dinámica propia de la lanzadera. Se realiza una compensación de esta última. De manera más precisa, se puede escribir que la pulsación ω_1 es proporcional a la presión dinámica del instante de vuelo considerado e inversamente proporcional a la inercia de la lanzadera. Su valor es, *a priori*, difícil de cuantificar,

puesto que este depende de las características de la lanzadera.

5 La expresión de la pulsación ω_2 es función de la rapidez optada para el bucle de pilotaje. De la misma manera que anteriormente, es difícil dar un rango de valores numéricos. No obstante, cualitativamente, se puede precisar que cuanto mayor sea el valor de ω_2 , más rápido será el bucle de pilotaje. En la práctica, la rapidez del bucle se elige tal que este último no fuerce el procedimiento (lanzadera) más allá de su dinámica propia ($\sqrt{A_6}$).

10 La expresión de la ganancia K_v es relativamente compleja. Además de los términos K_1 , A_6 , K_p y ω_n , aparece el término de amortiguación ζ , parámetro que fija la estabilidad y la solidez en estabilidad del bucle de pilotaje. Cualitativamente, el grado de estabilidad del servomando es tanto más importante en cuanto que el valor numérico de la ganancia K_v es elevado, siendo este proporcional a ζ .

Ejemplo

15 El ejemplo de a continuación muestra la aplicación de la síntesis analítica de una ley de pilotaje estacionario para una lanzadera X. Los valores de los parámetros A_6 y K_1 a la presión dinámica máxima (que corresponde a una trayectoria fijada) están dados por:

20 $A_6 = 35 \pm 15s^{-2}$
 $K_1 = 30 \pm 10s^{-2}$

El caso mayorante para la estabilidad de la lanzadera corresponde a:

25 $A_6 = A_{6m\acute{a}x} = 50 s^{-2}$
 $K_1 = K_{1m\acute{i}n} = 20 s^{-2}$

30 La ley de pilotaje se sintetiza a la presión dinámica máxima con los parámetros de la lanzadera de más arriba. Se fija la amortiguación de la dinámica de bucle cerrado en:

$\zeta = 0,3$ (esto es la amortiguación requerida que corresponde al caso mayorante)

35 Con la finalidad de minimizar la incidencia a la presión dinámica máxima, se fija una ganancia en posición nula, sea:
 $K_p = 0$

40 La elección del parámetro ω_n (parámetro que fija la rapidez del servomando) se determina verificando que su valor permite no rebasar la velocidad y la excursión de viraje que pueden conseguirse por el timón. Se supone que el valor de ω_n se conoce y está dado por:

$\omega_n = 3,5 \text{ rad/s}$

45 Si este no es el caso, se reitera la etapa de síntesis del corrector hasta encontrar un valor de ω_n compatible con las prestaciones del timón verificadas por simulación temporal.

Los parámetros del corrector están proporcionados por las ecuaciones en la base de la invención. Tenemos (para $K_p=0$)

$$\omega_1 = \sqrt{A_6 \text{ máx}} = \sqrt{50} \approx 7 \text{ rad / s}$$

$$\omega_2 = \frac{-\sqrt{A_6 \text{ máx}} \omega_n^2}{A_6 \text{ máx} + K_1 K_p} = \frac{-\sqrt{50}(3,5)^2}{50} \approx -1,74 \text{ rad / s}$$

$$K_v = \frac{2\zeta\omega_n A_6 \text{ máx} + \sqrt{A_6 \text{ máx}} (\omega_n^2 + A_6 \text{ máx})}{K_{1m\acute{i}n} \omega_n^2} = \frac{2 * 0,3 * 3,5 * 50 + \sqrt{50}(3,5^2 + 50)}{20 * 3,5^2} \approx 2,23 s^{-1}$$

50

La aplicación de las fórmulas supone que la cadena de pilotaje no induce retardo. Si esta hipótesis no se verifica, es necesario volver a evaluar las expresiones analíticas de los parámetros del corrector teniendo en cuenta la presencia del retardo de cadena.

5 El margen de ganancia de baja frecuencia está dado por la expresión analítica

$$M_0 = 1 + \frac{2\zeta}{x + 1/x} = 1 + \frac{2 \cdot 0,3}{2 + 1/2} \approx 1,25 \text{ sea } 2 \text{ dB con } x = \frac{\sqrt{A6_{\text{máx}}}}{\omega_n} = \frac{\sqrt{50}}{3,5}$$

10 Una simulación temporal muestra que se obtiene un viraje máximo del timón de 5,6° y una velocidad máxima de viraje de 30°. Estas cifras se obtienen para el caso mayorante desde el punto de vista de la estabilidad (caso A6máx, K1 mín denominado caso BF).

15 Las prestaciones frecuenciales están dadas por la figura 6. En particular, se encuentra, por simulación, el margen de ganancia calculado en el caso mayorante (A6máx, K1 mín).

Las prestaciones temporal obtenidas con la regulación calculada están dadas por las curvas de las figuras 7 y 8"

20 La ley de pilotaje analítica permite conseguir rápidamente los objetivos de estabilidad y de prestación para el conjunto de las lanzaderas descritas por las variaciones de los parámetros A6 y K1. Contrariamente a los métodos del tipo LQG o H∞, la iteración frecuencial, que consiste en verificar *a posteriori* los márgenes de estabilidad, se ha eliminado. La iteración temporal, que permite elegir la rapidez del bucle de pilotaje, permanece necesaria, ya que el objetivo de prestación está directamente relacionado con la naturaleza de las perturbaciones que actúan sobre la lanzadera (viento, racha, perturbaciones internas, ...). La extensión no estacionaria es directa y no plantea problemas particulares desde el punto de vista de la síntesis.

25 La ley de pilotaje analítica puede extenderse eventualmente para unos artefactos que no sean las lanzaderas. El estudio de base muestra que está elaborada a partir de un modelo de síntesis deducido de las ecuaciones de la mecánica del vuelo, siendo la hipótesis fuerte la inestabilidad del artefacto. Por lo tanto, no hay ninguna limitación para que este tipo de ley pueda ser aplicable para unos aviones inestables sobre uno o varios ejes de vuelo (cabeceo, guiñada y balanceo). Para esto, es suficiente con adaptar las ecuaciones de la mecánica del vuelo a los aviones inestables. Esta adaptación permitirá obtener un nuevo modelo de síntesis del que se deducirán los parámetros de la ley de pilotaje analítica.

35 De manera preferida:

- se determinan para la fase de vuelo unos valores (A6máx, K1mín) de los parámetros del término de transferencia que mayoran las perturbaciones exteriores;

40 - se aplica una prueba de validación por simulación a las elecciones de la ganancia en actitud y unos términos de rapidez y de amortiguación durante toda la duración del vuelo y se aplican estas elecciones durante todo el vuelo si estas elecciones están validadas, si no, se descompone el tiempo de vuelo en varias fases;

45 - el término de transferencia se define para unas perturbaciones exteriores sustancialmente causadas por el aire atmosférico;

- se aplican en balanceo y en guiñada unas leyes de pilotaje definidas según el mismo método que la ley de pilotaje en cabeceo.

Anexo: Fórmulas

50

$$\begin{cases} \dot{\theta} = q \\ I\dot{q} = Lf(QSC_{z\alpha}\alpha) + LtPc\beta \end{cases} \Leftrightarrow \begin{cases} \dot{\theta} = q \\ \dot{q} = A_6\alpha + K_1\beta \end{cases} \quad (1)$$

$$mV\dot{\gamma} \approx QSC_{z\alpha}\alpha + Pc\text{sen}(\beta + \alpha) \Rightarrow \dot{\gamma} \approx \frac{QSC_{z\alpha} + Pc}{mV}\alpha + \frac{Pc}{mV}\beta \quad (2)$$

55 con

m: masa de la lanzadera

Q: presión dinámica

5 $C_{z\alpha}$: gradiente de sustentación

I: inercia en cabeceo

S: superficie de referencia del artefacto para el cálculo de la fuerza de sustentación

10

Pc: Empuje del artefacto

Lf: distancia centro de gravedad - foco aerodinámico

15

Lt: distancia centro de gravedad - centro de rotación tobera

$$\theta = \gamma + \alpha + \arctan \frac{W}{V_{aire}} \approx \gamma + \alpha + \frac{W}{V_{aire}} \quad (3)$$

donde

20

$$\dot{\theta} \approx \dot{\gamma} + \dot{\alpha} + g \quad (4)$$

$$g = \frac{1}{V} \frac{dw}{dt} = \frac{1}{V} \frac{dw}{dz} \frac{dz}{dt} = \frac{V_z}{V} \frac{dw}{dz} \text{ (gradiente de viento)}$$

(La velocidad V_z es la proyección de la velocidad de la lanzadera sobre el eje vertical)

$$\begin{pmatrix} \dot{\theta} \\ \dot{\alpha} \end{pmatrix} = \frac{1}{(s^2 + \frac{QSC_{z\alpha}}{mV} + Pc - A_6)} \begin{bmatrix} K_1 + \frac{1}{s} \frac{QSC_{z\alpha}K_1 + (K_1 - A_6)Pc}{mV} & -\frac{A_6}{V} \\ K_1 - \frac{Pc}{mV}s & -\frac{s^2}{V} \end{bmatrix} \begin{pmatrix} \beta \\ w \end{pmatrix} \quad (5)$$

$$\frac{Pc}{K_1 mV} \omega \text{ y } \frac{QSC_{z\alpha}K_1 + (K_1 - A_6)Pc}{mV\omega} \quad (C)$$

25

$$\begin{pmatrix} \theta \\ \alpha \end{pmatrix} = \frac{1}{(s^2 - A_6)} \begin{bmatrix} K_1 & -\frac{A_6}{V} \\ K_1 & -\frac{s^2}{V} \end{bmatrix} \begin{pmatrix} \beta \\ w \end{pmatrix} \quad (6)$$

$$G' = \frac{\theta}{\beta} = \frac{(1 - \tau s/2)}{(1 + \tau s/2)} \frac{K_1}{s^2 - A_6} \quad (7)$$

30

$$\left. \begin{aligned} K_v &= \frac{2\zeta\omega_n(A_6 + K_1K_p) + \sqrt{A_6}(\omega_n^2 + A_6) + \sqrt{A_6}K_1K_p}{K_1\omega_n^2} \\ \omega_1 &= \sqrt{A_6} \\ \omega_2 &= -\frac{\sqrt{A_6}\omega_n^2}{A_6 + K_1K_p} \end{aligned} \right\} \quad (8)$$

$$M_0 = 1 + \frac{2\zeta(\sqrt{A_6}\omega_n + \frac{\omega_n}{\sqrt{A_6}}K_1K_p)}{\omega_n^2 + A_6 + K_1K_p} > 1 \quad (9)$$

$$M_0(K_p = 0) = 1 + \frac{2\zeta\omega_n\sqrt{A_{60}}}{A_{60} + \omega_n^2} = 1 + \frac{2\xi}{x+1/x} \text{ con } x = \frac{\sqrt{A_{60}}}{\omega_n} \quad (10)$$

5

$$M_0(K_p = 0, \omega_n = \sqrt{A_6}) = 1 + \zeta \quad (11)$$

$$\hat{\theta} = \theta \frac{s}{(s^2/wc^2 + s/wc + 1)} \quad (12)$$

10

$$\beta = (Kp\theta + Kv\dot{\theta}) \frac{(s + \omega_1)}{(s + \omega_2)} \text{ (ley con retornos de velocidad } \dot{\theta} \text{ y de actitud } \theta) \quad (13)$$

$$\beta = \theta \frac{(Kp + sKv)}{(s^2/wc^2 + s/wc + 1)} \frac{(s + \omega_1)}{(s + \omega_2)} \text{ (ley sin retorno de velocidad } \dot{\theta}) \quad (14)$$

REIVINDICACIONES

- 5 1. Procedimiento de pilotaje en vuelo de un artefacto propulsado provisto de un accionador orientable, servomandado en actitud sobre una trayectoria y sometido a unas perturbaciones exteriores según el cual, al menos en cabeceo:
- 10 - se define previamente una ley de pilotaje que incluye un término corrector del primer orden, un término de transferencia que incluye unos parámetros característicos del artefacto y unas perturbaciones exteriores (A_6 , K_1), una ganancia en actitud (K_p) y una ganancia en velocidad de actitud (K_v);
- 15 - se definen previamente unas relaciones de correlación entre la ganancia en velocidad de actitud y los parámetros del término corrector en función de la ganancia en actitud, unos parámetros del término de transferencia del artefacto y de dos términos que representan unas consignas de rapidez (ω_n) y de amortiguación (ζ) y
- 20 - para al menos una fase de vuelo del artefacto, se determinan unos valores de los parámetros del término de transferencia y se elige la ganancia en actitud y los términos de rapidez y de amortiguación, se deducen de ello los parámetros del término corrector y la ganancia en velocidad y se aplica al accionador la ley de pilotaje con estos valores de los parámetros.
- 25 2. Procedimiento según la reivindicación 1, caracterizado porque se definen las leyes de correlación a partir de un desarrollo limitado de la ecuación del bucle cerrado constituido por el artefacto y su accionador.
3. Procedimiento según la reivindicación 1 o 2, caracterizado porque se determinan para la fase de vuelo unos valores ($A_{6m\acute{a}x}$, $K_{1m\acute{i}n}$) de los parámetros del término de transferencia que mayoran las perturbaciones exteriores.
- 30 4. Procedimiento según una cualquiera de las reivindicaciones 1 a 3, caracterizado porque se prevé, además, en la ley de pilotaje un filtro.
5. Procedimiento según una cualquiera de las reivindicaciones 1 a 4, caracterizado porque se aplica la ley de pilotaje utilizando unas mediciones de la actitud y de la velocidad en actitud.
- 35 6. Procedimiento según una cualquiera de las reivindicaciones 1 a 4, caracterizado porque se aplica la ley de pilotaje utilizando un filtro estimador de velocidad de actitud en la ley de pilotaje.
- 40 7. Procedimiento según una cualquiera de las reivindicaciones 1 a 6, caracterizado porque se aplica una prueba de validación por simulación a las elecciones de la ganancia en actitud y unos términos de rapidez y de amortiguación durante toda la duración del vuelo y se aplican estas elecciones durante todo el vuelo si estas elecciones están validadas, si no, se descompone el tiempo de vuelo en varias fases.
- 45 8. Procedimiento según una cualquiera de las reivindicaciones 1 a 7, caracterizado porque el término de transferencia está definido para unas perturbaciones exteriores sustancialmente causadas por el aire atmosférico.
9. Procedimiento según una cualquiera de las reivindicaciones 1 a 8, caracterizado porque la ley de pilotaje incluye, además, un término de retardo.
- 50 10. Procedimiento según una cualquiera de las reivindicaciones 1 a 9, caracterizado porque se aplican en balanceo y en guiñada unas leyes de pilotaje definidas según el mismo método que la ley de pilotaje en cabeceo.
11. Dispositivo de pilotaje adaptado para la implementación del procedimiento según una cualquiera de las reivindicaciones 1 a 10 que incluye una entrada que recibe al menos una medición en actitud de cabeceo, una salida destinada a aplicar un mando de un accionador, al menos un bucle de servomando en cabeceo conectado entre esta entrada y esta salida y que incluye un filtro corrector del primer orden, un término de transferencia que incluye unos parámetros característicos del artefacto y unas perturbaciones exteriores, una ganancia en actitud y una ganancia en velocidad de actitud.

Fig.1

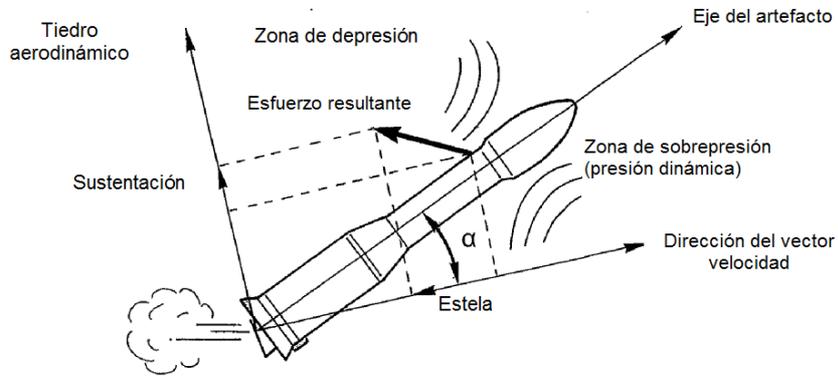
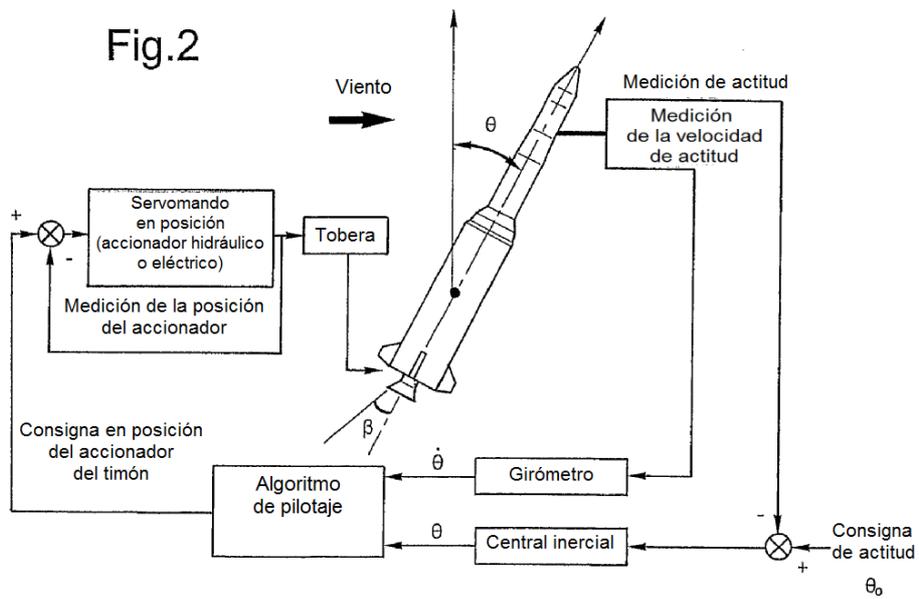


Fig.2



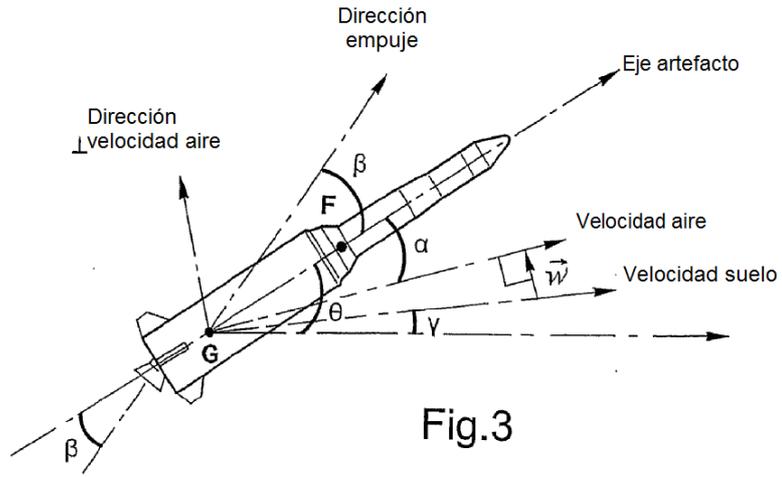


Fig.3

Fig.4

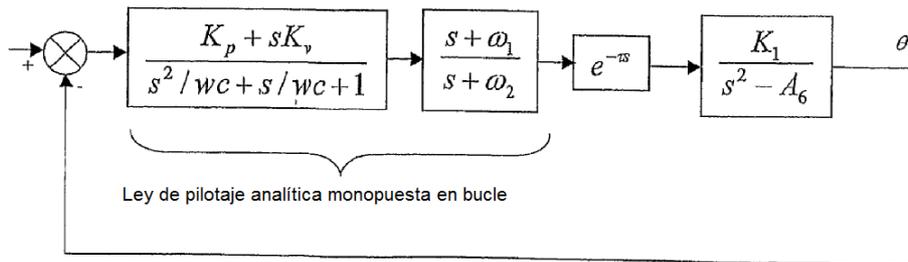
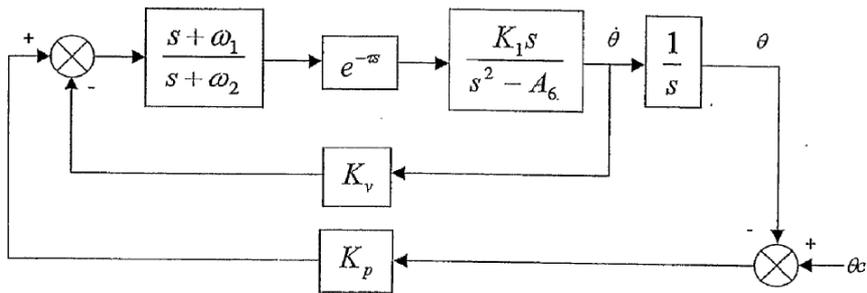
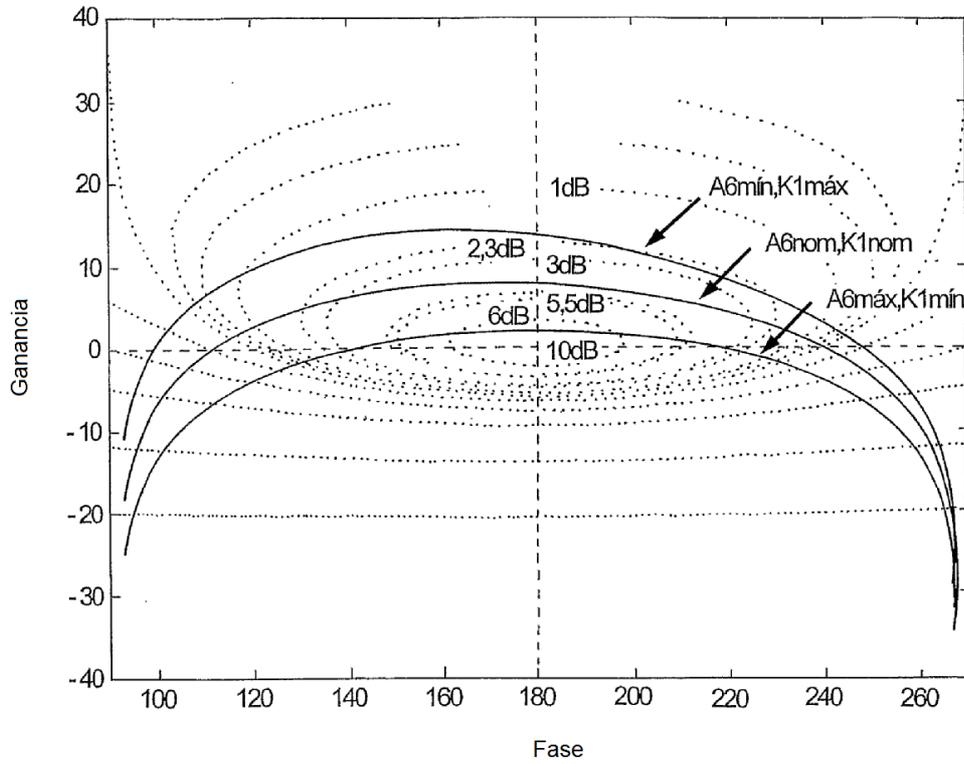


Fig.5

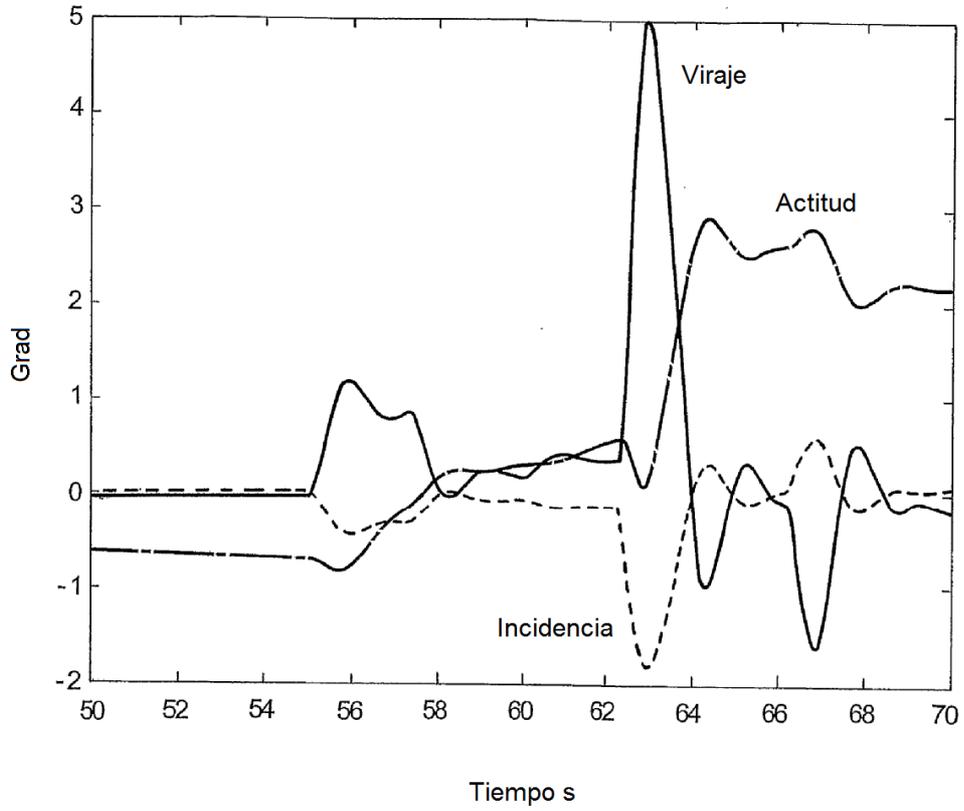
Bucle abierto de pilotaje a la Pdmáx



Bucle abierto de pilotaje caso BF
 (A6máx, K1mín) nominal (A6nom, K1nom), HF(A6mín, K1máx)

Fig.6

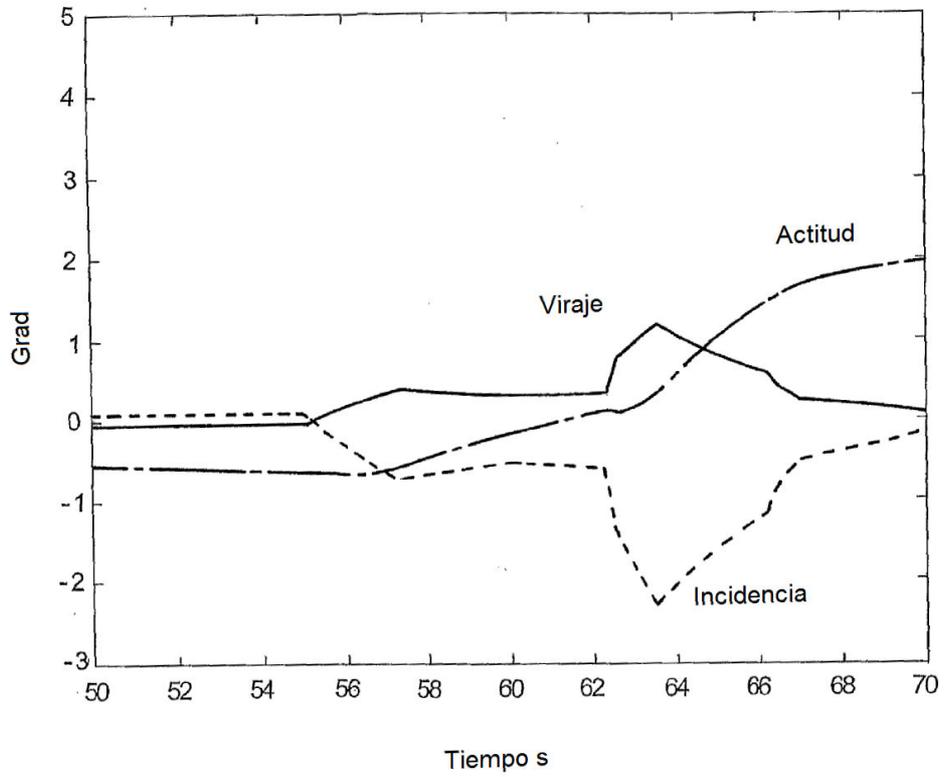
Respuesta del bucle de pilotaje a la presión dinámica máxima caso BF



Respuesta del bucle cerrado de pilotaje caso BF (A6máx, K1mín)

Fig.7

Respuesta del bucle de pilotaje a la presión dinámica máxima caso HF



Respuesta del bucle cerrado de pilotaje caso HF (A6mín, K1máx)

Fig.8