



19



OFICINA ESPAÑOLA DE  
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA

11 Número de publicación: **2 311 664**

51 Int. Cl.:  
**B64G 1/24** (2006.01)  
**G05D 1/08** (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

- 96 Número de solicitud europea: **03024205 .1**  
96 Fecha de presentación : **21.10.2003**  
97 Número de publicación de la solicitud: **1526072**  
97 Fecha de publicación de la solicitud: **27.04.2005**

54 Título: **Método de control dinámico de guiñada para naves espaciales.**

45 Fecha de publicación de la mención BOPI:  
**16.02.2009**

45 Fecha de la publicación del folleto de la patente:  
**16.02.2009**

73 Titular/es: **Astrium GmbH**  
**Eads Deutschland GmbH, LG-PM - Patente**  
**81663 München, DE**

72 Inventor/es: **Ebert, Klaus y**  
**Oesterlin, Wilfried**

74 Agente: **Lehmann Novo, María Isabel**

ES 2 311 664 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 de control dinámico de guiñada para naves espaciales.

5 La siguiente invención se refiere a un método para el control de guiñada de una nave espacial, es decir, para satélites, estaciones espaciales y similares. Los métodos del estado de la técnica proporcionan únicamente un control de guiñada para ángulos de elevación de sol alto y no proporcionan en absoluto ningún control de guiñada para ángulos de elevación bajos o cero o bien muestran un comportamiento temporal discontinuo de la aceleración alrededor del eje de guiñada. El ángulo de elevación del sol se define como el ángulo del sol por encima de un plano orbital de la nave espacial, según se muestra en la figura 3.1-1.

10 El documento "Sirius satellite design: The challenges of the Tundra orbit in commercial spacecraft design" de Lee Barker y Jeffrey Stoen, GUIDANCE AND CONTROL 2001, PROCEEDINGS OF THE ANNUAL AAS ROCKY MOUNTAIN CONFERENCE, 31 de enero de 2001, páginas 575-596, BRECKENRIDGE, CO, USA, parece ser la técnica anterior más próxima, ya que describe un método para control de guiñada de una nave espacial, en el que se aplica una ley de control de situación que está diseñada de tal modo que se eviten algunas discontinuidades en la aceleración angular para todos los ángulos de elevación del sol, pero se tenga que aceptar una pequeña pérdida del coseno de potencia de la agrupación solar.

20 Este problema se resuelve con el método para control de guiñada de la reivindicación 1.

Preferiblemente, al menos parte de la ley de control de situación se basa en una función de alisado que es una función de un parámetro de posición orbital de la nave espacial, en donde la posición orbital puede expresarse, por ejemplo, como un ángulo, según se muestra en la figura 3.1-1.

25 Puede preverse que, dado que se aplica una primera parte de la ley de control de situación para todos los ángulos de elevación del sol mayores o iguales que un ángulo definido de elevación del sol, esta primera parte de la ley de control es independiente de una función de alisado, y dado que una segunda parte de la ley de control de situación se aplica para todos los ángulos de elevación del sol menores que un ángulo definido de elevación del sol, esta segunda parte de la ley de control se basa en una función de alisado. Así, se proporcionan dos partes para la ley de control que pueden optimizarse por separado y diseñarse específicamente para los rangos respectivos de ángulos incidentes.

30 Puede preverse además que la función de alisado comprenda un parámetro de diseño que pueda adaptarse a fin de optimizar el efecto de alisado de la función de alisado. Este parámetro de diseño puede adaptarse una vez antes de lanzar la ley de control o incluso puede adaptarse dinámicamente para lograr una optimización dinámica.

35 Puede preverse además que la ley de control de situación esté diseñada de tal modo que un primer panel de la estructura del cuerpo del satélite se dirija siempre hacia fuera del sol. En particular, el plano definido por el primer panel puede orientarse de forma paralela al eje de guiñada del satélite. Así, por ejemplo, este panel puede ser el panel mostrado en la figura 3.1-1 con el que el eje x positivo forma la normal.

40 Puede preverse además que la ley de control de situación esté diseñada de tal modo que un segundo y un tercer panel de la estructura del cuerpo del satélite tengan siempre un ángulo de sol incidente más pequeño que un ángulo definido. Estos paneles pueden ser, en particular, los paneles que son más o menos perpendiculares al eje y, como se muestra en la figura 3.1-1.

45 La siguiente descripción detallada y las figuras correspondientes muestran una realización específica de la invención que concierne a un método de control de guiñada para satélites.

50

(Tabla pasa a página siguiente)

55

60

65

# ES 2 311 664 T3

## Tabla de contenidos

	<b>1. Alcance</b>	<b>6</b>
5	<b>2. Introducción al control de guiñada</b>	<b>7</b>
	<b>3. Control de guiñada</b>	<b>8</b>
	3.1. Control de guiñada cinemático	8
10	3.2. Opciones de control de guiñada para pequeña elevación del sol	9
15	3.2.1 Guiñada constante	9
	3.2.2. Control de guiñada cinemático modificado	11
20	3.3. Control de guiñada dinámico	11
	3.3.1 Ley de control de guiñada dinámico	11
25	3.3.2. Diseño del parámetro de la ley de control de guiñada dinámico	12
	3.3.3. Transitorio cero de elevación del sol	13
30	3.3.4. Evaluación de la velocidad y aceleración angular de control de guiñada dinámico	14
35	<b>4. Conclusión</b>	<b>16</b>
	<b>5. Anexo - Gráficos de referencia</b>	<b>17</b>
	5.1. Control de guiñada dinámico para $\beta \geq 0^\circ$	18
40	5.2. Control de guiñada dinámico para $\beta \leq 0^\circ$	18
	5.3. Control de guiñada dinámico para transitorio de $\beta \geq 0^\circ$ a $\beta \leq 0^\circ$	18
45	5.4. Control de guiñada dinámico para $\beta \geq 0^\circ$ y error de desviación de guiñada de $\pm 2^\circ$	18
50	<b>6. Anexo 2 - Especificación de control de guiñada (Matlab M-File)</b>	<b>19</b>

**Lista de figuras**

	Figura 3.1-1: Geometría de control de guiñada	8
5	Figura 3.1-2: Parámetro de órbita (modificado por J.R.Wertz)	8
	Figura 3.1-3: Parámetro del sol	8
10	Figura 3.2-1: Movimiento de la nave espacial para opción de control de guiñada constante ( $\beta \geq 0$ )	10
15	Figura 3.2-2: Movimiento SADM para opción de control de guiñada constante ( $\beta \geq 0$ )	10
20	Figura 3.2-3: Movimiento de la nave espacial para opción de control de guiñada constante ( $\beta \leq 0$ )	10
25	Figura 3.2-4: Movimiento SADM para opción de control de guiñada constante ( $\beta \leq 0$ )	10
	Figura 3.3-1: Función de alisado $f=f(\eta)$ para control de guiñada dinámico	12
30	Figura 3.3-2: Control de guiñada dinámico para $d=10$ : $\dot{\psi}_{\max,d} < \dot{\psi}_{\max}$ y $\ddot{\psi}_{\max,d} < \ddot{\psi}_{\max}$	13
35	Figura 3.3-3: Control de guiñada dinámico para $d=500$ : $\dot{\psi}_{\max,d} > \dot{\psi}_{\max}$ y $\ddot{\psi}_{\max,d} > \ddot{\psi}_{\max}$	13
40	Figura 3.3-4: Control de guiñada dinámico para $d=258$ : $\dot{\psi}_{\max,d} \leq \dot{\psi}_{\max}$ y $\ddot{\psi}_{\max,d} \leq \ddot{\psi}_{\max}$	13
45	Figura 5.1-1: GSTB-V2, ángulo de control de guiñada, velocidad y aceleración angular para $\beta \geq 0$	18
	Figura 5.1-2: GSTB-V2, ángulo y velocidad SADM para $\beta \geq 0$	18
50	Figura 5.1-3: GSTB-V2, incidencia del sol sobre panel +/-x para $\beta \geq 0$	18
	Figura 5.1-4: GSTB-V2, incidencia del sol sobre panel +/-y para $\beta \geq 0$	18
55	Figura 5.1-5: GSTB-V2, incidencia del sol sobre panel +/- de la agrupación solar para $\beta \geq 0$	18
60	Figura 5.2-1: GSTB-V2, ángulo de control de guiñada, velocidad y aceleración angular para $\beta \leq 0$	18
65	Figura 5.2-2: GSTB-V2, ángulo y velocidad SADM para $\beta \leq 0$	18

## ES 2 311 664 T3

Figura 5.2-3: GSTB-V2, incidencia del sol sobre panel +/-x para $\beta \leq 0$	18
Figura 5.2-4: GSTB-V2, incidencia del sol sobre panel +/-y para $\beta \leq 0$	18
Figura 5.2-5: GSTB-V2, incidencia del sol sobre panel +/- de la agrupación solar para $\beta \leq 0$	18
Figura 5.3-1: GSTB-V2, ángulo de control de guiñada, velocidad y aceleración angular para transitorio $\beta$	18
Figura 5.3-2: GSTB-V2, ángulo y velocidad SADM para transitorio $\beta$	18
Figura 5.3-3: GSTB-V2, incidencia del sol sobre panel +/-x para transitorio $\beta$	18
Figura 5.3-4: GSTB-V2, incidencia del sol sobre panel +/-y para transitorio $\beta$	18
Figura 5.3-5: GSTB-V2, incidencia del sol sobre panel +/- de la agrupación solar para transitorio $\beta$	18
Figura 5.4-1: GSTB-V2, incidencia del sol sobre panel +/-x para $\beta \geq 0$ y desviación de guiñada de $+2^\circ$	18
Figura 5.4-2: GSTB-V2, incidencia del sol sobre panel +/-x para $\beta \geq 0$ y desviación de guiñada de $-2^\circ$	18
Figura 5.4-3: GSTB-V2, incidencia del sol sobre panel +/-y para $\beta \geq 0$ y desviación de guiñada de $+2^\circ$	18
Figura 5.4-4: GSTB-V2, incidencia del sol sobre panel +/-y para $\beta \geq 0$ y desviación de guiñada de $-2^\circ$	18
Figura 5.4-5: GSTB-V2, incidencia del sol sobre panel +/- de la agrupación solar para $\beta \geq 0$ & desviación de guiñada de $+2^\circ$	18
Figura 5.4-6: GSTB-V2, incidencia del sol sobre panel +/- de la agrupación solar para $\beta \geq 0$ & desviación de guiñada de $-2^\circ$	18

## 1. Alcance

Esta nota técnica presenta la Ley de Guiado de Control de Guiñada especial aplicable para GSTB-V2, donde

- El apuntamiento continuo de la nave espacial al nadir se realiza con un eje seleccionado (eje z).
- La rotación de la nave espacial se realiza alrededor del eje apuntado al nadir con el fin de orientar la normal a la agrupación solar S/C de una forma óptima hacia el sol, basándose en un mecanismo de accionamiento de agrupación solar de un eje del estado de la técnica.
- Un panel seleccionado de la aeronave (panel +x) perpendicular a la línea del nadir y al eje de la agrupación solar es orientado de tal modo que se evite la incidencia del sol (con la excepción de la incidencia deslizando).
- Los dos paneles de la nave espacial (paneles y), cuya normal a ellos es paralela a los ejes de la agrupación solar, son iluminados por el sol con un ángulo de incidencia menor que un ángulo crítico predefinido.

Se proporciona una breve visión general del principio de control de guiñada, las soluciones del estado de la técnica y la ley especial aplicada a GSTB-V2, incluyendo algunos resultados de análisis y experimentos de referencia.

## 2. Introducción al control de guiñada

Con el fin de optimizar la generación de potencia eléctrica a partir de agrupaciones solares, el plano activo de la agrupación solar tiene que ser orientado perpendicularmente a la línea del sol. En caso contrario, la potencia disponible se reduciría aproximadamente con el coseno del ángulo de incidencia del sol. Basándose en una plataforma apuntada a la tierra, el apuntamiento de la agrupación solar requiere dos rotaciones independientes en general. Con el fin de evitar mecanismos de accionamiento bastante complejos de una agrupación solar de dos (SADM) se establecen dos tipos de funcionamiento bien conocidos dependiendo de la elevación del sol con respecto al plano de órbita:

- Inclinación cero (o al menos casi cero) - aplicable para todas las naves espaciales GEO - en donde la elevación del sol con respecto al plano de órbita es  $\leq 23,44^\circ$ : Únicamente se realiza una rotación con una pérdida de potencia máxima de aproximadamente 8,3%. La nave espacial se hace funcionar a un ángulo de guiñada constante ( $0^\circ$ ,  $180^\circ$ ) ("guiñada constante") con el eje de la agrupación solar orientado en dirección paralela a la normal a la órbita. Únicamente se hace girar el panel solar alrededor de su eje longitudinal utilizando un SADM de un eje.
- Inclinación no cero - aplicable para la mayoría de los satélites LEO y MEO - donde la elevación del sol con respecto al plano de órbita cambia dentro de un amplio rango  $|\beta| \leq 23,44^\circ + i$  (i=inclinación): La primera rotación se realiza por la propia nave espacial y en ella se hace girar el satélite alrededor de un eje de guiñada de apuntamiento a la tierra (eje z, "control de guiñada"), orientando el plano x/z de la nave espacial en dirección paralela a la línea del sol (es decir, el eje de la agrupación solar y el eje y de la nave espacial perpendiculares a la línea del sol). Para la segunda rotación se usa de nuevo un SADM de un eje existente en el almacén, haciendo girar el panel solar alrededor de su eje longitudinal.

Esta nota se concentrará en el último objeto.

## 3. Control de guiñada

### 3.1. Control de guiñada cinemático

La ley de control de guiñada se deriva de relaciones geométricas puras como se indica en la figura 3.1-1:

Figura 3.1-1: Geometría de control de guiñada

Según la figura anterior, la siguiente ley de control de guiñada "cinemático" puede derivarse (Nota:  $\arctan(x, y)$  en la notación aquí empleada (similar a MAPLE) corresponde a la función bien conocida  $\text{atan2}(x, y)$  usada en lenguajes de ordenador de nivel superior, por ejemplo FORTRAN, Matlab, ...)

$$\psi = \arctan(\tan\beta, \sin\eta)$$

$$\sigma = \arctan(-\sqrt{1 - \cos^2\beta \cdot \cos^2\eta}, -\cos\beta \cdot \cos\eta) \quad (\text{ec. 3.1-1}),$$

donde(según la figura anterior):

$\eta = \eta(t)$  describe el movimiento en el plano de órbita ( $\eta = 0$  se obtiene a partir de la proyección de la línea del sol sobre el plano de órbita)

$\beta=\beta(t)$  es la elevación del sol con respecto al plano de órbita

$\psi(t)$  es el ángulo de guiñada de referencia de la nave espacial con respecto al sistema de coordenadas LVLH (eje z apuntando hacia el centro de la tierra)

$\sigma(t)$  es el ángulo de rotación del mecanismo de accionamiento de la agrupación solar (SADM) (para  $\sigma=0$  la normal al panel solar apunta en dirección paralela al eje z de la nave espacial).

Se da a continuación la transformación al parámetro usual de órbita y sol (por ejemplo, en un cuadro inercial centrado en la tierra, X apuntando hacia el equinoccio vernal  $\gamma$ , Z apuntando al norte e Y aumentando hacia un sistema a mano derecha).

Figura 3.1-2: Parámetro de órbita (modificado por J.R. Wertz)

donde

$\Omega$  - Ascensión correcta del nodo ascendente (RAAN)

$i$  - Ángulo de inclinación de órbita

$u$  - Argumento de latitud

$\varepsilon = 23,44^\circ$  - Oblicuidad del plano eclíptico

$\lambda$  - Ángulo estacional del sol (ángulo  $\lambda$  determinado en el plano eclíptico,  $\lambda=0$  en equinoccio vernal, véase la siguiente figura)

Figura 3.1-3: Parámetro del sol

Los ángulos de control de guiñada relevantes  $\beta$  y  $\eta$  pueden calcularse a partir de:

$$\begin{aligned}\beta &= \arcsin(\sin \varepsilon \cdot \sin \lambda \cdot \cos i + \cos \lambda \cdot \sin \Omega \cdot \sin i - \cos \varepsilon \cdot \sin \lambda \cdot \cos \Omega \cdot \sin i) \\ u_0 &= \arctan((\cos \Omega \cdot \cos i \cdot \cos \varepsilon \cdot \sin \lambda + \sin i \cdot \sin \varepsilon \cdot \sin \lambda - \sin \Omega \cdot \cos i \cdot \cos \lambda), (\cos \Omega \cdot \cos \lambda + \sin \Omega \cdot \cos \varepsilon \cdot \sin \lambda)) \\ \eta &= u - u_0\end{aligned}$$

(ec. 3.1-2)

donde “sin” equivale a “sen”.

Dejando la variación estacional y el movimiento del plano de órbita durante un cierto período de tiempo, tenemos aproximadamente para una órbita circular con velocidad orbital  $\omega_0$ :

$$\begin{aligned}\dot{\eta}(t) &\approx \omega_0 = \text{const.} \\ \beta(t) &\approx \text{const.}\end{aligned}$$

(ec. 3.1-3)

El elemento clave concerniente a la dinámica de control de guiñada es el ángulo de elevación  $\beta$ . Para GSTB-V2 y GalileoSat (inclinación de órbita  $i=56,0^\circ$ ) la variación total es  $0^\circ \leq |\beta| \leq 79,44^\circ$ . Si la ley de control de guiñada cinemático se aplicara para el rango completo de  $\beta$ , ocurriría un singularidad para  $\beta=0^\circ$  y  $\eta=0^\circ, 180^\circ$ , requiriendo velocidades rotacionales y aceleraciones rotacionales indefinidas de la aeronave y del SADM o al menos altas velocidades y aceleraciones para  $\beta \approx 0^\circ$ . Así, tienen que aplicarse medidas especiales en una banda predefinida  $|\beta| \leq \beta_0$ , suponiendo esta banda centrada alrededor de aproximadamente  $\beta=0^\circ$ .

### 3.2. Opciones de control de guiñada para pequeña elevación del sol

#### 3.2.1 Guiñada constante

Si sólo se consideran restricciones de potencia, para  $\beta=0^\circ$  los planos de la agrupación solar pueden orientarse perpendiculares al sol por solamente una rotación (SADM), si el eje y del satélite está apuntado (constantemente) en dirección perpendicular al plano de órbita (como una nave espacial “estándar”, por ejemplo aplicaciones de inclinación cero GEO). Si el ángulo de elevación  $\beta$  está en la banda predefinida  $\pm\beta_0$ , esta situación “estándar” se mantendrá (“Guiñada Constante”,  $\psi=0^\circ$ ), pero a costa de una ligera pérdida de potencia, como se indica anteriormente para las aplicaciones GEO proporcionales a  $1-\cos(\beta)$ . Valores típicos son  $\beta_0=10^\circ$ , dando como resultado una degradación de potencia tolerable de aproximadamente 1,5% y unos requisitos moderados de agilidad y movimiento SADM de la nave espacial.

Sobre la base de requisitos térmicos (explicados con más detalle en el siguiente capítulo), para el GSTB-V2 y el Galileo se reduce el ángulo crítico de elevación del sol a  $\beta_0=2^\circ$ . En las siguientes figuras se presentan situaciones seleccionadas para un ángulo de elevación del sol de magnitud máxima, crítica  $\pm\varepsilon$  ( $\varepsilon$  - “pequeño valor arbitrario”) y mínima para las órbitas GalileoSat y GSTB-V2, separadas para  $\beta \geq 0$ , así como para  $\beta \leq 0$ . Sin embargo, se menciona que estas figuras se han bosquejado aquí solamente como ejemplo. A la elevación positiva crítica, donde  $\beta=\beta_0$ , obtenemos  $\psi_{\max}=178^\circ$  y  $\sigma_{\max}=0,007^\circ/\text{s}$ . Para el “ángulo de órbita crítico”  $\eta=0^\circ, 180^\circ, 360^\circ, \dots$ , obtenemos  $\dot{\psi}_{\max}=0,2^\circ/\text{s}$ ,  $\ddot{\psi}_{\max}=7,8 \mu\text{rad}/\text{s}$ . Es obvio que los perfiles de control de guiñada para  $\beta \geq 0$  y  $\beta \leq 0$  proporcionan formas diferentes, pero simétricas, con respecto a la línea  $\psi=0$ , denominadas aquí como la “forma de control de guiñada positiva” y la “forma de control de guiñada negativa”. La transición entre ambos tipos puede realizarse fácilmente, por ejemplo en una cierta área próxima a  $\eta=90^\circ$ , comenzando a partir de una guiñada constante.

Figura 3.2-1: Movimiento de la nave espacial para opción de control de guiñada constante ( $\beta \geq 0$ )

Figura 3.2-2: Movimiento SADM para opción de control de guiñada constante ( $\beta \geq 0$ )

Figura 3.2-3: Movimiento de la nave espacial para opción de control de guiñada constante ( $\beta \leq 0$ )

Figura 3.2-4: Movimiento SADM para opción de control de guiñada constante ( $\beta \leq 0$ )

### 3.2.2. Control de guiñada cinemático modificado

Debido a restricciones térmicas para GSTB-V2 y para GalileoSat tienen que considerarse requisitos adicionales principales que influyen significativamente en el escenario de control de guiñada:

- No ocurrirá incidencia del sol sobre el panel +x de la nave espacial (con la excepción de la incidencia deslizando).
- La incidencia del sol sobre el panel  $\pm y$  deberá ser menor que  $2^\circ$ .

Puede concluirse del primer requisito que el control de guiñada - aunque se modifique y aunque se tengan en cuenta las capacidades de actuación del sistema - tiene que realizarse en cualquier momento, con independencia de la elevación del sol. El segundo requisito pone restricciones al ángulo crítico  $\beta_0$ , donde la transición de la ley de control de guiñada cinemático a la ley de control de guiñada modificado deberá tener lugar en la banda  $|\beta| \leq \beta_0$ .

El siguiente capítulo proporcionará información detallada de la forma en que pueden combinarse los dos requisitos anteriores junto con las capacidades de actuación de la nave espacial por una ley de control de guiñada conformado dinámicamente, referenciada aquí brevemente como “control de guiñada dinámico”.

## 3.3. Control de guiñada dinámico

### 3.3.1 Ley de control de guiñada dinámico

La idea básica concerniente al control de guiñada en la banda crítica  $|\beta| \leq \beta_0$  es limitar los requisitos de movimiento angular S/C en ángulos de órbita  $\eta=0^\circ, 180^\circ, 360^\circ, \dots$  (véanse las figuras posteriores). Para  $\beta=0^\circ$ , en un caso ideal, se requeriría un salto S/C de  $\Delta\psi=180^\circ$  dentro de un pequeño instante de tiempo infinitesimal, lo que significa que ocurriría una velocidad y aceleración S/C indefinidas. Por supuesto, en realidad, solamente son factibles una velocidad y aceleración angular S/C muy limitadas debido a las limitadas capacidades del sistema de actuación, es decir, a los límites del par y del momento angular de las ruedas de reacción.

Podrían aplicarse diversas opciones, tales como una simple aceleración máxima de tipo “bang-bang” (con límites de par predefinidos) y con velocidad angular máxima limitada. Sin embargo, deberán evitarse la excitación de oscilación de la agrupación solar y el movimiento de bailoteo del combustible. Además, para el funcionamiento en modo normal sin giroscopio es preferible también una actuación de tipo liso.

Entre un lote de leyes de control de guiñada dinámicamente liso se ha seleccionado básicamente la siguiente para la banda crítica  $|\beta| \leq \beta_0$ . Sin embargo, tiene que aplicarse un procedimiento especial que aproxime  $\beta=0$  (según un cambio de signo para  $\beta$ ), donde ha de aplicarse un transitorio liso entre las formas de control de guiñada positiva y negativa (lógica de conmutación para  $\delta$ , véase el capítulo adicional para más detalles).

$$-\beta_0 \leq \beta \leq \beta_0: \quad \psi = \arctan(\tan\beta_d, \sin\eta)$$

$$\beta_d = \beta + f \cdot (\beta_0 \cdot \delta - \beta), \quad \delta = \pm 1$$

$$f = \frac{\cos^2 \eta}{1 + d \cdot \sin^2 \eta}, \quad d - \text{design parameter} \quad (\text{ec. 3.3.1-1})$$



donde

“sin” = “sen”

5 “design parameter” = parámetro de diseño.

Deberá mencionarse que la ley de control SADM permanece inalterada en comparación con la ley cinemática presentada en la ecuación 3.1-1.

10 La función de alisado  $f=f(\eta)$  está bosquejada en la siguiente figura, incluyendo valores típicos para  $d$  como parámetro:

Figura 3.3-1: Función de alisado  $f=f(\eta)$  para control de guiñada dinámico.

15 La idea básica del perfil de control de guiñada dinámico puede explicarse con la figura anterior junto con la ecuación 3.3.1-1.

- Para  $\beta=\beta_0$  el transitorio entre las soluciones de control de guiñada cinemático y dinámico se obtiene de una manera continua.
- 20 • Para  $|\beta|\leq\beta_0$  y en un cierto rango alrededor del ángulo de órbita crítico  $\eta=0^\circ, 180^\circ, 360^\circ, \dots$ , obtenemos  $\beta_d\rightarrow\beta_0$ . Así, el movimiento de control de guiñada se alisa hasta el comportamiento similar al del ángulo crítico de elevación del sol  $\beta_0$ , que es el límite “inferior” del perfil de control de guiñada cinemático, que está por definición en línea con las capacidades del sistema de actuación S/C.
- 25 • Para  $|\beta|<\beta_0$  y en el periodo de reposo dinámicamente no crítico a lo largo del ángulo de órbita, se realiza el movimiento de control de guiñada como para  $\beta_d\rightarrow\beta$ , lo que está próximo a la solución cinemática estándar.

30 Tal solución proporciona la ventaja de un movimiento de control de guiñada liso, evitando cualquier discontinuidad para el ángulo de control de guiñada, así como para la velocidad y la aceleración angular y, por tanto, también para los pares de actuación.

### 3.3.2. Diseño del parámetro de la ley de control de guiñada dinámico

35 Para la órbita de misión dada tiene que optimizarse un parámetro de diseño principal que es el parámetro  $d$  en la ecuación 3.3.1-1. La idea básica es no exceder los requisitos de actuación del control de guiñada cinemático en sus límites para  $\beta=\beta_0$ . En lugar de una forma analítica, se presenta aquí una solución bastante pragmática para la determinación del parámetro óptimo:

- 40 • Determinación de requisitos de dimensionamiento (si bien factible) del movimiento rotacional de control de guiñada cinemático en términos de máxima velocidad angular  $\dot{\psi}_{\max}$  y aceleración angular  $\ddot{\psi}_{\max}$  por evaluación numérica de  $\dot{\psi}=\dot{\psi}(\eta)$  y  $\ddot{\psi}=\ddot{\psi}(\eta)$  para  $\beta=\beta_0$  (véase el capítulo 3.2.1).
- 45 • Determinación de requisitos de dimensionamiento del movimiento rotacional de control de guiñada dinámico en términos de máxima velocidad angular  $\dot{\psi}_{\max,d}$  y aceleración angular  $\ddot{\psi}_{\max,d}$  por evaluación numérica de  $\dot{\psi}=\dot{\psi}(\eta)$  y  $\ddot{\psi}=\ddot{\psi}(\eta)$  para  $\beta=0$  y el parámetro dado  $d$ .
- 50 • Realización de una variación apropiada de  $d$  y selección del parámetro óptimo de manera tal que  $\dot{\psi}_{\max,d} \leq \dot{\psi}_{\max}$ , así como  $\ddot{\psi}_{\max,d} \leq \ddot{\psi}_{\max}$ , donde al menos una restricción deberá desempeñar la función de una igualdad.

Las siguientes figuras indican el procedimiento en el que se toman los resultados del capítulo 3.2.1 para los requisitos de dimensionamiento. El parámetro  $d$  se ha seleccionado como  $d=10$ ,  $d=500$  y después de algunas iteraciones se obtuvo el óptimo  $d=258$  para la órbita dada:

55 Figura 3.3-2: Control de guiñada dinámico para  $d=10$ :  $\dot{\psi}_{\max,d} < \dot{\psi}_{\max}$  y  $\ddot{\psi}_{\max,d} < \ddot{\psi}_{\max}$

Figura 3.3-3: Control de guiñada dinámico para  $d=500$ :  $\dot{\psi}_{\max,d} > \dot{\psi}_{\max}$  y  $\ddot{\psi}_{\max,d} > \ddot{\psi}_{\max}$

60 Figura 3.3-4: Control de guiñada dinámico para  $d=258$ :  $\dot{\psi}_{\max,d} \leq \dot{\psi}_{\max}$  y  $\ddot{\psi}_{\max,d} \leq \ddot{\psi}_{\max}$

### 3.3.3. Transitorio cero de elevación del sol

65 Puede concluirse fácilmente de los resultados anteriores que el ángulo de órbita óptimo  $\eta_l$  para el transitorio de la forma de control de guiñada positiva ( $\beta>0$ ,  $0\leq\psi\leq+180^\circ$ ) a la negativa ( $\beta<0$ ,  $-180^\circ\leq\psi\leq 0$ ) (y viceversa), sería para  $\beta\cong 0$  y  $\eta_{l1}=90^\circ$  o  $\eta_{l2}=270^\circ$  (en principio). Con el fin de mantener el ángulo de control de guiñada numéricamente siempre en la banda de  $-180^\circ\leq\psi\leq+180^\circ$  (evitando complicadas operaciones de módulo  $360^\circ$  a bordo), se prefiere  $\eta_{l1}$ .

## ES 2 311 664 T3

Así, cualquier transitorio entre las formas de control de guiñada positiva y negativa se realizará simplemente para  $\eta_i=90^\circ$ . Sin embargo, en realidad,  $\beta=0$  y  $\eta_i=90^\circ$  no ocurrirán simultáneamente. Para superar este problema, podría aplicarse el simple procedimiento siguiente:

- Cuando se aproxima el punto  $\eta_i=90^\circ$ , se calcula la elevación real del sol  $\beta_1=\beta(\eta_i)$ .
- A continuación, se calcula la elevación futura del sol  $\beta_2=\beta(\eta_i+360^\circ)$  para una órbita adicional a partir de elementos orbitales y de la propagación del movimiento del sol.
- Si no ocurre ningún cambio de signo entre ambos valores  $\beta_1$  y  $\beta_2$  ( $\beta_1 \cdot \beta_2 < 0$ ), se mantiene la forma de control de guiñada real basándose en el ángulo de elevación real del sol  $\beta$ , es decir,  $\delta=\text{signo}(\beta_1)$ .
- Si tiene lugar un cambio de signo entre ambos valores  $\beta_1, \beta_2$  ( $\beta_1 \cdot \beta_2 < 0$ ), se aplica el siguiente procedimiento:
  - Si  $|\beta_1| \geq |\beta_2|$ , se mantiene la forma de control de guiñada real, es decir  $\delta=\text{signo}(\beta_1)$  y la conmutación a la forma complementaria se pospone a la siguiente órbita.
  - Si  $|\beta_1| < |\beta_2|$ , se conmuta instantáneamente la forma real a la complementaria, es decir,  $\delta=\text{signo}(\beta_2)$ .

Nota:

Si  $\beta_1$  o  $\beta_2=0$  - lo que es bastante improbable - deberá seleccionarse un valor numéricamente pequeño  $\neq 0$ .

### 3.3.4. Evaluación de la velocidad y aceleración angular de control de guiñada dinámico

El conocimiento de la velocidad angular y la aceleración angular de control de guiñada se requiere para

- Fines de ingeniería
- Uso como comandos de alimentación directa en los bucles de control de a bordo para la mejora del control de seguimiento dinámico.

Para evitar una diferenciación numérica - en particular, para el cálculo de comandos de alimentación directa en órbita - este capítulo proporciona las ecuaciones analíticas para la velocidad y aceleración angular. El procedimiento de diferenciación es bastante elemental y se realiza aquí con algunas sustituciones en una forma consecutiva basada en la ecuación 3.3.1-1 y la ecuación 3.1-3, introduciendo algunas conversiones matemáticas básicas con el fin de evitar expresiones numéricas indefinidas. Para una exposición completa, se recuerdan las ecuaciones básicas junto con los algoritmos de control del accionamiento de la agrupación solar:

$|\beta| \geq \beta_0$ : Control de guiñada cinemático

$$f = \dot{f} = \ddot{f} = 0 \quad (\text{ec. 3.3.4-0})$$

$|\beta| < \beta_0$ : Control de guiñada dinámico

$$f = \frac{\cos^2 \eta}{1 + d \cdot \sin^2 \eta}$$

$$\dot{f} = -(1+d) \cdot \omega_0 \cdot \frac{\sin 2\eta}{(1+d \cdot \sin^2 \eta)^2}$$

$$\ddot{f} = -2 \cdot (1+d) \cdot \omega_0^2 \cdot \frac{\cos 2\eta - d \cdot \sin^2 \eta \cdot (1+2 \cdot \cos^2 \eta)}{(1+d \cdot \sin^2 \eta)^3}$$

(ec. 3.3.4-1)

donde "sin" equivale a "sen".

$$\beta_d = \beta + f \cdot (\beta_0 \cdot \delta - \beta)$$

$$\dot{\beta}_d = \dot{f} \cdot (\beta_0 \cdot \delta - \beta)$$

$$\ddot{\beta}_d = \ddot{f} \cdot (\beta_0 \cdot \delta - \beta)$$

$$\delta = \pm 1$$

(ec. 3.3.4-2)

Transitorio cero de elevación del sol junto con un valor correspondientemente seleccionado para  $\delta$  como se describe anteriormente.

$$\psi = \arctan(\tan \beta_d, \sin \eta)$$

$$u = \sin \eta \cdot \dot{\beta}_d - 0.5 \cdot \sin 2\beta_d \cdot \cos \eta \cdot \omega_0$$

$$v = 1 - \cos^2 \beta_d \cdot \cos^2 \eta$$

$$\dot{\psi} = \frac{u}{v}$$

$$\ddot{u} = \cos \eta \cdot \omega_0 \cdot \ddot{\beta}_d + \sin \eta \cdot \ddot{\beta}_d - \cos 2\beta_d \cdot \cos \eta \cdot \omega_0 \cdot \dot{\beta}_d + 0.5 \cdot \sin 2\beta_d \cdot \sin \eta \cdot \omega_0^2$$

$$\dot{v} = \sin 2\beta_d \cdot \cos^2 \eta \cdot \dot{\beta}_d + \cos^2 \beta_d \cdot \sin 2\eta \cdot \omega_0$$

$$\ddot{\psi} = \frac{v \cdot \ddot{u} - u \cdot \dot{v}}{v^2}$$

(ec. 3.3.4-3)

donde “sin” equivale a “sen”.

Con el fin de evitar discontinuidades en el ángulo de guiñada  $\psi$  en el caso en que  $\delta \cdot \beta < 0$ , el ángulo de guiñada tiene que modificarse según  $\psi_i := \psi_i - \text{signo}(\psi_i - \psi_{i-1}) \cdot 2\pi$  si  $|\psi_i - \psi_{i-1}| > \pi$ , donde  $i$  denota el ángulo de guiñada instantáneamente determinado e  $i-1$  el ángulo de guiñada un periodo de muestreo antes.

El ángulo y la velocidad SADM se determinan a partir de las expresiones siguientes:

$$\sigma = \arctan(-\sqrt{1 - \cos^2 \beta \cdot \cos^2 \eta}, -\cos \beta \cdot \cos \eta)$$

$$\dot{\sigma} = \frac{\omega_0 \cdot \cos \beta \cdot \sin \eta}{\sqrt{1 - \cos^2 \beta \cdot \cos^2 \eta}}$$

(ec. 3.3.4-4)

Si  $1 - \cos^2 \beta \cdot \cos^2 \eta$  se aproxima a cero, el valor límite para viene dado por  $\dot{\sigma} = \omega_0 \cdot \text{signo}(\sin \eta)$ .

Así, junto con el transitorio cero de elevación del sol - como se describe en el capítulo anterior - es visible el conjunto total de ecuaciones para su implementación.

#### 4. Conclusión

La nota técnica a mano describe una sencilla ley de control de guiñada como suplemento al control de guiñada cinemático conocido para su aplicación a satélites\* apuntados a la tierra, combinando las siguientes características:

- La nave espacial es apuntada continuamente al nadir con un eje seleccionado.
- La nave espacial realiza una rotación alrededor del eje apuntado al nadir con el fin de orientar la normal a la agrupación solar S/C de una manera óptima hacia el sol, basándose en un mecanismo de accionamiento de agrupación solar de un eje del estado de la técnica.
- Un panel seleccionado de la nave espacial perpendicular a la línea del nadir y al eje de la agrupación solar está orientado de tal modo que se evite cualquier incidencia del sol (con la excepción de la incidencia deslizante).
- Los dos paneles de la nave espacial, la normal a los cuales es paralela a los ejes de la agrupación solar, son iluminados por el sol con un ángulo de incidencia menor que un ángulo crítico predefinido.
- En el área crítica de pequeños ángulos de elevación del sol con respecto al plano de órbita (singularidad del ángulo de guiñada, salto de guiñada) el movimiento de control de guiñada se continúa con la aplicación de un alisado dinámico de la rotación (control de guiñada dinámico) que no excede de las capacidades del sistema de actuación de la nave espacial y que evita cualquier discontinuidad en el ángulo de guiñada, la velocidad angular y la aceleración angular.
- Se deriva un procedimiento para la transición de la ley de control de guiñada positiva a la negativa, evitando cualquier discontinuidad en el ángulo de guiñada.

## ES 2 311 664 T3

- Para la mejora de las capacidades de seguimiento de dinámica de control de situación de bucle cerrado, junto con el perfil del ángulo de referencia de control de guiñada pueden derivarse fácilmente la velocidad angular de referencia y el perfil de aceleración angular.

- Las leyes de control del mecanismo de accionamiento de la agrupación solar permanecen inalteradas con respecto al perfil de referencia de control de guiñada cinemático conocido.

- Los requisitos de incidencia del sol con respecto a los paneles S/P pueden satisfacerse con un error de guiñada de  $2^\circ$  (resultante, por ejemplo, del control de situación), según se demuestra en el capítulo de gráficos de referencia.

\*) Se supone un cuerpo central cúbico con paneles exteriores del cuerpo central perpendicularmente ensamblados.

### 5. Anexo - Gráficos de referencia

Las siguientes figuras demuestran el comportamiento típico para casos individuales, en donde un gráfico proporciona la información para

- Elevación mínima del sol  $|\beta_{\min}|=0^\circ$
- Elevación crítica  $|\beta_0|=2^\circ+0^\circ$
- Elevación crítica  $|\beta_0|=2^\circ-0^\circ$
- Elevación máxima  $|\beta_{\max}|=79,44^\circ$

en una secuencia de 5 figuras para

- Control de guiñada
  - Ángulo
  - Velocidad
  - Aceleración angular
- Control SADM
  - Ángulo
  - Velocidad
- Incidencia del sol sobre
  - Panel +X
  - Panel -X
- Incidencia del sol sobre
  - Panel +y
  - Panel -y
- Incidencia del sol sobre
  - Panel + de la agrupación solar
  - Panel - de la agrupación solar

y para  $\beta \geq 0^\circ$ ,  $\beta \leq 0^\circ$  y para el transitorio de  $\beta \geq 0^\circ$  a  $\beta \leq 0^\circ$ .

Como puede demostrarse, la ley de guiñada proporciona un margen significativo respecto del requisito de incidencia del sol  $< 2^\circ$  sobre los paneles  $\pm y$  de la nave espacial.

## ES 2 311 664 T3

La última secuencia de figuras demuestra los resultados de incidencia si se incluye un error de guiñada constante adicional de  $+2^\circ$  o  $-2^\circ$  (por ejemplo, llegando a un “caso extremadamente peor” respecto del control de situación). Pueden satisfacerse de nuevo los requisitos para la envolvente del error total del control de situación de guiñada.

### 5.1. Control de guiñada dinámico para $\beta \geq 0^\circ$

Figura 5.1-1: GSTB-V2, ángulo de control de guiñada, velocidad y aceleración angular para  $\beta \geq 0$

Figura 5.1-2: GSTB-V2, ángulo y velocidad SADM para  $\beta \geq 0$

Figura 5.1-3: GSTB-V2, incidencia del sol sobre panel +/-x para  $\beta \geq 0$

Figura 5.1-4: GSTB-V2, incidencia del sol sobre panel +/-y para  $\beta \geq 0$

Figura 5.1-5: GSTB-V2, incidencia del sol sobre panel +/- de la agrupación solar para  $\beta \geq 0$

### 5.2. Control de guiñada dinámico para $\beta \leq 0^\circ$

Figura 5.2-1: GSTB-V2, ángulo de control de guiñada, velocidad y aceleración angular para  $\beta \leq 0$

Figura 5.2-2: GSTB-V2, ángulo y velocidad SADM para  $\beta \leq 0$

Figura 5.2-3: GSTB-V2, incidencia del sol sobre panel +/-x para  $\beta \leq 0$

Figura 5.2-4: GSTB-V2 incidencia del sol sobre panel +/-y para  $\beta \leq 0$

Figura 5.2-5: GSTB-V2, incidencia del sol sobre panel +/- de la agrupación solar para  $\beta \leq 0$

### 5.3. Control de guiñada dinámico para transitorio de $\beta \geq 0^\circ$ a $\beta \leq 0^\circ$

Figura 5.3-1: GSTB-V2, ángulo de control de guiñada, velocidad y aceleración angular para transitorio  $\beta$

Figura 5.3-2: GSTB-V2, ángulo y velocidad SADM para transitorio  $\beta$

Figura 5.3-3: GSTB-V2, incidencia del sol sobre panel +/-x para transitorio  $\beta$

Figura 5.3-4: GSTB-V2, incidencia del sol sobre panel +/-y para transitorio  $\beta$

Figura 5.3-5: GSTB-V2, incidencia del sol sobre panel +/- de la agrupación solar para transitorio  $\beta$

### 5.4. Control de guiñada dinámico para $\beta \geq 0^\circ$ y error de desviación de guiñada de $\pm 2^\circ$

Figura 5.4-1: GSTB-V2, incidencia del sol sobre panel +/-x para  $\beta \geq 0$  y error de desviación de  $+2^\circ$

Figura 5.4-2: GSTB-V2, incidencia del sol sobre panel +/-x para  $\beta \geq 0$  y error de desviación de  $-2^\circ$

Figura 5.4-3: GSTB-V2, incidencia del sol sobre panel +/-y para  $\beta \geq 0$  y error de desviación de  $+2^\circ$

Figura 5.4-4: GSTB-V2, incidencia del sol sobre panel +/-y para  $\beta \geq 0$  y error de desviación de  $-2^\circ$

Figura 5.4-5: GSTB-V2, incidencia del sol sobre panel +/- de la agrupación solar para  $\beta \geq 0$  & error de desviación de  $+2^\circ$

Figura 5.4-6: GSTB-V2, incidencia del sol sobre panel +/- de la agrupación solar para  $\beta \geq 0$  & error de desviación de  $-2^\circ$

## ES 2 311 664 T3

### 6. Anexo 2 - Especificación de control de guiñada (Matlab M-File)

```

5      function [psi,psid,psi2d,sigma,sigmad] = DYSL(eta,beta,beta0,delta,psim1,omega0,d,opt)

%#####
#
%
10     % function [psi,psid,psi2d,sigma,sigmad] = DYSL(eta,beta,beta0,omega0,d,opt)
%
% PURPOSE:
% Dynamic Yaw Steering Law
15     %
% IN:
%     eta   - orbit angle [rad]
%     beta  - Sun elevation [rad]
20     %     beta0 - critical Sun elevation [rad]
%     psim1 - yaw steering angle one step before [rad]
%     omega0 - orbit rate [rad]
%     d     - design parameter [1]
25     %     opt  - yaw steering option [1]
%                 = 0 for Constant Yaw
%                 = 1 for Dynamic Yaw Steering
%
30     % OUT:
%     psi   - yaw steering angle [rad]
%     psid  - yaw steering angular rate [rad/s]
%     psi2d - yaw steering angular acceleration [rad/s2]
35     %     sigma - SADM - angle [rad]
%     sigmad - SADM - angular rate [rad/s]
%
% Author: W.Oesterlin, K.Ebert, 17.10.03
40     %
%#####
#

%-----
% Additional functions needed:
% none
%
50     %-----
% References: Technical Note on Dynamic Yaw Steering
%
%-----

```

## ES 2 311 664 T3

```

% Remarks:
% Note: No input data consistency check is performed !
%
5 %-----
% Change log:
%
10 %-----

if (abs(beta) < beta0) & opt == 0 % ++++++ Constant Yaw ++++++

15     psi    = 0;
     psid    = 0;
     psi2d   = 0;

20     sigma  = eta - pi;
     sigmad  = omega0;

25 else % ++++++ Yaw Steering
     ++++++

     se = sin(eta); ce = cos(eta); s2e = sin(2*eta); c2e = cos(2*eta);

30     f = 0; fd = 0; f2d = 0; % ----- Kinematic Yaw Steering -----

     if abs(beta) < beta0 % ----- Dynamic Yaw Steering -----

35         f = ce^2/(1+d*se^2);
         fd = -(1+d)*omega0*s2e/(1+d*se^2)^2;
         f2d = -2*(1+d)*omega0^2*(c2e-d*se^2*(1+2*ce^2))/(1+d*se^2)^3;

40     end

     dbeta = beta0*delta-beta;
     betad = beta + dbeta*f;
45     bd   = dbeta*fd;
     b2d   = dbeta*f2d;

     tb = tan(betad); sb = sin(betad); cb = cos(betad);
     c2b = cos(2*betad); s2b = sin(2*betad);

50     psi = atan2(tb,se); % ----- Yaw Steering Angle -----
     dpsi = psi - psim1;
     if abs(dpsi) > pi
         psi = psi - 2*pi*sign(dpsi); % ---- Modified Yaw Steering Angle ----
     end

60     u = se*bd - 0.5*s2b*ce*omega0;

65

```

## ES 2 311 664 T3

```

v = 1-(cb*ce)^2;
psid = u/v;          % ---- Yaw Steering Angular Rate -----
ud  = ce*omega0*bd + se*b2d - (c2b*ce*bd - s2b*se*omega0/2)*omega0;
vd  = s2b*ce^2*bd + cb^2*s2e*omega0;
psi2d = (v*ud - u*vd)/v^2;  % - Yaw Steering Angular Acceleration -

```

```

% ++++++ SADA Steering
+++++

```

```

cb = cos(beta); w = sqrt(abs(1-cb^2*ce^2));

```

```

sigma = atan2(-w,-cb*ce);  % -----SADA Steering Angle -----

```

```

if w < eps

```

```

    sigmad = omega0*sign(se);

```

```

else

```

```

    sigmad = omega0*cb*se/w;  % --- SADA Steering Angular Rate -----

```

```

end

```

```

end

```

```

%##### end DYSL
#####

```



## REIVINDICACIONES

1. Método para controlar la guiñada de un ángulo de guiñada de una nave espacial, que comprende los pasos de  
 5 determinar un ángulo de elevación ( $\beta$ ) del sol (S) con respecto al plano de órbita de la nave espacial,  
 determinar un ángulo de movimiento ( $\eta$ ) de la nave espacial en el plano de órbita,

10 para  $|\beta| \geq \beta_0$ , siendo  $\beta_0$  una elevación del sol definida: determinar un ángulo de guiñada de referencia ( $\psi$ ) de la nave espacial utilizando el ángulo de elevación ( $\beta$ ) y el ángulo de movimiento ( $\eta$ ) mediante la aplicación de una ley de control de guiñada estándar:  $\psi = \text{atan2}(\tan\beta, \text{sen}\eta)$ ,

15 para  $|\beta| < \beta_0$ : determinar un ángulo de guiñada ( $\psi$ ) de referencia de la nave espacial utilizando un ángulo de elevación alisado ( $\beta_d$ ) y el ángulo de movimiento ( $\eta$ ) mediante la aplicación de una ley de control de guiñada modificado:  $\psi = \text{atan2}(\tan\beta_d, \text{sen}\eta)$ ,

determinar el ángulo de elevación alisado ( $\beta_d$ ) utilizando el ángulo de elevación ( $\beta$ ) y el ángulo de movimiento ( $\eta$ ), de tal modo que:

20 para  $\beta = \beta_0$  se obtiene de una manera continua el transitorio entre la solución estándar y la solución de control de guiñada modificado,

25 para  $|\beta| < \beta_0$  y en un cierto rango alrededor de ángulos críticos del ángulo de movimiento ( $\eta$ ), en el que habrían ocurrido altas velocidades rotacionales ( $\psi'$ ) y aceleraciones ( $\psi''$ ) cuando se aplica la ley de control de guiñada estándar, el ángulo de elevación alisado ( $\beta_d$ ) tiende hacia el ángulo límite  $\pm(\beta_0)$ , de modo que el movimiento de control de guiñada se alisa hasta un comportamiento similar al de la elevación del sol definida  $\pm(\beta_0)$ , y

30 para  $|\beta| < \beta_0$  y en el periodo de reposo dinámicamente no crítico a lo largo del ángulo de movimiento ( $\eta$ ), el movimiento de control de guiñada se realiza como para el ángulo de elevación alisado ( $\beta_d$ ) y tiende hacia el ángulo de elevación ( $\beta$ ) que está próximo a la solución de control de guiñada estándar, de tal modo que el movimiento de control de guiñada en total es liso, evitando cualquier discontinuidad para el ángulo de control de guiñada ( $\psi$ ), así como para la velocidad ( $\psi'$ ) y la aceleración angular ( $\psi''$ ).

35 2. Método según la reivindicación 1, **caracterizado** porque el movimiento de control de guiñada se alisa con una función de alisado (f) que es una función del ángulo de movimiento ( $\eta$ ) en el plano de órbita.

3. Método según la reivindicación 2, **caracterizado** porque la función de alisado (f) comprende un parámetro de diseño (d) que puede adaptarse con el fin de optimizar el efecto de alisado de la función de alisado (f).

40 4. Método según una de las reivindicaciones anteriores, **caracterizado** porque se realiza un transitorio liso entre una forma de control de guiñada positiva para  $\beta > 0$  y una forma de control de guiñada negativa para  $\beta < 0$  a un ángulo de elevación del sol  $\beta \cong 0$  y a un ángulo de órbita  $\eta = 90^\circ$  o  $270^\circ$ .

45 5. Método según una de las reivindicaciones anteriores, **caracterizado** porque el control de guiñada se realiza de tal modo que un primer panel de la estructura del cuerpo del satélite se dirija siempre hacia fuera del sol.

6. Método según la reivindicación 5, **caracterizado** porque el plano definido por el primer panel está orientado en paralelo al eje de guiñada del satélite.

50 7. Método según una de las reivindicaciones anteriores, **caracterizado** porque el control de guiñada se realiza de tal modo que un segundo y un tercer panel de la estructura del cuerpo del satélite tengan siempre un ángulo de sol incidente menor que un ángulo definido.

55 8. Método según una de las reivindicaciones anteriores, **caracterizado** porque la función de alisado (f) se define como:

$$f = \frac{\cos^2 \eta}{1 + d \cdot \text{sen}^2 \eta}$$

60 9. Método según la reivindicación 8, **caracterizado** porque la ley de guiado se basa en las siguientes funciones:

para

65  $|\beta| \geq \beta_0$ :

(1)  $f=0$

y para

$|\beta| < \beta_0$ :

5

$$(2) \quad f = \frac{\cos^2 \eta}{1 + d \cdot \sin^2 \eta}$$

10

$$(3) \quad \beta_d = \beta + f \cdot (\beta_0 \cdot \delta - \beta), \quad \delta = \pm 1$$

15

$$(4) \quad \psi = \text{atan2}(\tan \beta_d, \sin \eta).$$

20

25

30

35

40

45

50

55

60

65

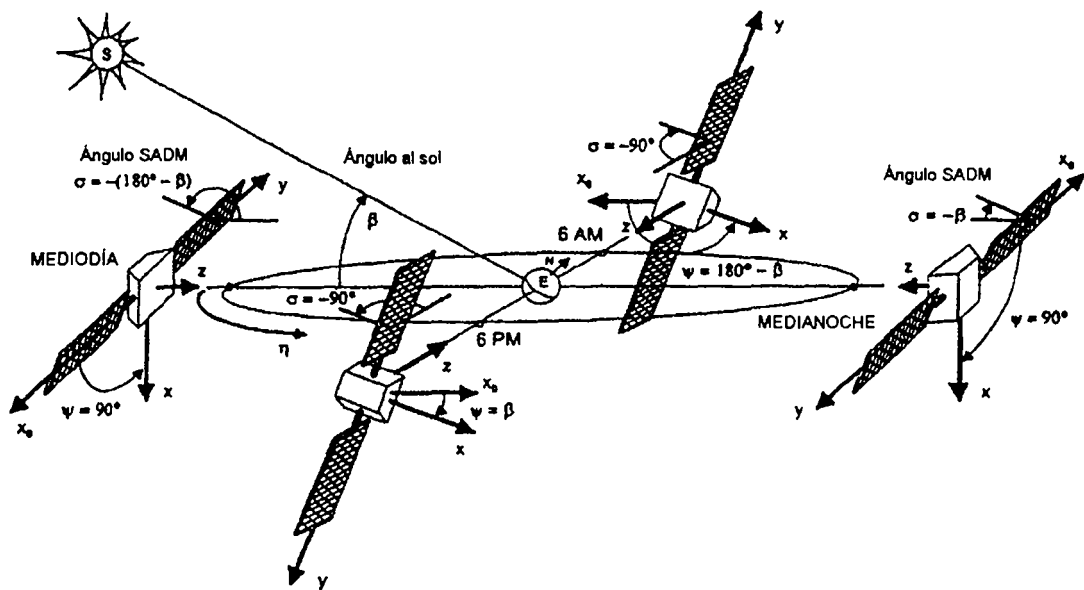


Figura 3.1-1

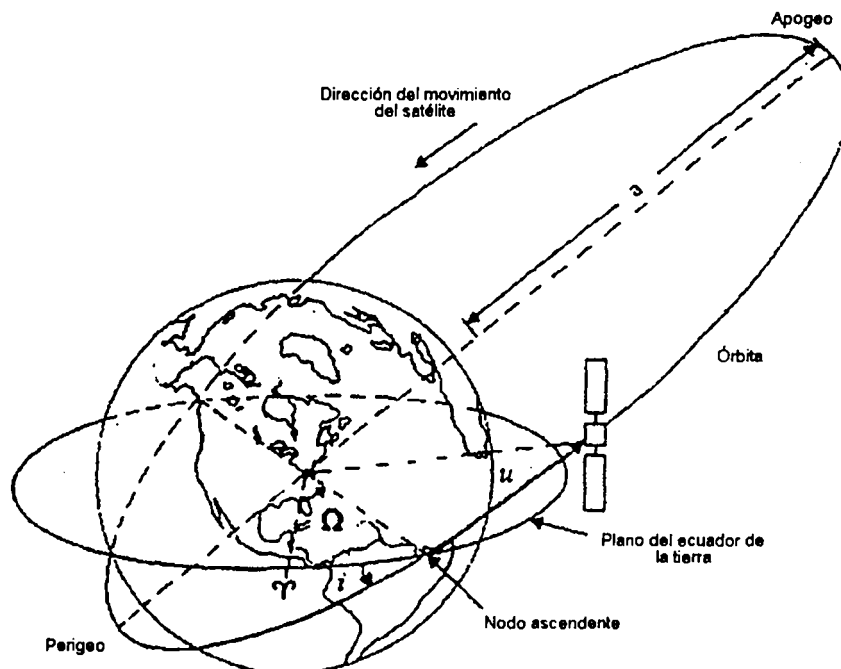
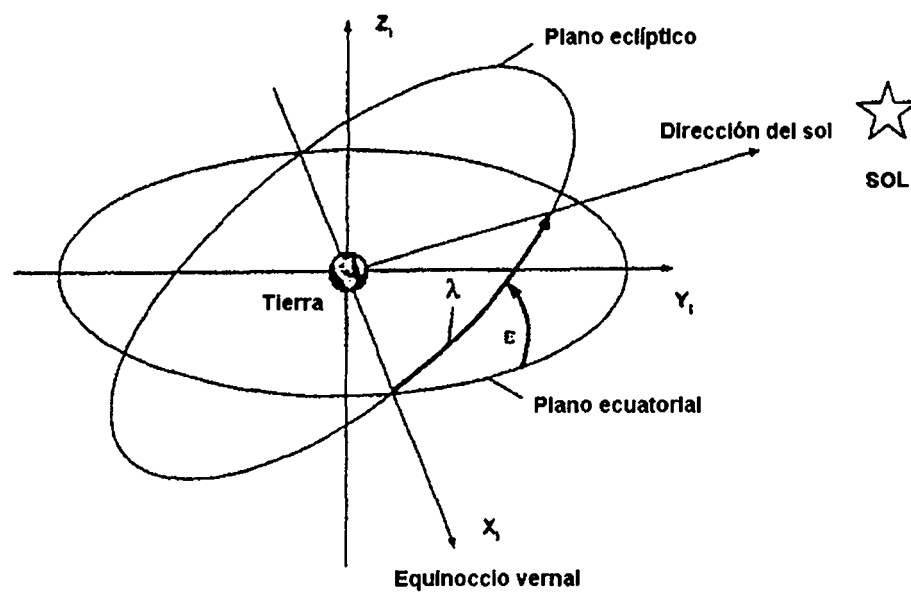


Figura 3.1-2



**Figura 3.1-3**

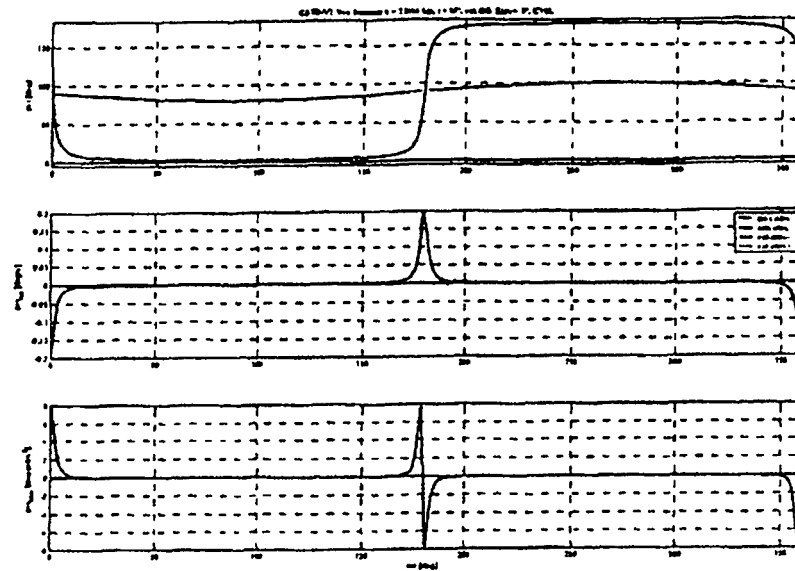


Figura 3.2-1

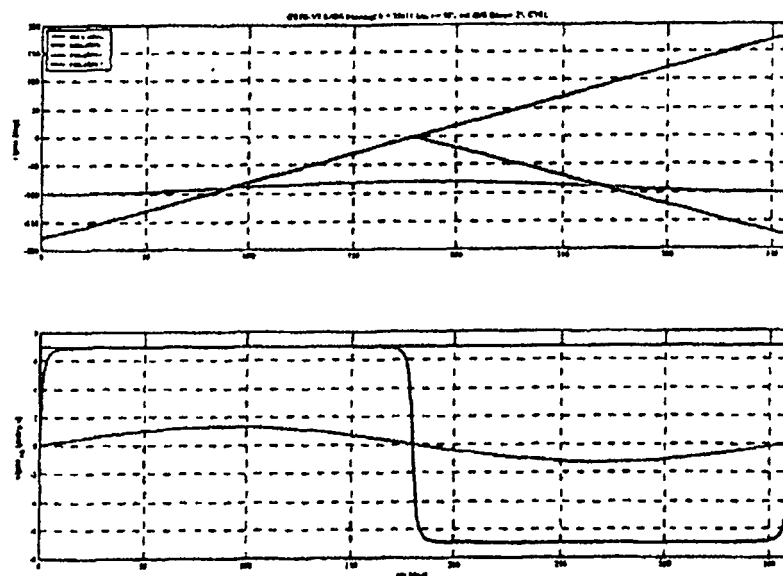


Figura 3.2-2

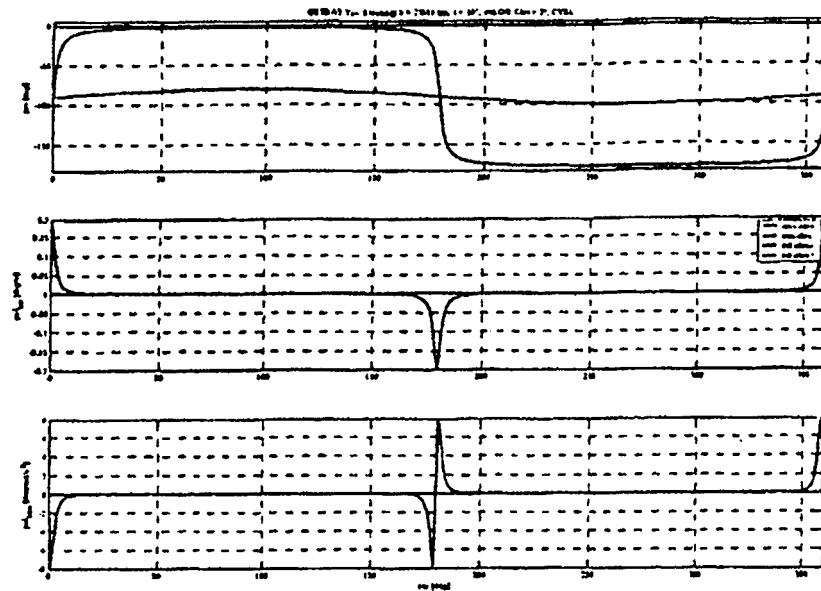


Figura 3.2-3

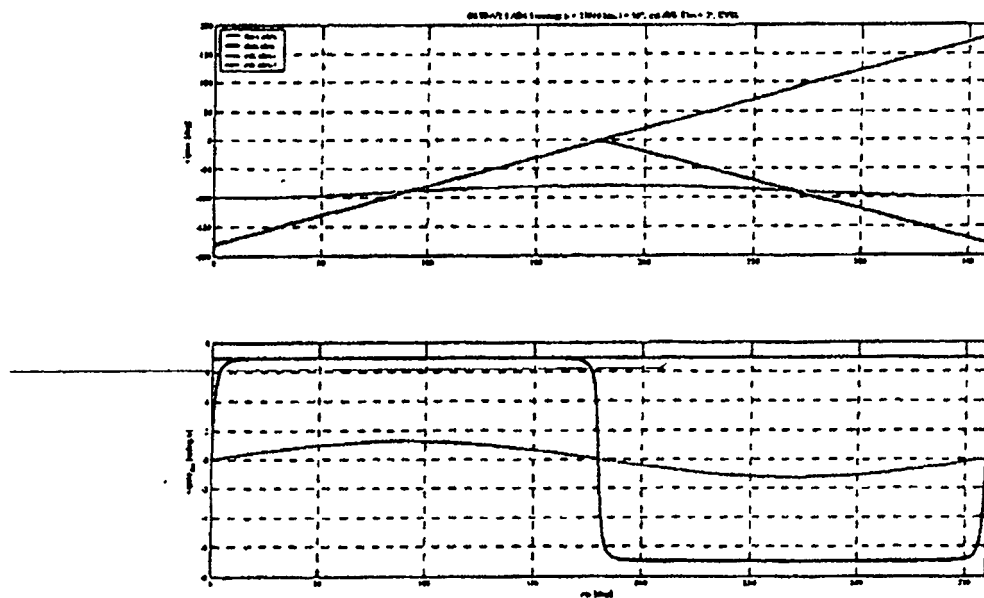


Figura 3.2-4

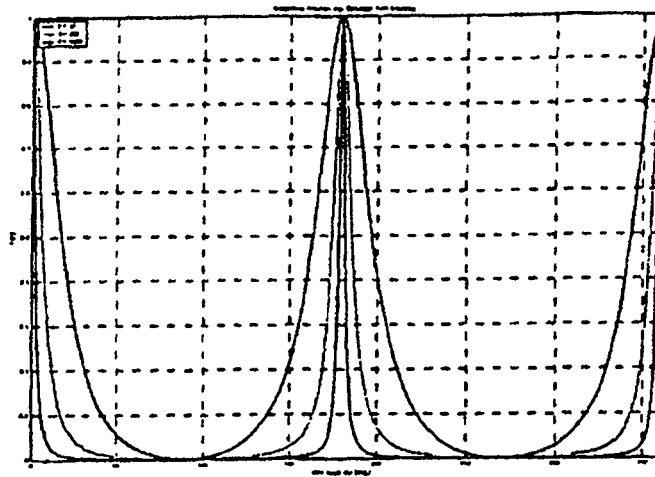


Figura 3.3-1

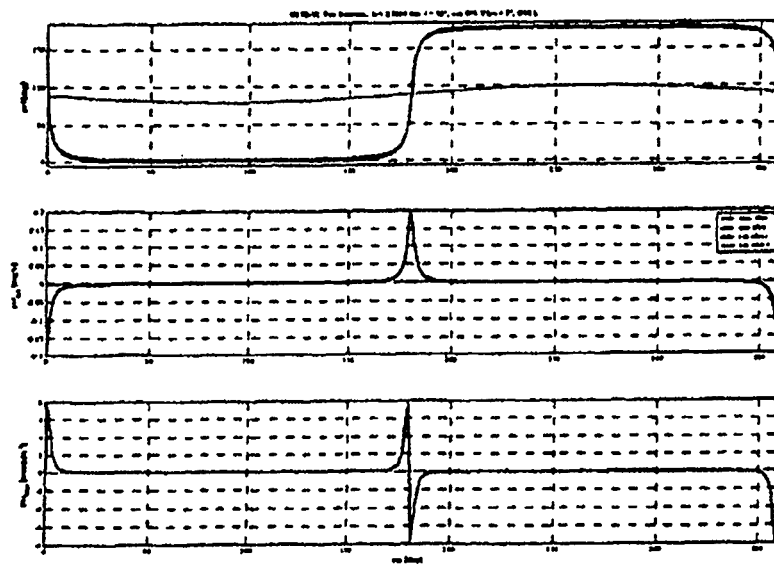


Figura 3.3-2



Figura 3.3-3

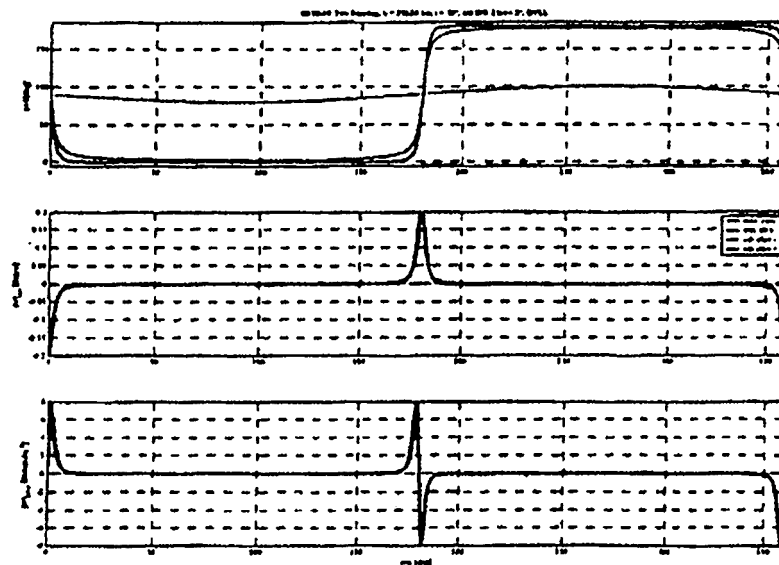


Figura 3.3-4



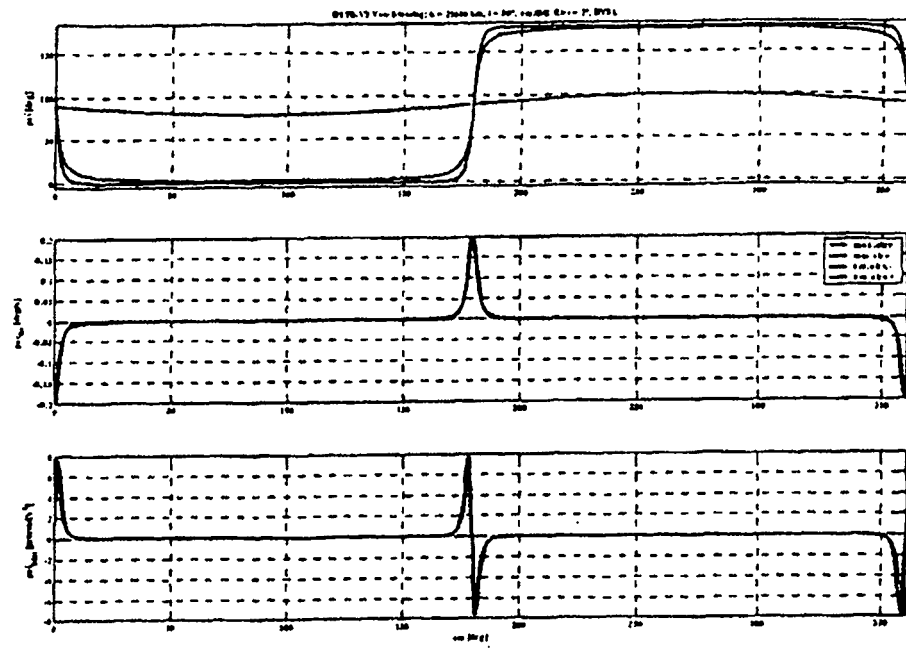


Figura 5.1-1

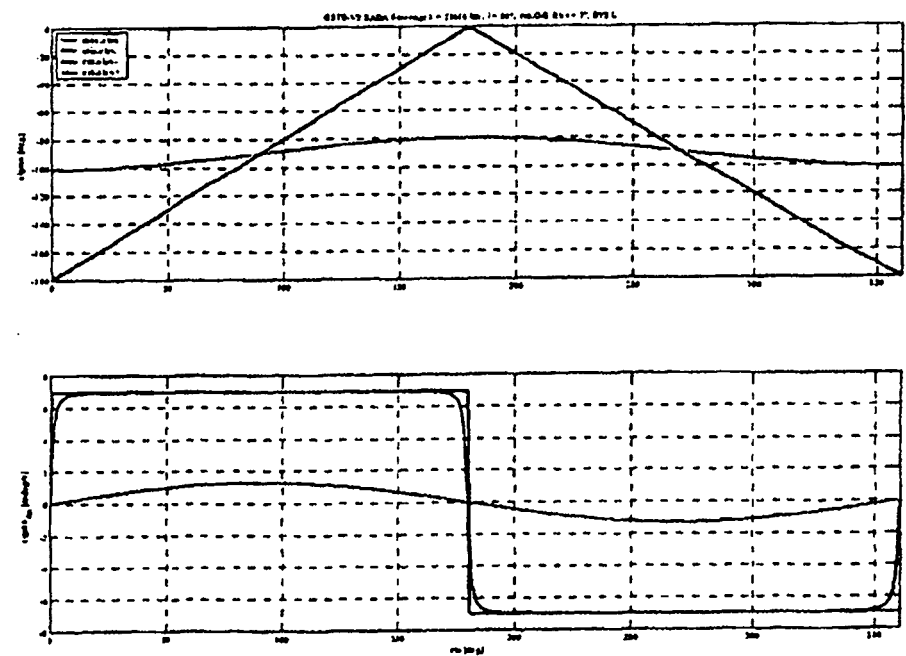


Figura 5.1-2

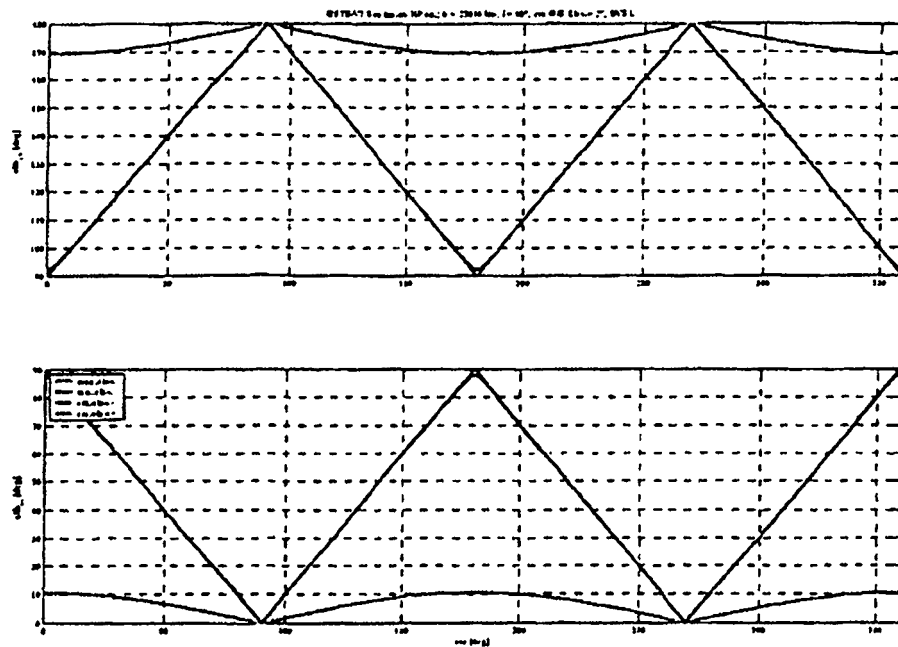


Figura 5.1-3

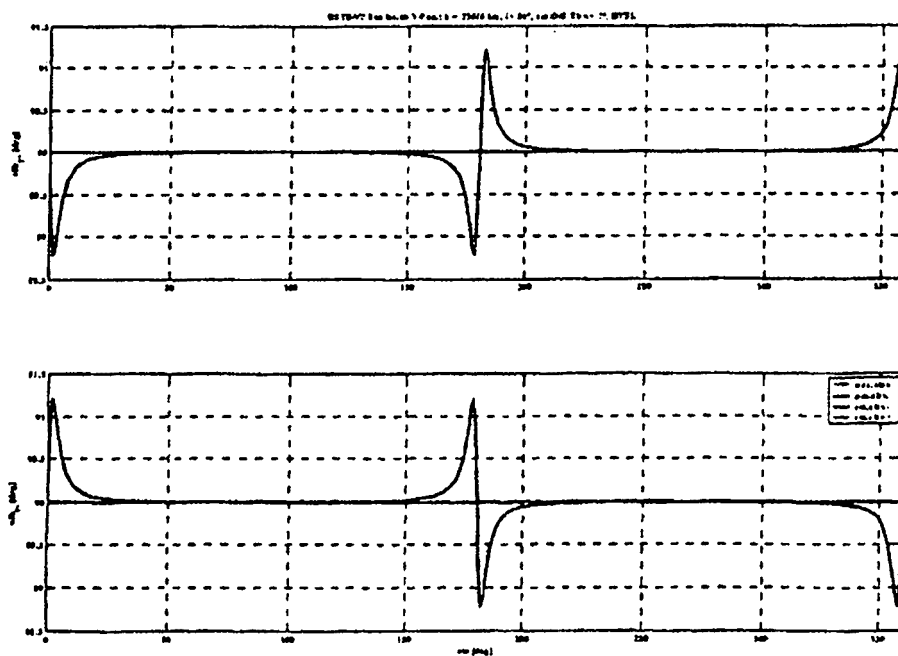


Figura 5.1-4

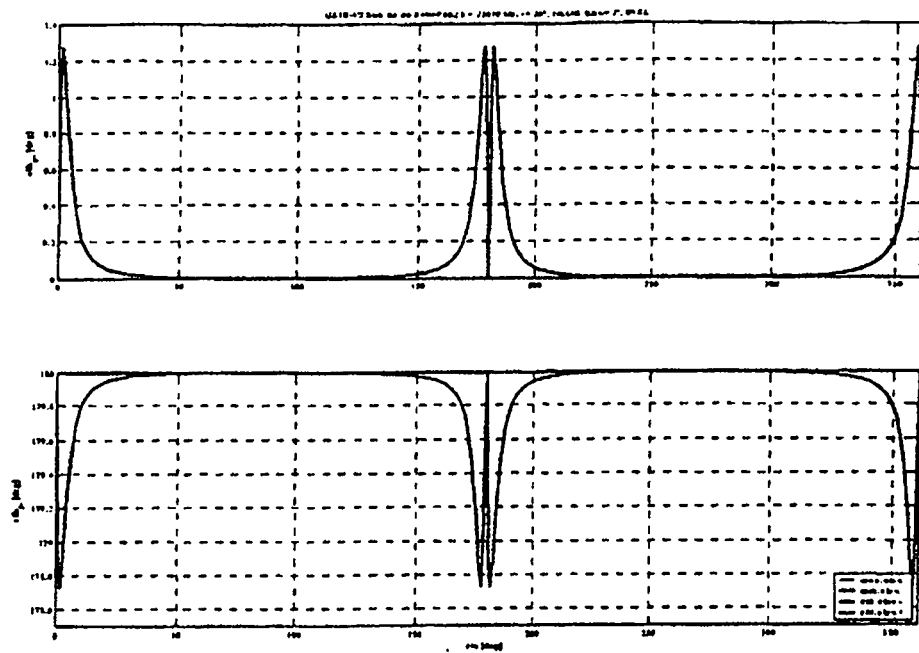


Figura 5.1-5

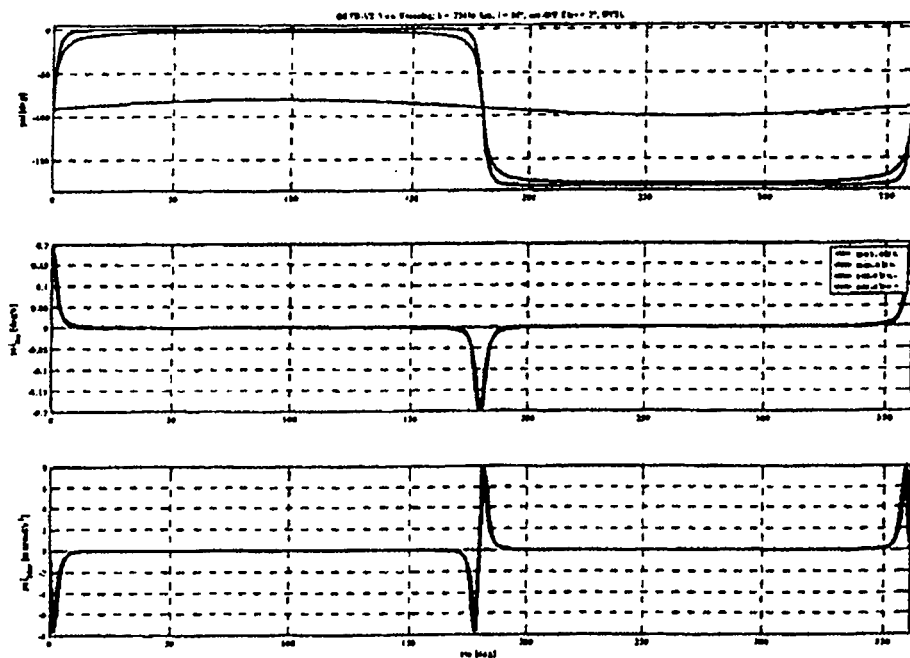


Figura 5.2-1

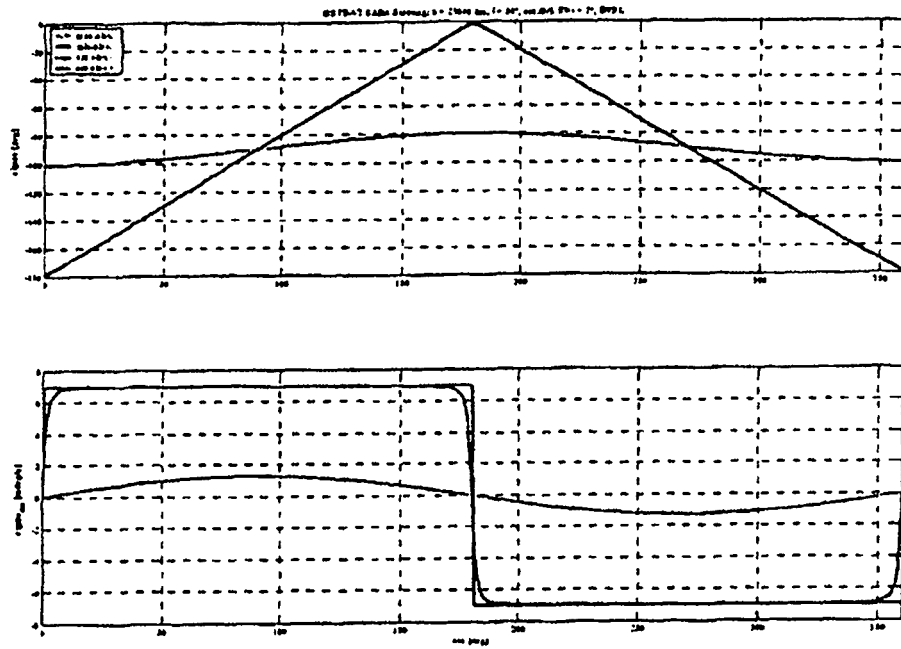


Figura 5.2-2

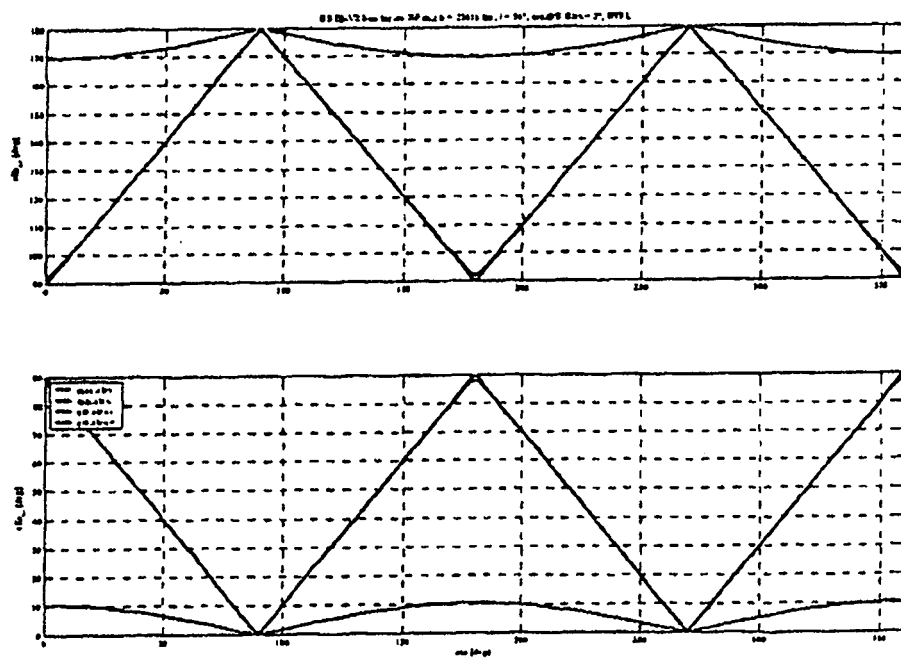


Figura 5.2-3

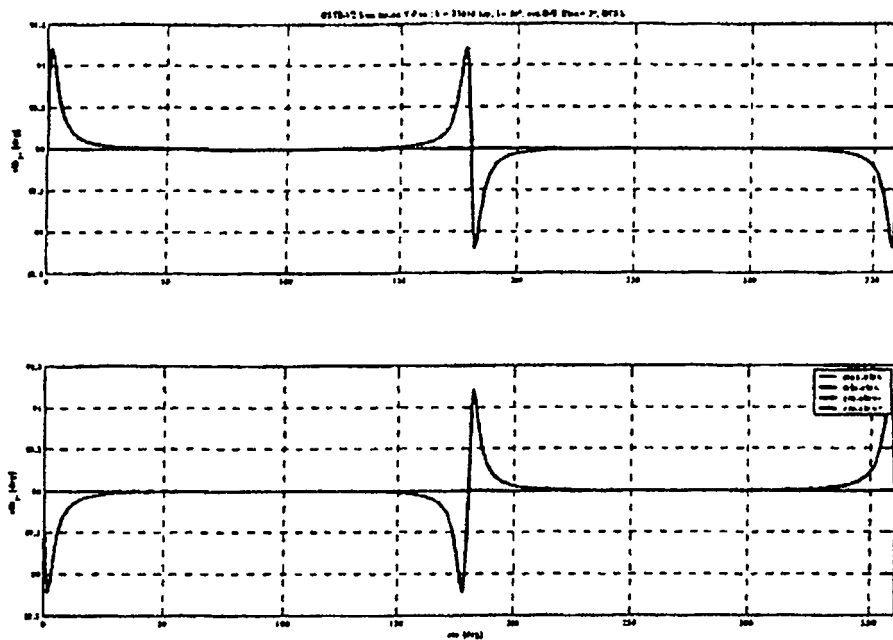


Figura 5.2-4

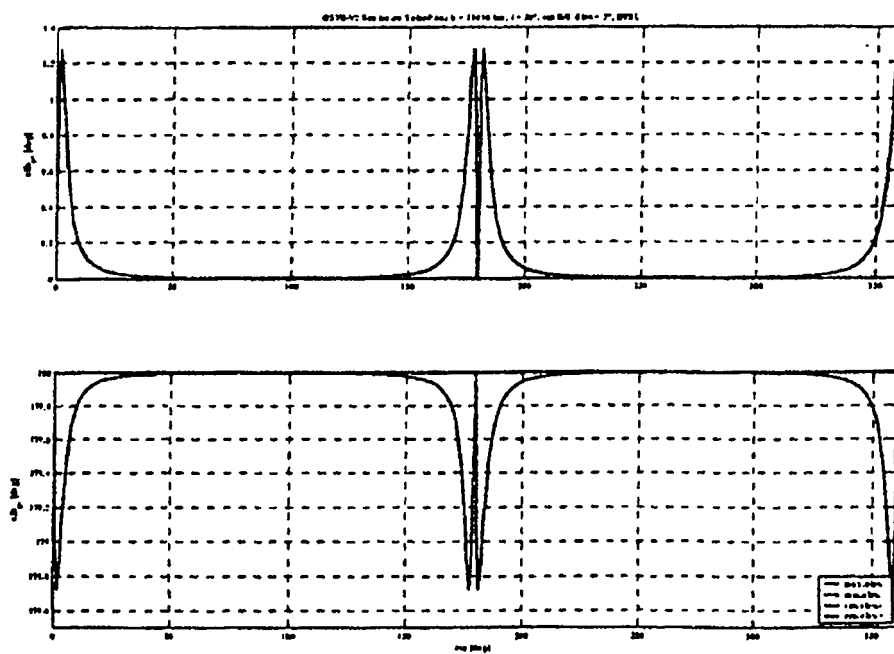


Figura 5.2-5

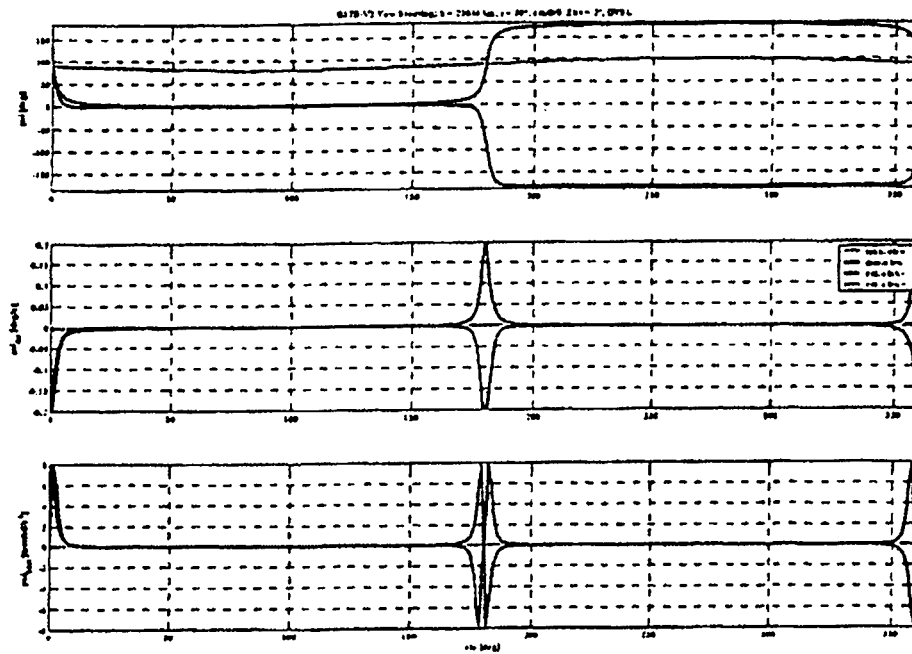


Figura 5.3-1

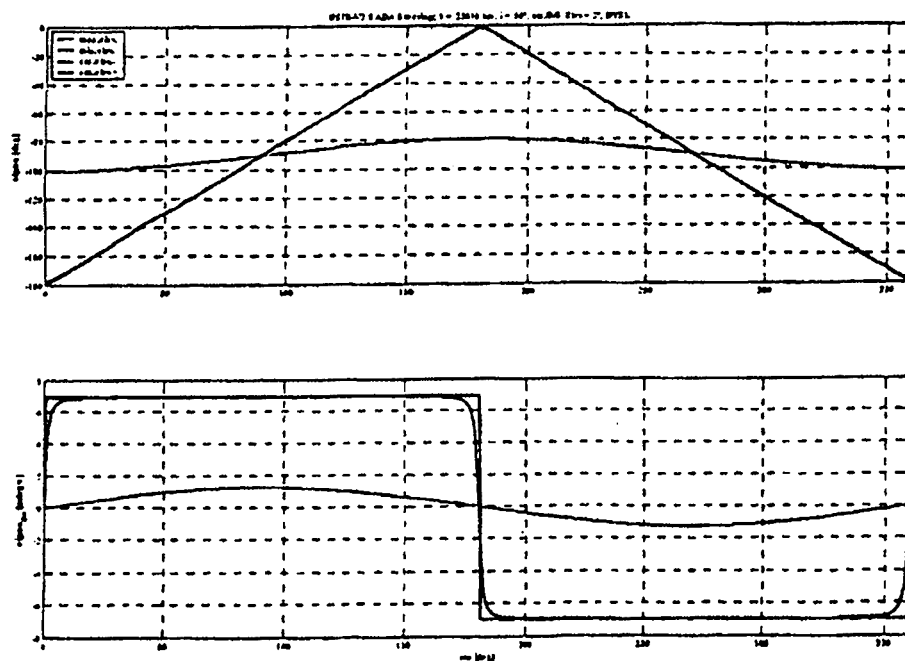


Figura 5.3-2

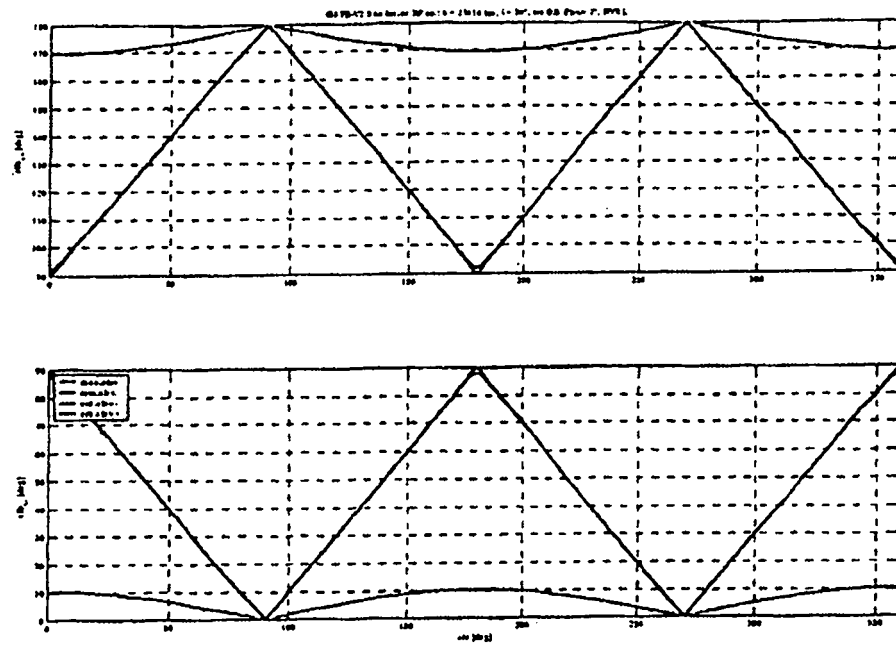


Figura 5.3-3

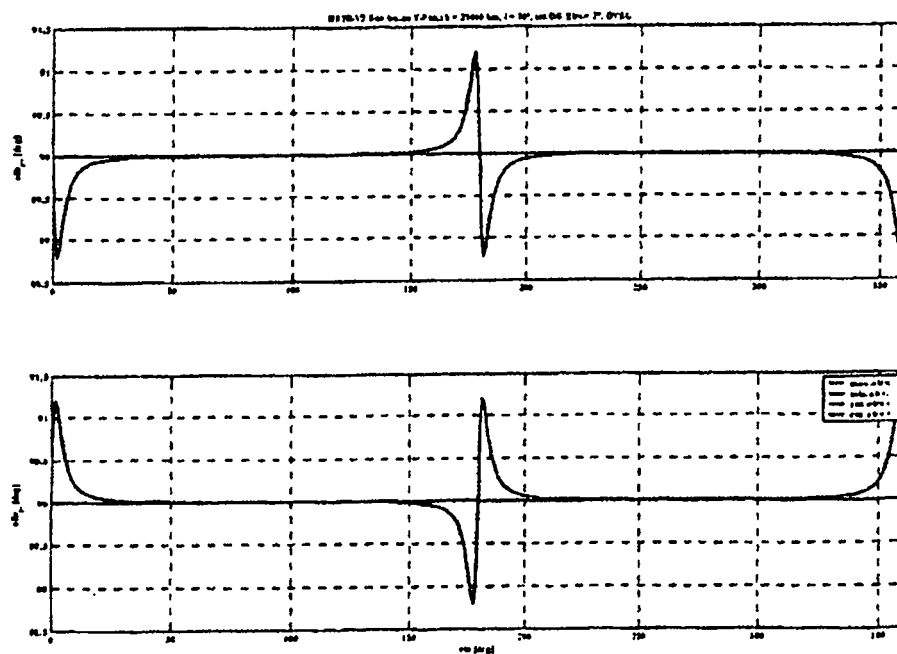


Figura 5.3-4

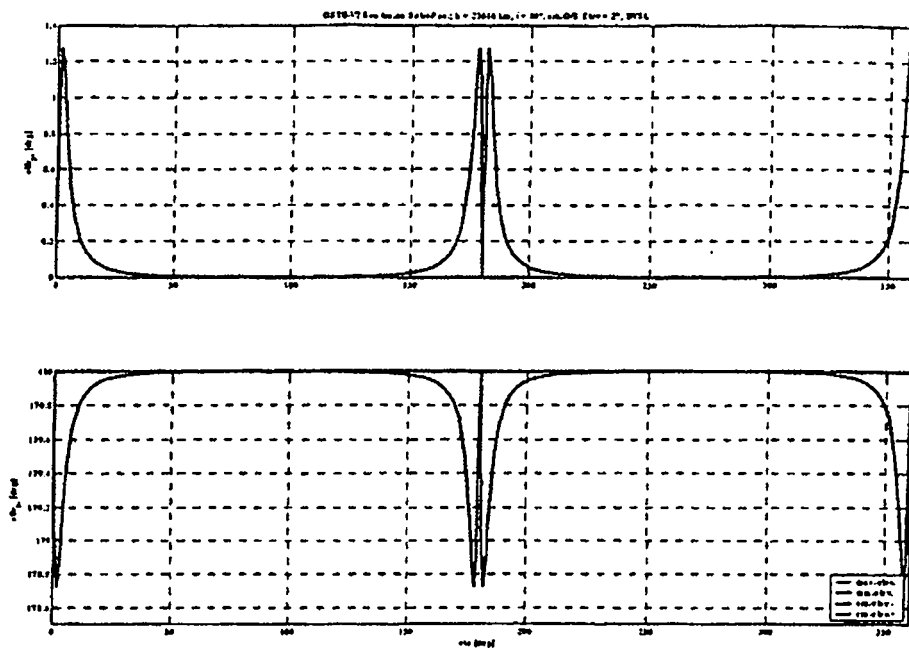


Figura 5.3-5

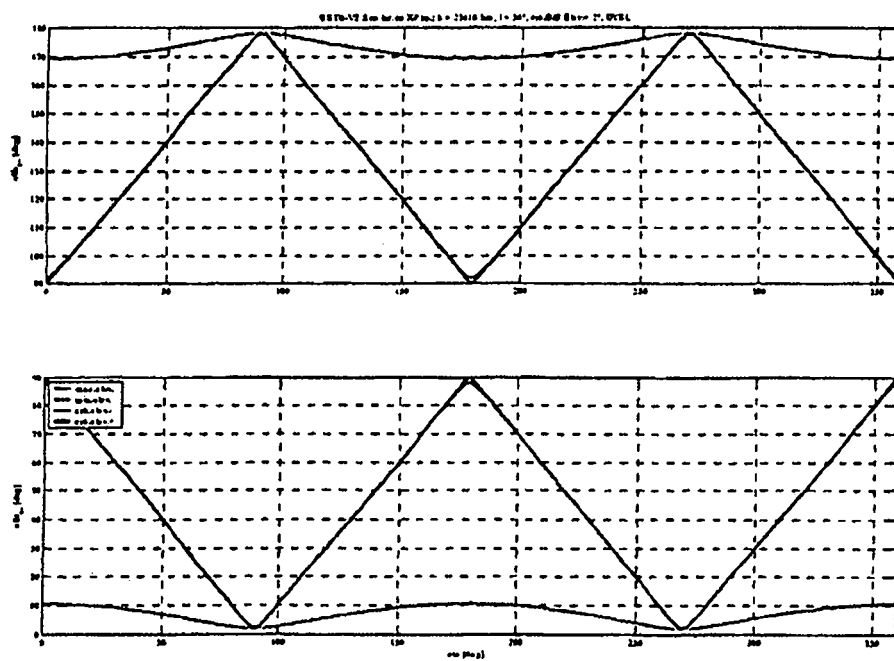


Figura 5.4-1



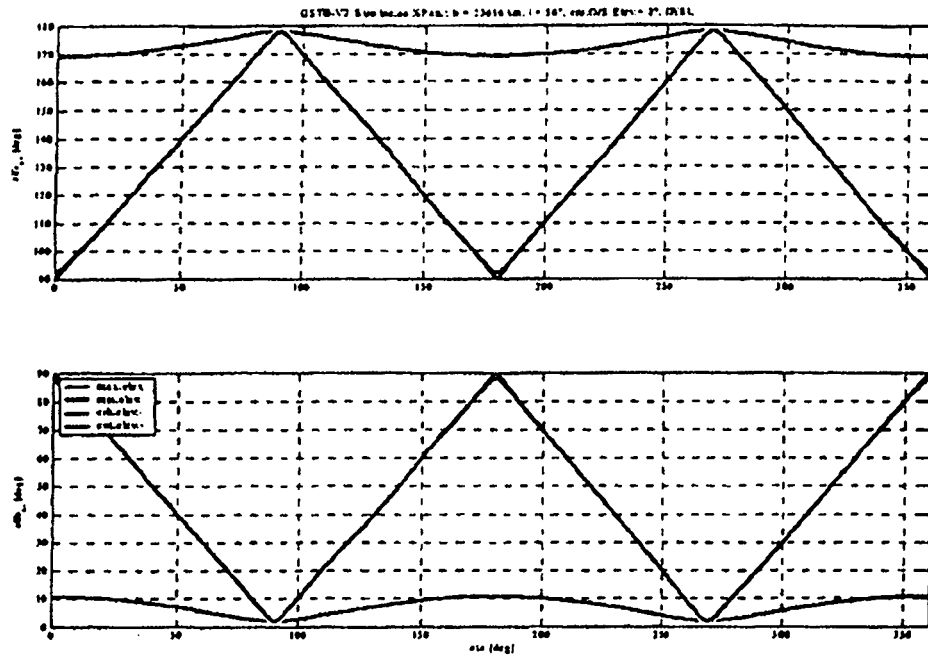


Figura 5.4-2

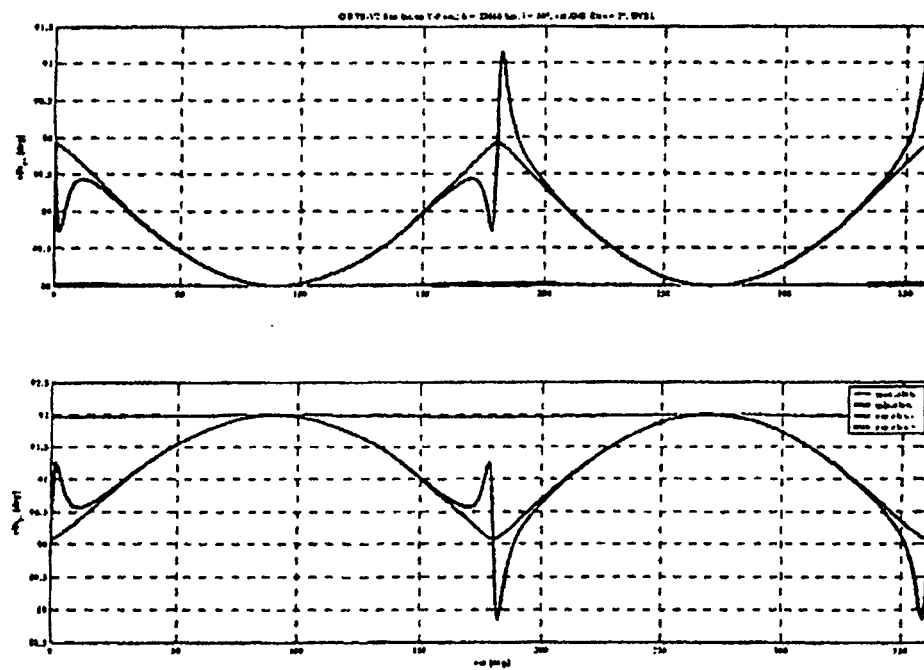


Figura 5.4-3

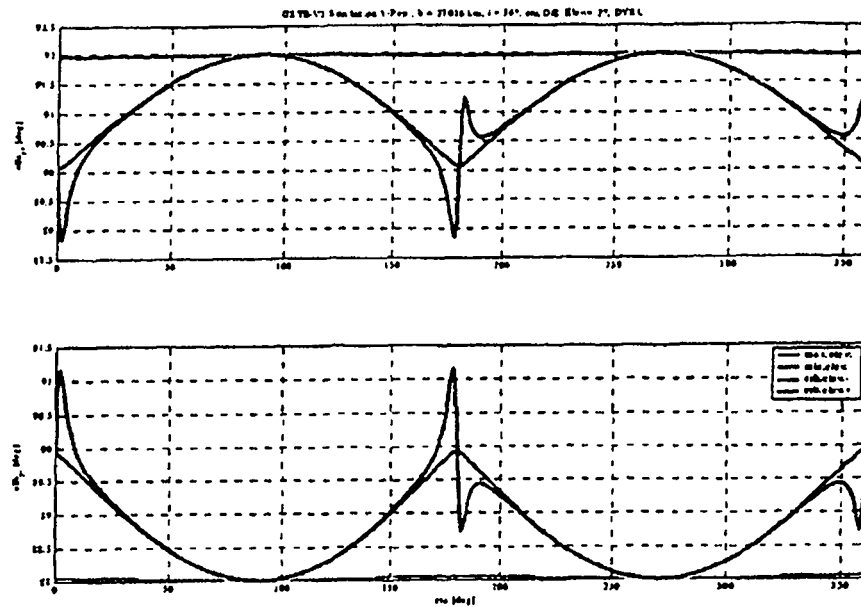


Figura 5.4-4

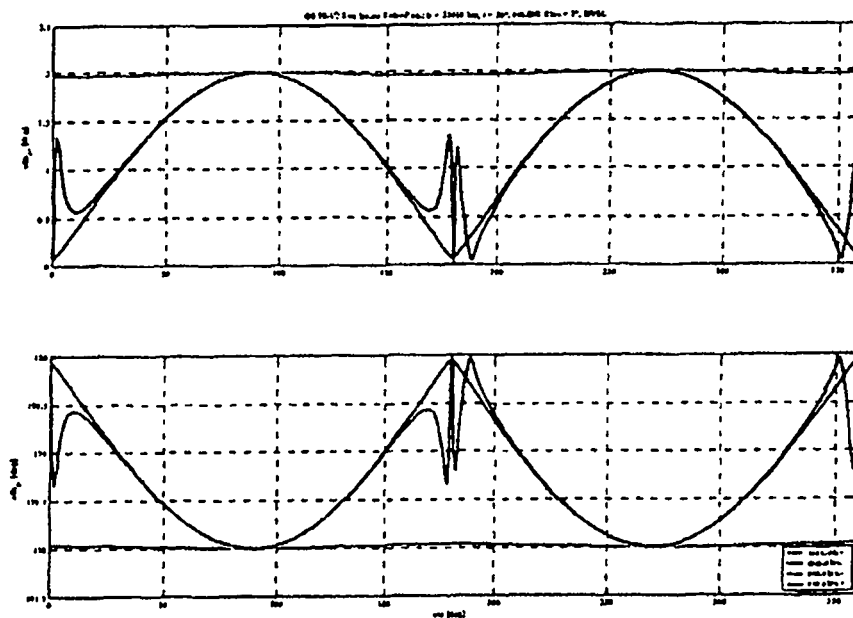
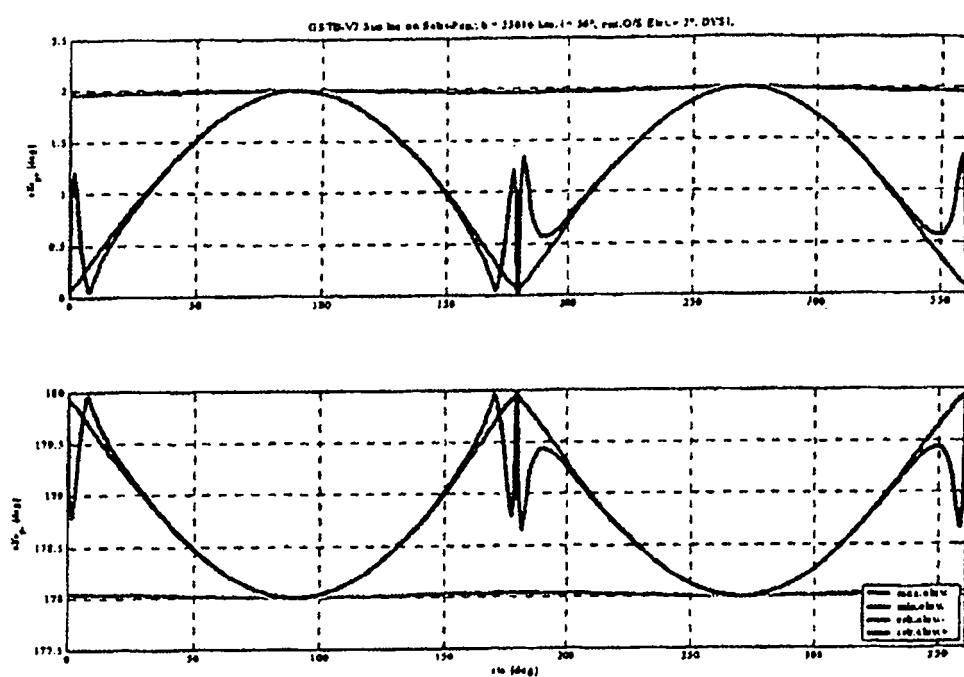


Figura 5.4-5



**Figura 5.4-6**