

Control adaptable de actitud de una constelación de satélites por pinning

Héctor Ortiz Gamino, * Yu Tang **

* Universidad Nacional Autónoma de México, Programa de Posgrado en Ingeniería, Cd. de México (e-mail: hector_gamino@live.com.mx).

** Autor de correspondencia. Universidad Nacional Autónoma de México, Facultad de Ingeniería Juriquilla, QRO. (e-mail: tang@unam.mx)

Resumen

Este trabajo presenta un esquema de control de actitud de una constelación de satélites para seguir una trayectoria deseada empleando la estrategia de control por pinning: se controla el líder para seguir la trayectoria de actitud deseada; se controlan el resto de los satélites (*seguidores*) para sincronización con el líder. La actitud está parametrizada mediante el Parámetro de Rodríguez Modificado (PRM) con el objetivo de evitar singularidades en la rotación. Se muestran resultados de simulaciones numéricas validando el esquema de control presentado.

Keywords: Actitud, satélites, Control por pinning.

1. INTRODUCCIÓN

El uso de satélites espaciales se ha convertido en una parte muy importante para el desarrollo de la humanidad con aplicaciones en áreas variadas desde telecomunicaciones hasta el desarrollo científico y tecnológico mediante mediciones remotas (fotografía, espectrometría, y monitoreo ietc.) para la realización de experimentos científicos. En la mayoría de estos casos la orientación (actitud) exacta de los satélites hacia las antenas receptoras en estaciones terrenales es de vital importancia para una comunicación efectiva. Esto es, el satélite necesita recibir comandos de control provenientes de la tierra para realizar su misión especificada, y a su vez el satélite envía información de su estado y la información de su misión para que pueda ser procesada en la tierra.

Para las misiones espaciales, una tendencia mundial es hacer uso de micro-satélites. Un micro-satélite es un satélite de tamaño pequeño y con un peso de entre 10 - 200 kg, los cuales pueden ejecutar, ya sea de forma individual o mediante la creación de constelaciones satelitales, las tareas que actualmente son realizadas por satélites grandes. Aparte de tener un costo reducido en la fabricación y lanzamiento, micro-satélites pueden llevar a cabo las misiones de manera mas flexible y seguro, y que son imposibles con un solo satélite como la medición de alguna variable al mismo tiempo en diferentes zonas espaciales (ver por ejemplo, Scharf et al. (2004); Chung et al. (2009) y las referencias citadas allí). El seguimiento preciso a una trayectoria de la actitud deseada por una constelación de micro-satélites es de mucha importancia en estas misiones.

Esta tarea se puede lograr mediante control descentralizado en el cual se controla cada satélite con la información local para seguir la trayectoria deseada (Lawton et al. (2003); Chung et al. (2007); Min et al. (2012)), o diseñar primero un control de formación para que la constelación

se mueva como si fuera una sola entidad y luego diseñar un control para que la constelación siga la trayectoria en forma sincronizada (Lawton and Beard (2002); Chung et al. (2009)). Dentro de esta última estrategia de control, se destacan la formación por líder-seguidor, conductal y estructura-virtual (Beard et al. (2001); Dimarogonas et al. (2009)). La idea básica en la formación por líder-seguidor es que los seguidores sigan al líder con cierta precisión; La formación por conducta es definir los comportamientos (conductas) deseados para cada agente y controlarlos de acuerdo con esta definición; en la formación por estructura-virtual, se considera la constelación como una sola estructura.

El controlar un líder para controlar los demás seguidores es un caso particular de la idea de control por *pinning* (Wang and Chen (2002); Chen et al. (2007); DeLellis et al. (2010)). El diseño de esquemas de control por pinning puede simplificar la tarea de diseño de controladores para sistemas complejos inter-conectados dado que solo es necesario controlar un cierto número pequeño de sistemas (líderes) (Liu et al. (2011)). Los demás sistemas (seguidores) cumplen con el objetivo de control (seguimiento a una trayectoria por ejemplo) mediante sincronización con los líderes.

Este trabajo presenta un esquema de control de actitud de una constelación de satélites para seguir una trayectoria deseada empleando la estrategia de control por pinning: se controla el líder para seguir una trayectoria de actitud deseada; se controlan el resto de los satélites para sincronización con el líder. La actitud está parametrizada mediante Parámetro de Rodríguez Modificado (PRM) para evitar singularidades la rotación.

En la Sección 2 se plantea el modelo dinámico del satélite utilizado. En la Sección 3 se define el problema y el enfoca para resolverlo. En la Sección 4 se presenta el

diseño de control. En la Sección 5 se dan los resultados de simulación obtenidos, finalizando la Sección 6 con algunas conclusiones.

2. MODELO DE UN SATÉLITE

Considerando un satélite como cuerpo rígido, la actitud (orientación) del satélite se puede describir por dos conjuntos de ecuaciones: ecuaciones cinemáticas que relacionan las derivadas de la posición angular y la velocidad angular; y ecuaciones dinámicas que describen la evolución de la velocidad angular. Acciones de control típicamente son proporcionadas por tres ruedas inerciales ortogonales entre sí (Slotine and Di Benedetto (1990), propulsores (Egeland and Godhavn (1994)), magno-torques (Lovera and Astolfi (2004)) o giroscopios de momento de control (Control Moment Gyroscope) (Chung et al. (2009))). En este artículo se considera que la actuación de control es mediante ruedas inerciales.

Se puede representar la actitud en varias formas (Shuster (1993)), entre las más comunes están la matriz de rotación, cuaternión, parámetros Rodríguez y parámetros rodórguez modificados (PRM), teniendo cada representación pros y contras (Chaturvedi et al. (2011)). Con el objetivo de diseñar leyes de control para seguimiento del líder a una trayectoria deseada y sincronización de los seguidores al líder usando la formación lagrangiana, se usará la representación PRM en este trabajo (Schaub and Junkins (1996)) para evitar singularidades en la rotación.

2.1 Ecuaciones Cinemáticas

Empleando PRM, la cinemática del satélite está dada por

$$\dot{q} = Z(q)\omega \quad (1)$$

donde $q, \omega \in \mathbb{R}^3$ es la actitud y la velocidad angular del satélite, respectivamente, expresadas en el sistema de referencia de satélite, y $Z(q)$ se define como

$$Z(q) = \frac{1}{4} \{ (1 - q^T q) I_{3 \times 3} + 2S(q) + 2qq^T \} \quad (2)$$

con $S(q)$ una matriz antisimétrica definida como

$$S(q) = \begin{bmatrix} 0 & -q_3 & q_2 \\ q_3 & 0 & -q_1 \\ -q_2 & q_1 & 0 \end{bmatrix} \quad (3)$$

La dinámica de la actitud del satélite está descrita por la siguiente ecuación diferencial

$$H\dot{\omega} = S(\omega)H\omega + \tau \quad (4)$$

donde $H \in \mathbb{R}^{3 \times 3}$ es la matriz de inercia (constante), y $\tau \in \mathbb{R}^3$ es el torque de control proporcionado por las ruedas inerciales.

Sustituyendo la ecuación de cinemática (1) en la ecuación de dinámica (4), se obtiene la dinámica de actitud en forma Lagrangiana:

$$H^*(q)\ddot{q} + C^*(q, \dot{q})\dot{q} = F \quad (5)$$

donde

$$\begin{aligned} \tau &= Z^T F \\ H^*(q) &= Z^{-T} H Z^{-1} \\ C^*(q, \dot{q}) &= -Z^T H Z^{-1} \dot{Z} Z^{-1} - Z^{-T} S(\omega) H Z^{-1} \end{aligned} \quad (6)$$

Se sabe que la dinámica Lagrangiana (5) cuenta con ciertas propiedades físicas que facilitan el análisis y diseño de

controladores (Slotine et al. (1991)). Las propiedades que serán utilizadas en el diseño de controladores son

P1. La matriz $(\dot{H}^* - 2C^*)$ es antisimétrica..

P2. La dinámica (5) es lineal en un vector de parámetros constantes a , que consiste en los seis componentes de la matriz de inercia H .

3. PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA

Se considera una constelación de $N + 1$ satélites dados en forma de

$$H_i^*(q_i)\ddot{q}_i + C_i^*(q_i, \dot{q}_i)\dot{q}_i = F_i, \quad i = 0, 1, \dots, N \quad (7)$$

El objetivo es lograr controlar la actitud la constelación de satélites de tal forma que sigan una trayectoria deseada. Para cumplir con este propósito, se consideran los siguientes problemas:

- Control de seguimiento de la trayectoria deseada por el satélite líder ($i = 0$) de la constelación.
- Control de sincronización de los N satélites restantes la constelación (agentes seguidores) con el agente líder.

4. DISEÑO DE ESQUEMA DE CONTROL

En esta sección se aborda el diseño de esquema utilizado para controlar y sincronizar la constelación de satélites. Primero se diseña el esquema de control para el agente líder de la constelación y seguidamente el esquema de sincronización para la constelación.

4.1 Control para líder

Basado en la ecuación de la dinámica del satélite (7), se diseña una ley de control adaptable para el líder. La ley de control consiste en aplicar una fuerza de torque a las ruedas inerciales y una ley de estimación para el vector a_0 , tal que error de seguimiento converja asintóticamente a cero.

Se supone que la posición y la velocidad son medibles y que las señales deseadas $q_d, \dot{q}_d, \ddot{q}_d$ son todas acotadas. Sea \hat{a}_0 el vector de parámetros estimado, $\tilde{a}_0 = \hat{a}_0 - a_0$ el error de estimación de parámetros, y $\tilde{q}_0 = q_0 - q_d$ el error de seguimiento. Considere la función de Lyapunov candidata

$$V = \frac{1}{2} [s_0^T H_0^* s_0 + \tilde{a}_0^T \Gamma_0 \tilde{a}_0] \quad (8)$$

Con el vector s_0 como una medida del error de seguimiento, definido como

$$s_0 = \dot{q}_0 + \lambda \tilde{q}_0 \quad (9)$$

donde λ es una constante positiva. Se reescribe (9) como

$$s_0 = \dot{q}_0 - \dot{q}_r \quad (10)$$

siendo \dot{q}_r

$$\dot{q}_r = \dot{q}_d - \lambda \tilde{q}_0 \quad (11)$$

Diferenciando V y utilizando la propiedad de la matriz antisimétrica $(\dot{H}_0^* - 2C_0^*)$ queda

$$\dot{V} = s^T (F_0 - H_0^* \ddot{q}_r - C_0^* \dot{q}_r) + \tilde{a}_0^T \Gamma_0 \dot{\tilde{a}}_0 \quad (12)$$

Tomando como ley de control

$$F_0 = \hat{H}_0^*(q_0)\ddot{q}_r + \hat{C}_0^*(q_0, \dot{q}_0)\dot{q}_r - K_D s_0 \quad (13)$$

donde K_D es una matriz simétrica definida positiva resulta

$$\dot{V} = s_0^T (\tilde{H}_0^* \ddot{q}_r + \tilde{C}_0^* \dot{q}_r - K_D s_0) + \tilde{a}_0^T \Gamma_0 \dot{\tilde{a}}_0 \quad (14)$$

siendo \tilde{H}_0^* y \tilde{C}_0^*

$$\tilde{H}_0^* = \hat{H}_0^* - H_0^*, \quad \tilde{C}_0^* = \hat{C}_0^* - C_0^*$$

La parametrización del modelo nos permite definir una matriz $Y_0^*(q_0, \dot{q}_0, \ddot{q}_r, \dot{q}_r)$ tal que

$$\tilde{H}_0^*(q_0) \ddot{q}_r + \tilde{C}_0^*(q_0, \dot{q}_0) \dot{q}_r = Y_0^*(q_0, \dot{q}_0, \ddot{q}_r, \dot{q}_r) \tilde{a}_0 \quad (15)$$

Tal que \dot{V} queda como

$$\dot{V} = -s_0^T K_D s_0 + \tilde{a}_0^T [\Gamma_0 \dot{\tilde{a}}_0 + Y_0^{*T} s_0] \quad (16)$$

Definiendo así la ley de adaptación como

$$\dot{\tilde{a}}_0 = -\Gamma_0^{-1} (Y_0^*)^T s_0 \quad (17)$$

y obteniendo finalmente

$$\dot{V} = -s_0^T K_D s_0 \leq 0 \quad (18)$$

Esto muestra que los estados del sistema en malla-cerrada son acotadas y que siguiendo los argumentos estándares en control adaptable (Slotine et al. (1991)), el error converge asintóticamente a la superficie $s_0 = 0$. Esto a su vez implica que $\tilde{q}_0 \rightarrow 0$ y $\dot{\tilde{q}}_0 \rightarrow 0$ cuando $t \rightarrow \infty$.

La ley de control expresada en términos del torque de las ruedas de inercia queda como

$$\begin{aligned} \tau_0 &= Z_0^T \left(\tilde{H}_0^* \ddot{q}_r + \tilde{C}_0^* \dot{q}_r - K_D s_0 \right) \\ &= Z_0^T (Y_0^* \tilde{a}_0 - K_D s_0) \end{aligned} \quad (19)$$

4.2 Sincronización de la constelación.

Como se menciona anteriormente, el objetivo es lograr sincronizar que los N satélites restantes en la constelación sigan el líder con el propósito de seguir una trayectoria deseada. Sincronizar significa que cada uno de los satélites se coordinen y tengan el mismo tipo de comportamiento que el del líder. Utilizando leyes de control de sincronización para sistemas Lagrangianos y la técnica de control por pinning se diseño una ley adaptable para sincronizar la constelación.

Gracias al tipo de modelo dado por los sistemas Lagrangianos (7) existe la facilidad de poder utilizar y emplear leyes de control para el problema de sincronización en la constelación (Chung et al. (2009)).

$$F_i = H_i \ddot{q}_{i,r} + C_i \dot{q}_{i,r} - k_1 s_i + k_2 s_{i-1} + k_2 s_{i+1} \quad (20)$$

donde $k_1 \in \mathbb{R}^{n \times n}$ es una ganancia en retroalimentación para el i -th satélite y es definida positiva y $k_2 \in \mathbb{R}^{n \times n}$ es la ganancia de acoplamiento entre los miembros adyacentes ($i-1$ e $i+1$) de la red los cuales se definen en la ecuación (21).

$$\begin{aligned} s_i &= \dot{q}_i - \dot{q}_{i,r} \\ s_{i-1} &= \dot{q}_{i-1} - \dot{q}_{i-1,r} \\ s_{i+1} &= \dot{q}_{i+1} - \dot{q}_{i+1,r} \end{aligned} \quad (21)$$

La trayectoria de seguimiento de la constelación q_r , estará dada por la trayectoria del satélite líder q_0 , el vector de velocidad de referencia $\dot{q}_{i,r}$ está dado por la velocidad común deseada \dot{q}_r y el error de posición \tilde{q}_i .

$$\dot{q}_{i,r} = \dot{q}_r - \Lambda \tilde{q}_i = \dot{q}_r - \Lambda (q_i - q_r) \quad (22)$$

Suponiendo que los estados son medibles y empleando técnicas de control adaptable, se usa la ley de control (20) para la sincronización de la constelación. Se utilizará la siguiente notación para simplificación del análisis $k_2 s_{i-1} + k_2 s_{i+1} = \sum_{j \neq i}^p k_{ij} (s_i - s_j) = k_c s_i$.

$$\begin{aligned} F_i &= \hat{H}_i \ddot{q}_{i,r} + \hat{C}_i \dot{q}_{i,r} - k_1 s_i + k_c s_i \\ &= Y_i(q_i, \dot{q}_i, \ddot{q}_{i,r}, \dot{q}_{i,r}) \tilde{a}_i - k_1 s_i + k_c s_i \end{aligned} \quad (23)$$

Considere la función de Lyapunov candidata

$$V = \sum_{i=1}^p \left\{ \frac{1}{2} [s_i^T H_i^* s_i + \tilde{a}_i^T \Gamma_i \tilde{a}_i] \right\} \quad (24)$$

Diferenciando V se obtiene

$$\dot{V} = \sum_{i=1}^p s_i^T (F_i - H_i \ddot{q}_{i,r} - C_i \dot{q}_{i,r}) + \tilde{a}_i^T \Gamma_i \dot{\tilde{a}}_i \quad (25)$$

Tomando como ley de control (23) y sustituyendo F_i en (25) se tiene

$$\dot{V} = \sum_{i=1}^p s_i^T (\tilde{H}_i \ddot{q}_{i,r} - \tilde{C}_i \dot{q}_{i,r} - k_1 s_i + k_c s_i) + \tilde{a}_i^T \Gamma_i \dot{\tilde{a}}_i \quad (26)$$

Gracias a la parametrización ofrecida por el modelo se puede reescribir (26) como

$$\dot{V} = \sum_{i=1}^p s_i^T [Y_i(q_i, \dot{q}_i, \ddot{q}_{i,r}, \dot{q}_{i,r}) \tilde{a}_i - k_1 s_i + k_c s_i] + \tilde{a}_i^T \Gamma_i \dot{\tilde{a}}_i \quad (27)$$

Definiendo la ley de adaptación como

$$\dot{\tilde{a}}_i = -\Gamma_i^{-1} (Y_i^*)^T s_i \quad (28)$$

obteniendo

$$\dot{V} = - \sum_{i=1}^p s_i^T (k_1 + k_c) s_i \leq 0 \quad (29)$$

La matriz k_1 debe satisfacer la condición $k_1 > 2 \sum_{i \neq j} k_{ij}$ para lograr a sincronización, Bouteraa et al. (2011). Empleando Lemma Barbalat Slotine et al. (1991) y que $\dot{V} \rightarrow 0$ cuando $t \rightarrow \infty$ y que el error $s \rightarrow 0$ cuando $t \rightarrow \infty$ se asegura la estabilidad global. Finalmente la ley de control expresada en términos del torque aplicado a las ruedas de inercia se escribe como:

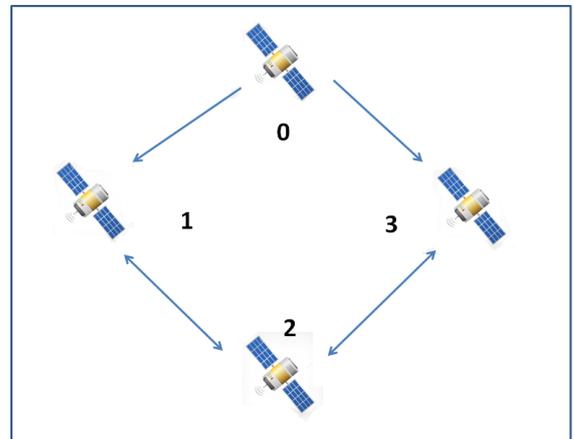


Figura 1. Configuración de conexión para la constelación de satélites

$$\begin{aligned} \tau_i &= Z_i^T (\hat{H}_i^* \ddot{q}_{i,r} + \hat{C}_i^* \dot{q}_{i,r} - k_1 s_i + k_2 s_{i-1} + k_2 s_{i+1}) \\ &= Z_i^T (Y_i^*(q_i, \dot{q}_i, \dot{q}_{i,r}, \ddot{q}_{i,r}) \tilde{a}_i - k_1 s_i + k_2 s_{i-1} + k_2 s_{i+1}) \end{aligned} \quad (30)$$

5. RESULTADOS DE SIMULACIÓN

En esta sección se ilustran los resultados aplicando la técnica de control por pinning a una constelación de cuatro satélites. Se colocan los valores empleados en cada una de las matrices de inercia de cada uno de los satélites de la constelación así como los valores de las ganancias.

Las condiciones iniciales para cada satélite son $x_0(0) = [0, 0, 0]$, $x_1(0) = [0, 0, 0]$, $x_2(0) = [0, 0, 0]$, $x_3(0) = [0, 0, 0]$ donde x_0 es la condición del líder.

Los valores de los parámetros para la matriz de inercia de cada uno de los satélites son los proporcionados en el Cuadro 1. Los valores S1, S2, S3 son los valores correspondientes de la matriz de inercia H_i para cada uno de los seguidores.

Cuadro 1. Parámetros Matriz de Inercia

Agente	h1	h2	h3	h4	h5	h6
Líder	7	5	5	15	10	20
S1	5	5	6	10	12	17
S2	6	7	6	11	10	12
S3	5	4	7	9	13	10

Las ganancias para el líder fueron de $K_D = 15I$, $\Gamma_0^{-1} = 20I$, y las ganancias para cada uno de los seguidores son de $k_1 = 20I$, $k_2 = 2I$ y la ganancia de adaptación $\Gamma_i^{-1} = 20I$.

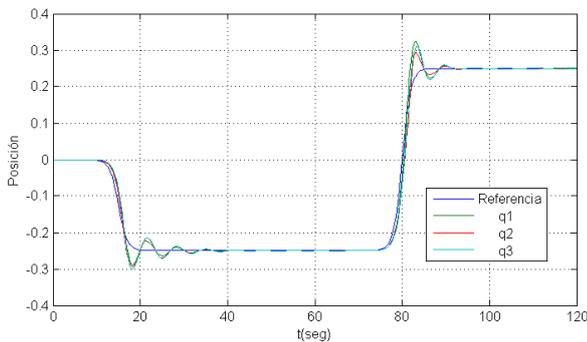


Figura 2. Señal de referencia y posición de satélite líder

La Figura 2 muestra la señal de referencia y la salida obtenida por el satélite líder. Se observa como aplicando el control adaptable el sistema sigue la señal de referencia dada.

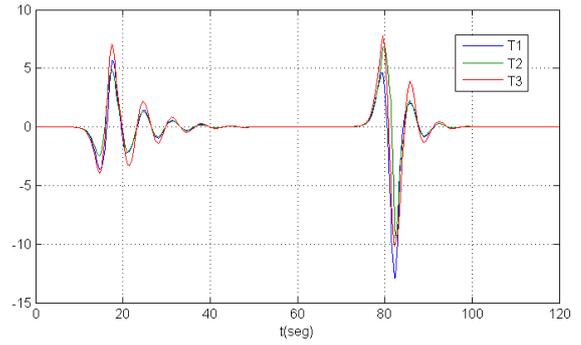


Figura 3. Torque aplicado a la señal de control de líder

La Figura 3 es la señal de torque empleada en cada una de las ruedas de inercia para el líder.

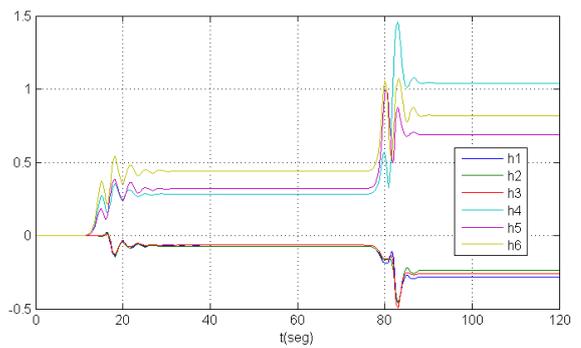


Figura 4. Parámetros líder

En la Figura 4 se observan los valores de los parámetros obtenidos por la ley adaptable para el satélite líder.

6. CONCLUSIONES

Se ha presentado un esquema de control para que una constelación de satélites siga una trayectoria de actitud deseada mediante aplicación de la estrategia de control por pinning. Se validan los resultados obtenidos con simulación que la técnica de control utilizada funciona de manera eficiente para sincronizar la constelación y seguir una trayectoria de referencia. Como un trabajo futuro se ampliará el diseño de una ley de control que funcione para sincronizar la constelación y que sea capaz de rechazar diferentes tipos de perturbaciones. También queda abierta la posibilidad de poder ampliar el trabajo realizado y llevarlo a cabo de manera experimental.

El control presentado necesita la posición y la velocidad angular son accesibles para la implementación. Desde el punto de vista práctico, se prefiere controladores que solo emplean la posición. Controladores de retroalimentación de salida han sido ampliamente reportados en la literatura (ver por ejemplo, Lizarralde and Wen (1996); Lovera and Astolfi (2004), y las referencias citadas allí).

7. AGRADECIMIENTOS

Este trabajo fue apoyado en parte por CONACyT (129800) y por PAPIIT-UNAM (116412).

REFERENCIAS

- Beard, R.W., Lawton, J., Hadaegh, F.Y., et al. (2001). A coordination architecture for spacecraft formation control. *IEEE Transactions on control systems technology*, 9(6), 777–790.
- Bouteraa, Y., Ghommam, J., Poisson, G., and Derbel, N. (2011). Distributed synchronization control to trajectory tracking of multiple robot manipulators. *Journal of Robotics*, 2011.
- Chaturvedi, N.A., Sanyal, A.K., and McClamroch, N.H. (2011). Rigid-body attitude control. *Control Systems, IEEE*, 31(3), 30–51.
- Chen, T., Liu, X., and Lu, W. (2007). Pinning complex networks by a single controller. *Circuits and Systems I: Regular Papers, IEEE Transactions on*, 54(6), 1317–1326.
- Chung, S.J., Ahsun, U., and Slotine, J.J.E. (2009). Application of synchronization to formation flying spacecraft: Lagrangian approach. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 32(2), 512–426.
- Chung, S.J., Slotine, J.J.E., and Miller, D.W. (2007). Nonlinear model reduction and decentralized control of tethered formation flight. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 30(2), 390–400.
- DeLellis, P., Bernardo, M., Goroehowski, T.E., and Russo, G. (2010). Synchronization and control of complex networks via contraction, adaptation and evolution. *Circuits and Systems Magazine, IEEE*, 10(3), 64–82.
- Dimarogonas, D.V., Tsiotras, P., and Kyriakopoulos, K.J. (2009). Leader–follower cooperative attitude control of multiple rigid bodies. *Systems & Control Letters*, 58(6), 429–435.
- Egeland, O. and Godhavn, J.M. (1994). Passivity-based adaptive attitude control of a rigid spacecraft. *Automatic Control, IEEE Transactions on*, 39(4), 842–846.

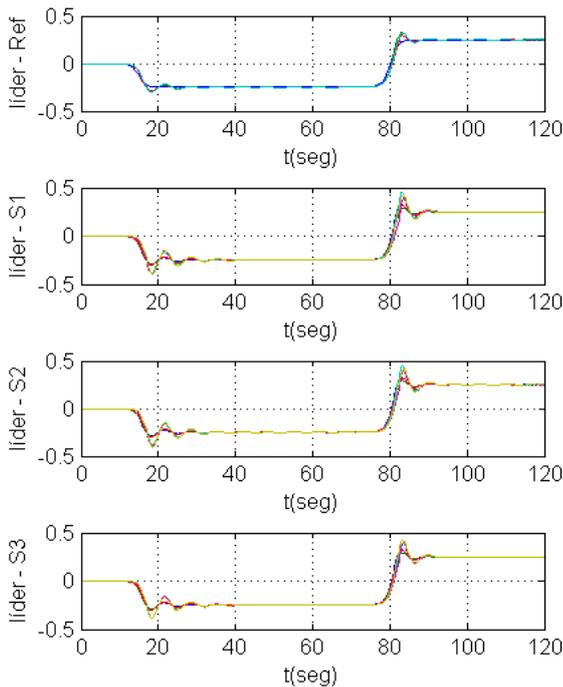


Figura 5. Constelación, salida obtenida por todos los satélites

En la Figura 5 se muestra la respuesta obtenida por cada uno de los agentes de la constelación.

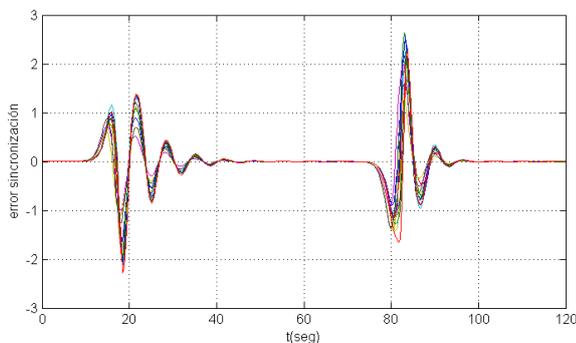


Figura 6. Error de sincronización de la constelación

La Figura 6 muestra el error de sincronización de la constelación formada por los cuatro satélites. Se puede observar que cuando hay cambio brusco en la trayectoria de referencia la constelación se vuelve a sincronizar haciendo converger el error de sincronización a cero.

Se puede mejorar el desempeño de la respuesta obtenida realizando modificaciones en la ganancia de la ley adaptable Γ_i , el desempeño obtenido con valores de ganancia moderados ha sido considerablemente buenos, permitiendo que el consumo de energía se vea beneficiado. Los parámetros no convergen a los valores reales sin embargo esto no afecta el desempeño del control ya que se logra el objetivo de lograr el equilibrio asintótico en el sistema.

- Lawton, J.R. and Beard, R.W. (2002). Synchronized multiple spacecraft rotations. *Automatica*, 38(8), 1359–1364.
- Lawton, J.R., Beard, R.W., and Young, B.J. (2003). A decentralized approach to formation maneuvers. *Robotics and Automation, IEEE Transactions on*, 19(6), 933–941.
- Liu, Y.Y., Slotine, J.J., and Barabási, A.L. (2011). Controllability of complex networks. *Nature*, 473(7346), 167–173.
- Lizarralde, F. and Wen, J.T. (1996). Attitude control without angular velocity measurement: A passivity approach. *Automatic Control, IEEE Transactions on*, 41(3), 468–472.
- Lovera, M. and Astolfi, A. (2004). Spacecraft attitude control using magnetic actuators. *Automatica*, 40(8), 1405–1414.
- Min, H., Wang, S., Sun, F., Gao, Z., and Zhang, J. (2012). Decentralized adaptive attitude synchronization of spacecraft formation. *Systems & Control Letters*, 61(1), 238–246.
- Scharf, D.P., Hadaegh, F.Y., and Ploen, S.R. (2004). A survey of spacecraft formation flying guidance and control. part ii: control. In *American Control Conference, 2004. Proceedings of the 2004*, volume 4, 2976–2985. IEEE.
- Schaub, H. and Junkins, J.L. (1996). Stereographic orientation parameters for attitude dynamics: A generalization of the rodrigues parameters. *Journal of the Astronautical Sciences*, 44(1), 1–19.
- Shuster, M.D. (1993). A survey of attitude representations. *Navigation*, 8(9).
- Slotine, J. and Di Benedetto, M. (1990). Hamiltonian adaptive control of spacecraft. *Automatic Control, IEEE Transactions on*, 35(7), 848–852.
- Slotine, J.J.E., Li, W., et al. (1991). *Applied nonlinear control*, volume 199. Prentice-Hall Englewood Cliffs, NJ.
- Wang, X.F. and Chen, G. (2002). Pinning control of scale-free dynamical networks. *Physica A: Statistical Mechanics and its Applications*, 310(3), 521–531.