

ASPECTOS PRÁCTICOS DEL CONTROL DE ACTITUD DEL SATÉLITE INTA-NANOSAT-1B

S. Esteban

Dep. ACYA, Fac. CC. Físicas (UCM), 28040-Madrid, sesteban@ucm.es

J.M. Giron-Sierra

Dep. ACYA, Fac. CC. Físicas, (UCM), 28040-Madrid, gironsi@ucm.es

L. Cercos

Space Systems Area (GMV), C. de Isaac Newton, 11, 28761-Tres Cantos, lcercos@gmv.com

O. R. Polo

Escuela Politécnica (UAH), Campus Universitario N-II, 28871-Alcalá de Henares, opolo@aut.uah.es

M. Angulo

Dep, de Programas Espaciales (INTA), Ctra. de Ajalvir, km 4, 28850-Torrejon de Ardoz, angulom@inta.es

Resumen

Los Subsistemas de Determinación y Control de Actitud (ADCS) de las misiones satelitales ambiciosas utilizan habitualmente sensores y actuadores de muy altas prestaciones, como sensores estelares, girómetros laser y ruedas de reacción. En misiones de bajo coste no es posible utilizar estos sensores y actuadores por limitaciones presupuestarias. En estos casos es típico resolver el problema de la determinación con sensores magnéticos y solares, como es el caso del satélite INTA-Nanosat-1B (NS-1B). En muchas situaciones estos sensores no proporcionan suficiente información o precisión para determinar la actitud del satélite, por lo que es necesario subsanar estas deficiencias con una algoritmia más complicada. En NS-1B es necesario propagar matemáticamente la actitud del satélite durante el eclipse. Para ello es necesario caracterizar la principal perturbación que éste sufre, que es el Momento generado por el Dipolo Magnético (MDM). El artículo presenta diferentes aspectos práctico del ADCS de NS-1B, como los diferentes modos de determinación de actitud, la calibración en vuelo del magnetómetro y la estimación también en vuelo del MDM. Se muestra que estas aportaciones mejoran significativamente la precisión del ADCS en la zona de eclipse. Trasladar estas calibraciones y estimaciones a etapas de vuelo supone un ahorro significativo en costes y tiempo que puede ser interesante para misiones de bajo coste, como los CubeSats.

Palabras Clave: ADCS, Determinación de Actitud, Control de Actitud, Satélite, CubeSat, Dipolo Magnético, Magnetómetro, Sensor Solar, Propagación de Actitud, Calibración en Vuelo.

1 INTRODUCCIÓN

El ADCS de un satélite es el encargado de controlar la orientación del satélite respecto a una referencia. El término actitud es un poco más amplio que el de orientación, contempla también la configuración mecánica del satélite. Para poder controlar la actitud es necesario medirla directamente o estimarla a partir de medidas indirectas. La estimación de actitud utilizando sensores económicos tiene interés para muchas misiones, en particular para misiones de bajo coste, como los CubeSats. Un sensor muy utilizado es el Magnetómetro (MM), que proporciona dirección e intensidad del campo magnético durante toda la órbita. Su principal inconveniente es que su calibración puede ser alterada por el momento magnético del satélite. Otro sensor típico es el Sensor Solar (SS), que proporciona la dirección del Sol. Este sensor también presenta algunas contras, como la perturbación por el albedo terrestre y la ausencia de medida durante el eclipse.

Este artículo se basa en la experiencia en vuelo ganada con el satélite NS-1B [3], lanzado en Julio de 2009. Se enfrenta a aspectos prácticos como: calibración del magnetómetro en vuelo, cuantificación de errores experimentales y numéricos en la MAP, y la caracterización en vuelo del MDM. Respecto al aspecto de calibración de sensores magnéticos es interesante [9], que hace referencias al libro [6]. La estimación del MDM también se trata en [9], proponiendo un método experimental económico que puede ser accesible a laboratorios universitarios. Para NS-1B se han realizado en tierra la calibración del MM y la caracterización del MDM. Para realizar estas calibraciones es necesario utilizar laboratorios muy especializados, como se muestran en la figura 1.

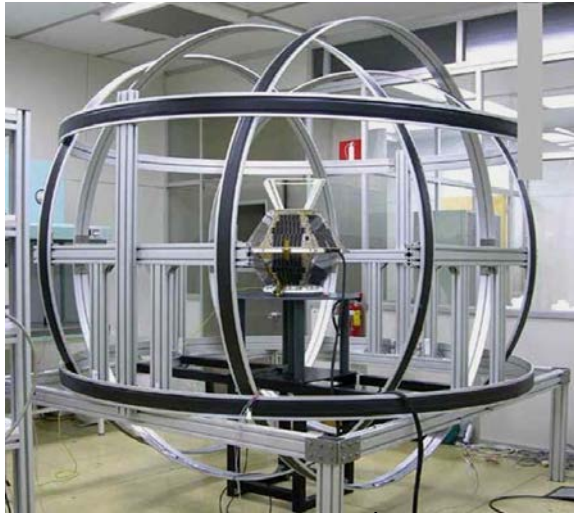


Fig. 1. Laboratorio de Cargas Útiles del INTA durante la calibración del MM en NS-1B.

Una contribución interesante del artículo es desplazar estas pruebas de calibración y caracterización a la etapa de vuelo, lo que puede suponer un ahorro significativo en tiempo y coste en el desarrollo de misiones de bajo coste. Las calibraciones en vuelo pueden realizarse justo antes de operar con el satélite, por lo que pueden ser más persistentes que las realizadas en tierra.

2 INTA NANOSAT-1B ADCS

El satélite INTA Nanosat-1B (NS-1B), con una masa de 23.9 Kg, fue lanzado en Julio de 2009 en órbita terrestre baja heliosíncrona (615 Km de altura, muy baja excentricidad y LTAN 10:30). El ADCS de NS-1B está basado en sensores y actuadores diseñados y fabricados en el INTA: un Magnetómetro (MM) basado de cuatro ejes, tres Sensores Solares (SS) basados de cinco células y tres Magneto-Pares (MT). La figura 2 muestra estos sensores y actuadores ya integrados en el satélite.

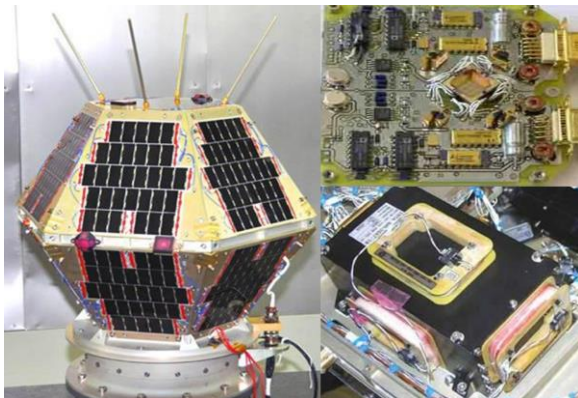


Fig. 2 Sensores y Actuadores del INTA NS-1B.

Uno de los requisitos más exigentes del ADCS de este satélite lo impone una antena de comunicaciones direccional, que requiere un apuntamiento Nadir con una precisión de 15 grados durante toda la órbita. En la zona soleada de la órbita (≈ 60 min) es fácil cumplir este requisito, pues se dispone de SS y de MM para determinar la actitud del satélite. En cambio, durante zona orbital eclipsada (≈ 30 min) es bastante más difícil determinar la actitud del satélite, porque no se dispone de medida de SS y la información que proporciona el MM es insuficiente para determinar la actitud. En esta situación es necesaria una Propagación Matemática de la Actitud (MAP) y correcciones con la información que proporciona el MM. Al tener que propagar matemáticamente durante tanto tiempo es necesario tener en cuenta la actuación y las perturbaciones que sean modelables. Como NS-1B es simétrico y compacto, las perturbaciones solares y gravitacionales pueden considerarse despreciables. En cambio, la perturbación magnética es muy significativa, pues es muy difícil alcanzar una limpieza magnética en los satélites. En todos los satélites hay siempre un Dipolo Magnético residual, además de los parasitarios generados por las corrientes de paneles solares y circuitos eléctricos.

En este artículo se proponen soluciones a anomalías del ADCS de NS-1B que se han detectado en vuelo. La tabla 1 resume Qué anomalías, Por qué aparecen y Cómo se resuelve.

Tabla 1: Anomalías en vuelo de NS-1B ADCS: Qué, Por qué y Cómo se resuelven.

Qué	Por qué	Cómo
Errores en MM	Magnetización del Satélite	Calibración en órbita del MM.
Precisión en la velocidad angular (ω)	Límites del ADC del MM	Cuantificar la precisión de la ω y filtrarla.
Errores numéricos del MAP	Discretizar las ecuaciones de dinámica	No es problemático.
Error de Apuntam. durante el eclipse	Perturbación por MDM. Error de Determinación.	Estimación en vuelo del MDM.

En el artículo se analizará la importancia de estas anomalías y se propondrán soluciones. Gracias a estas soluciones se conseguirá que el ADCS cumpla con los requisitos de apuntamiento durante el eclipse.

2.1 LAZO DE CONTROL Y MDM

La figura 3 muestra un diagrama de bloques del ADCS, destacando la influencia del MDM. El diagrama tiene dos partes: la parte izquierda representa la algoritmia del ADCS, y la parte de la derecha representa a los sensores, actuadores, al satélite y al entorno espacial. B es el campo magnético que hay en órbita.

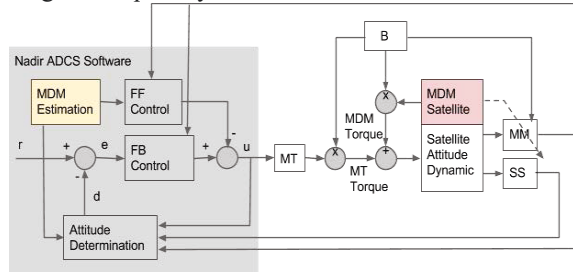


Fig. 3 NS-1B ADCS Loops.

Si cambia el MDM del satélite, pueden generar múltiples errores sobre el ADCS: puede descalibrar el MM y la estima del MDM puede no modelar correctamente su perturbación. Esto último introduciría errores en la acción directa encargada de reducir la perturbación y en la MAP, que forma parte de la Determinación de Actitud.

3 CALIBRACIÓN DEL MM

Tras el lanzamiento del satélite se detectó que la calibración del magnetómetro había cambiado por completo, esto se debía a un cambio de imanación del satélite. A continuación se detalla el modelo de magnetómetro, la anomalía detectada y su solución.

3.1 MODELO DE MM

El núcleo del magnetómetro lo forma un cubo que tiene 4 magneto-resistencias (MR) con diferentes orientaciones. Se utilizan 4 MR para obtener un sensor tolerante a fallos. La ecuación (1) transforma los voltajes que proporcionan las MRs, V_{MRi} , en un vector de medida del campo magnético, B_{MM} .

$$B_{MM} = \mathbf{MR}_{dir}^{-1} \cdot \begin{pmatrix} \frac{1}{G_{MR1}} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \frac{1}{G_{MR2}} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{G_{MR3}} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \frac{1}{G_{MR4}} \end{pmatrix} \cdot \begin{bmatrix} V_{MR1} \\ V_{MR2} \\ V_{MR3} \\ V_{MR4} \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} OS_{MR1} \\ OS_{MR2} \\ OS_{MR3} \\ OS_{MR4} \end{bmatrix} \quad (1)$$

donde:

- La matriz \mathbf{MR}_{dir} es una matriz con las direcciones de las 4 MRs respecto a ejes del satélite. Como no es una matriz cuadrada, en (1) se debe utilizar la pseudoinversa.
- G_{MRi} es la ganancia de la MR i , incluyendo el interface electrónico.
- OS_{MRi} es un *Offset* introducido por el MDM del satélite.

3.2 CALIBRACIÓN DEL MM

Las primeras telemetrías tras el lanzamiento mostraron que el MM estaba totalmente descalibrado. Fue necesario realizar una calibración en vuelo de los coeficientes OS_{MRi} . Debido al error de calibración no es posible calcular la actitud del satélite. Para realizar la calibración se debe utilizar una señal invariante a la rotación, como es el módulo del campo magnético, $|B|$. Se somete a un proceso de optimización que minimice el error entre la señal medida $|B_{MM}|$ y una calculada utilizando un modelo de campo magnético WMM-2010 [5], $|B_{Mod}|$. La ecuación (2) muestra la función a minimizar.

$$\min_{OS_{MR}} \sum_{k=1}^{k=end} ||B_{MM}(k)| - |B_{Mod}(k)|| \quad (2)$$

La figura 4 muestra la telemetría de B que proporciona magnetómetro en vuelo. La línea punteada se con la calibración original (Ground) y la línea discontinua es con la nueva calibración basada en datos de vuelo (Flying).

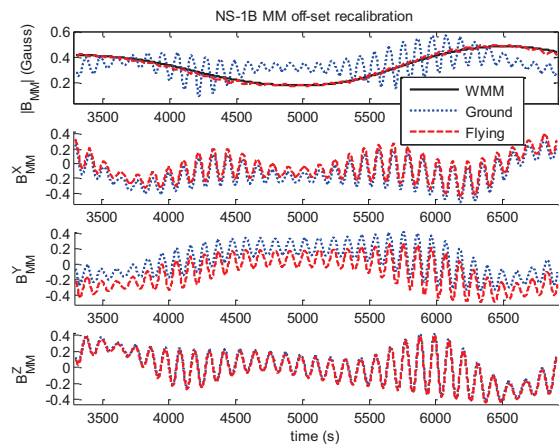


Fig. 4 Calibraciones del MM de NS-1B.

Tras la separación del lanzador, el satélite está dando vueltas a razón de 2 rev/min. Estas condiciones son idóneas para realizar una calibración del MM, pues se barren en poco tiempo todas las direcciones. La primera gráfica muestra el módulo con ambas calibraciones y la predicción del modelo. La rotación del satélite no se debe proyectar sobre el módulo del

campo magnético, en caso de correlacionarse se debe un una calibración errónea, como muestra la línea punteada. La línea continua muestra el modelo, en ella se puede apreciar que el campo magnético en los polos es 0.5 Gauss y en el ecuador 0.2 Gauss. La línea discontinua muestra el resultado tras la calibración en vuelo, coincidiendo ésta con el modelo y siendo independiente de la rotación del satélite. Las otras tres gráficas muestran las componentes del vector campo magnético, en ellas se puede apreciar la corrección de *Offset* que ha supuesto la nueva calibración.

3.1 PRECISIÓN DEL MM

Las MRs que forma el núcleo del MM deben medir intensidades de hasta ± 0.5 Gauss en la órbita de NS-1B. Sus señales eléctricas son amplificadas a un rango de 0..10V, con centro de escala en 5V, y digitalizadas por conversores ADC de 12 bits. Además de los *Offset* de (1), que son del orden de $\pm 2.5V$, existen otros *Offset* debidos a la memoria magnética de las MRs. Éstos últimos pueden eliminarse polarizando en los dos sentidos las MRs. Por lo tanto, disponemos de un rango de 2.5V o $\frac{1}{4}$ de la escala del ADC (10 bits) para medir 0.5 Gauss, lo que supone una precisión de (3).

$$MR_{DigPrec} = \frac{0.5}{2^{10}} = 4.8828 \cdot 10^{-4} \text{ Gauss} \quad (3)$$

Esta precisión es más que suficiente para medir el campo magnético. Como no se dispone de girómetro, esta medida debe ser utilizada también para estimar la velocidad angular del satélite. La ecuación (4) muestra una estima de la precisión que se puede alcanzar para esta señal en las condiciones de NS-1B, donde el periodo de muestreo es $T_{MM} = 2s$.

$$\omega_B^{DigPrec} = \frac{MR_{DigPrec}}{|B_{max}| \cdot T_{MM}} > 4.8828 \cdot 10^{-4} \text{ rad/s} \quad (4)$$

Esta precisión es del mismo orden de magnitud que la velocidad angular del apuntamiento Nadir en la órbita de NS-1B (0.001 rad/s), por lo tanto nos falta precisión. Una solución sería utilizar periodos de muestreo más largos, pero perderíamos en otros aspectos del control. Para que esta señal sea útil es necesario realizar un filtrado que reduzca el ruido o utilizar un observador [4,1]. En particular en NS-1B hemos utilizado un filtro paso baja de primer orden discreto, obteniendo muy buenos resultados que se muestra en la figura 5.

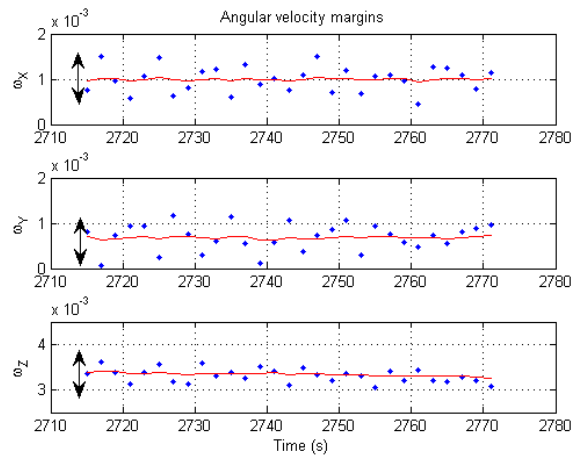


Fig. 5 Márgenes de error teóricos, estima de la velocidad angular y señal filtrada.

4 DETERMINACIÓN DE ACTITUD

4.1 ESTADOS DE LA DETERMINACIÓN

La Determinación de actitud en la órbita de NS-1B es bastante compleja, pues tiene que utilizar diferentes algoritmos si los vectores se alinean o durante los eclipses. La figura 6 muestra los tres estados en los que debe trabajar.

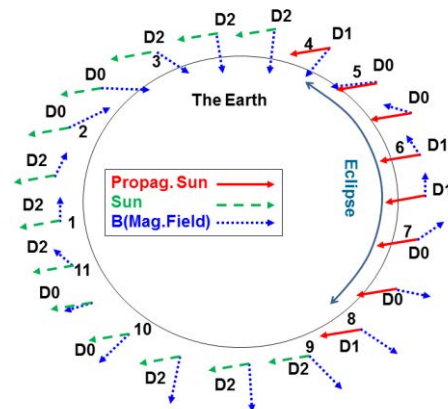


Fig. 6 Estados de la Determinación de Actitud.

El estado D2 es cuando se dispone de dos vectores no alineados, pudiéndose determinar la actitud por métodos deterministas [8].

El estado D1 es cuando solo se dispone de un vector, por ejemplo en el eclipse. En este caso se propaga la actitud para estimar el otro vector. Con un vector real y otro estimado se corrige la actitud propagada.

El estado D0 es cuando los dos vectores están alineados (ángulo $< 30^\circ$). En este caso se propaga la actitud, porque el problema está mal condicionado, es decir pequeños errores de medida pueden generar grandes errores en el resultado.

4.2 PROPAGACIÓN MATEMÁTICA DE LA ACTITUD (MAP)

La MAP consiste en la integración numérica de las ecuaciones de la dinámica del satélite (5), (6) y (7).

$$\frac{d\omega}{dt} = I^{-1} \cdot (\tau - \omega \times I \cdot \omega) \quad (5)$$

$$\tau = \tau_{MT} + \tau_{MDM} = MT \times B + MDM \times B \quad (6)$$

$$\frac{dDCM}{dt} = [\omega \times DCM_{:,1}, \omega \times DCM_{:,2}, \omega \times DCM_{:,3}] \quad (7)$$

donde:

- ω es la velocidad angular del satélite,
- I es el tensor de inercia del satélite,
- τ es el par dinámico que sufre el satélite,
- $DCM_{:,k}$ es la columna k de la matriz de actitud o matriz de cosenos directores.

Para integrar estas ecuaciones a bordo del satélite es necesario discretizarlas. Aplicando la aproximación de Taylor para un periodo T_{det} se obtienen (8) y (9). En el caso de DCM será necesario ortonormalizar la matriz después de cada iteración.

$$\begin{aligned} \omega(k+1) &= \omega(k) + T_{det} \cdot \frac{d\omega}{dt} \\ &+ \frac{1}{2} \frac{d^2\omega}{dt^2} \cdot T_{det}^2 + o(T_{det}^3) \end{aligned} \quad (8)$$

$$\begin{aligned} DCM(k+1) &= DCM(k) + T_{det} \cdot \frac{dDCM}{dt} \\ &+ \frac{1}{2} \frac{d^2DCM}{dt^2} \cdot T_{det}^2 + o(T_{det}^3) \end{aligned} \quad (9)$$

Si nos quedamos con el primer término estaremos aplicando el método de Euler. En este caso, podemos considerar el segundo término como una cota del error cometido, porque el término $o(T_{det}^3)$ y sucesivos son despreciables, dada la suavidad de los movimientos de un satélite. Aplicando la peor situación para los diferentes términos que aparecen en el desarrollo, se pueden calcular cotas superiores de los errores (10) y (11).

$$\begin{aligned} \left| \frac{d^2\omega}{dt^2} \right| &\leq \max(I^{-1}) \cdot \\ \left(\left| \frac{d\tau}{dt} \right| + \left| \frac{d\omega}{dt} \times I \cdot \omega \right| + \left| \omega \times I \cdot \frac{d\omega}{dt} \right| \right) &\leq 2.0311 \cdot 10^{-8} \end{aligned} \quad (10)$$

$$\begin{aligned} \left| \frac{d^2DCM}{dt^2} \right|_{ij} &\leq \left| \frac{d\omega}{dt} \right| \cdot 1 + |\omega| \cdot |\omega| \cdot 1 \\ &\leq 5.5728 \cdot 10^{-6} \end{aligned} \quad (11)$$

Aunque estos errores parecen despreciables, se pueden acumular durante todas las iteraciones que dura un eclipse. La tabla 2 muestra la acumulación de

errores numéricos, debido a la aproximación de Euler, que puede llegar a producirse durante un eclipse de NS-1B.

Tabla 2: Acumulación de errores numéricos en la propagación de actitud durante el eclipse de NS-1B.

Symbol	Magnitudo
t_{ecl}	$2 \cdot 10^3$ s
N_{ecl}	10^3 iteraciones
$Error_{\omega}(t_{ecl})$	$8.1242 \cdot 10^{-5}$ rad/s
$Error_{DCM}(t_{ecl})$	0.0233
$Error_{Ang}(t_{ecl})$	1.27 grados

A pesar de utilizar la discretización más básica posible, Euler, el error numérico acumulado durante una propagación matemática de 30 minutos es insignificante. Esto se debe a que las aceleraciones que sufre un satélite actuado con MT son muy bajas. La conclusión es que no es necesario complicar el método de integración de las ecuaciones.

4.3 RESULTADOS INICIALES

En la implementación inicial del ADCS de NS-1B no se tuvo en cuenta la estima del MDM, porque se detectó que había cambiado tras el lanzamiento. Sin tener en cuenta esta perturbación los resultados en vuelo fueron los mediocres durante el eclipse. La figura 7 muestra los resultados durante una órbita.

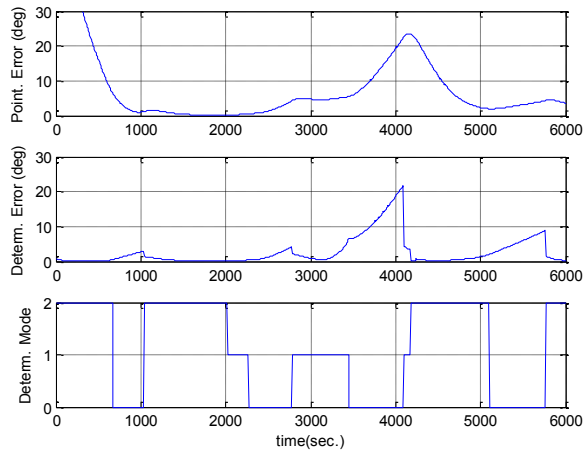


Fig. 7. Error del Apuntamiento Nadir y de la Determinación de Actitud sin estima del MDM.

Se puede apreciar que se dispara el error de determinación durante el eclipse $t \in [2000,4000]$, lo que a su vez desvía el apuntamiento. Esto se debe a que el MAP va acumulando error por no contemplar la perturbación magnética. Si es verdad que durante el intervalo $t \in [2800,3400]$ se corrige parte del error.

5 ESTIMA EN VUELO DEL MDM

Si NS-1B estuviese equipado con un Sensor Estelar sería posible estimar el MDM utilizando observadores de estado [7] o Filtros de Kalman [2]. En NS-1B los problemas se producen están en la MAP durante el eclipse, por lo que hay que afinar la estima del MDM en esta etapa de la órbita, donde los paneles solares no generan MDM parásitos. Durante el eclipse no se dispone de suficiente información para implementar los métodos anteriormente citados. A continuación se presenta un método, que utiliza la información disponible durante el eclipse para estimar MDM.

5.1 Algoritmo de estima del MDM

Se optimiza la MAP durante el eclipse con respecto al MDM. Partiendo de la actitud y velocidad inicial se propagará la actitud para un MDM. La actitud obtenida, $DCM(k)$, formará parte de una función de coste que penaliza la diferencia con respecto a telemetrías de vuelo, ecuación (12).

$$\min_{MDM} \sum_{k=1}^{k=Necl} |B_{MM}(k) - DCM(k) \cdot B_{Mod}(k)| \quad (12)$$

La figura 8 muestra la validación del MDM obtenido. Para validar se utiliza otra telemetría de vuelo diferente a la utilizada en la optimización.

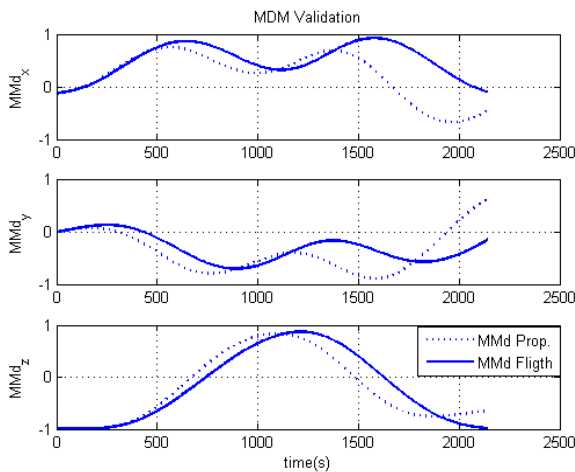


Fig. 8. Validación de la primera optimización.

Estos resultados no son lo suficientemente satisfactorios. Se pueden mejorar dando un margen a la velocidad angular inicial del satélite, pues su medida es muy imprecisa. Se introduce esta velocidad como parámetro a optimizar dentro de los márgenes de precisión anteriormente calculados (4). La ecuación (13) muestra el nuevo proceso de optimización.

$$\min_{MDM, \omega_0} \sum_{k=1}^{k=Necl} |B_{MM}(k) - DCM(k) \cdot B_{Mod}(k)|$$

subject to

$$\bar{\omega}_0 - \omega_B^{DigPrec} < \omega_0 < \bar{\omega}_0 + \omega_B^{DigPrec} \quad (13)$$

En este caso ya se obtiene mejores resultados en el paso de validación, figura 9.

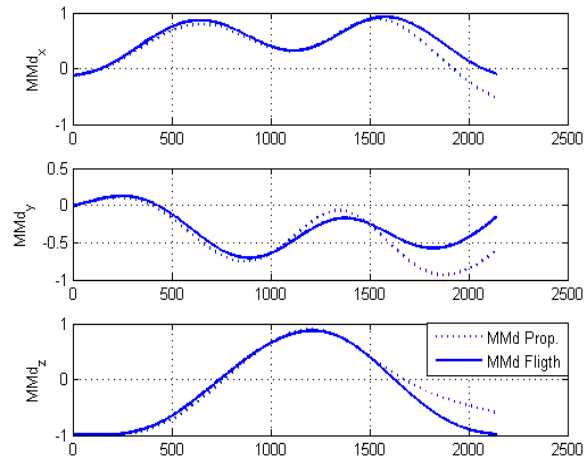


Fig. 9. Validación de la segunda optimización.

5.2 Resultados Simulados

La figura 10 muestra la simulación durante una órbita del Apuntamiento Nadir cuando se tiene en cuenta la estima del MDM en la MAP.

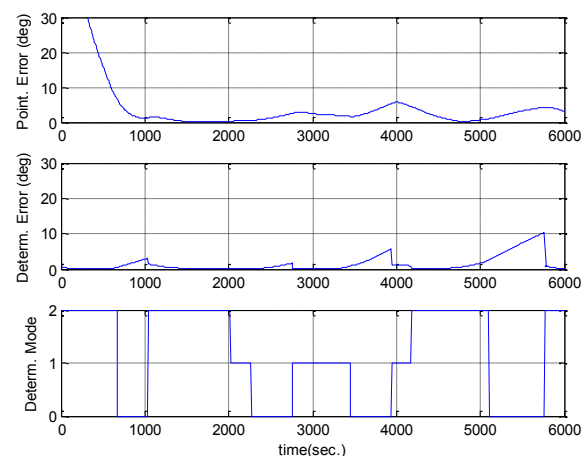


Fig. 10. Error del Apuntamiento Nadir y de la Determinación de Actitud con estima del MDM.

Los resultados ya son satisfactorios comparados con la figura 7. Ya se cumplen los requisitos de apuntamiento también durante el eclipse.

5.3 Validación en vuelo

No se dispone de otros sensores para validar los resultados en vuelo. Por ello, la validación se realiza emulando un eclipse en la zona orbital soleada. Esto se consigue forzando un fallo en la bandera funcionamiento de los SSs para que el software del ADCS trabaje en los modos de eclipse (sin utilizar los SSs). Posteriormente en tierra dispondremos de las telemetrías de los SS, que nos permitirán calcular la actitud con la que podremos evaluar los resultados. La figura 10 muestra la validación utilizando telemetrías del experimento descrito.

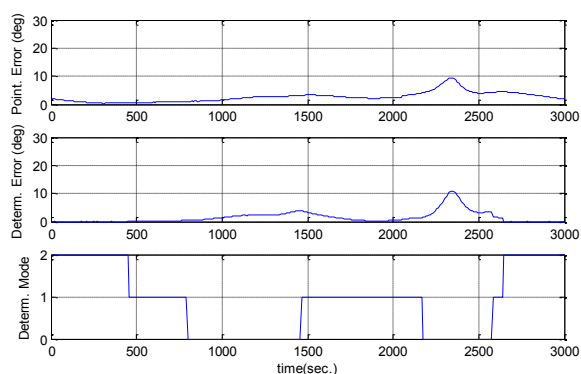


Fig. 10. Validación en vuelo emulando un eclipse.

6 CONCLUSIONES

En este artículo se han presentado aspectos prácticos del ADCS del NS-1B. El artículo está basado en la experiencia ganada con el satélite en vuelo. Las aportaciones principales son: la calibración en vuelo del magnetómetro, la estima en vuelo del MDM y la influencia de estos en la Propagación Matemática de la Actitud. Se han presentado metodologías para resolver estos problemas que han sido contrastadas en vuelo con el satélite NS-1B.

Esta experiencia es extrapolable a otras misiones satelitales de bajo coste. La propuesta de calibración y caracterización en vuelo que se hace en este artículo puede suponer un ahorro significativo en tiempo y costes para este tipo de misiones. Basándonos en la experiencia ganada con este satélite se propone el siguiente protocolo para la activación del ADCS en satélites de bajo coste:

1. Registrar telemetrías de MM tras soltarse del lanzador, antes de frenar el satélite. Con estas telemetrías recalibrar el MM.
2. Frenar el satélite registrando telemetrías. Con estas telemetrías caracterizar los MTs.
3. Registrar telemetrías de ADCS sin aplicar control durante dos órbitas. Utilizar estas telemetrías para estimar y validar el MDM.
4. Activar el Control del ADCS y verificar el comportamiento.

Agradecimientos

Los autores quieren agradecer al Programa de Nanosatélites del INTA por apostar por el desarrollo del conocimiento, en lugar de limitarse a comprar soluciones. También es de agradecer la financiación obtenida por el CICYT a través del proyecto DPI 2013-46665-C1.

Referencias

- [1] Crassidis, J.L., "Angular Velocity Determination Directly from Star Tracker Measurements" *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 25, No. 6, 2002, pp. 1165-1168.
- [2] Huang, L., and Jing, W., "Correction of Remanent Disturbance Torque", *Proceedings of 1st International Symposium on Systems and Control in Aerospace and Astronautic*, Harbin, China, January 2006, pp. 164-168, DOI: 10.1109/ISSCAA.2006.1627603.
- [3] INTA NanoSat-1B, *eoPortal Directory* [online], URL: <https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/n/nanosat-1b>
- [4] Liu, H., Yang, J., Yi, W., Wang, J., Yang, J., Li, X., and Tan, J., "Angular Velocity Estimation from Measurement Vectors of Star Tracker," *Applied Optics*, No. 51, Issue 16, 2012, pp.3590-3598
- [5] Maus, S.; Macmillan, S.; McLean, S.; Hamilton, B.; Thomson, A.; Nair, M.; Rollins, C, "The US/UK World Magnetic Model for 2010-2015", *British Geological Survey (NOAA Technical Report NESDIS/NGDC)*, 2010.
- [6] Ripka, P., "Magnetic Sensors and Magnetometers", Norwood, MA, 2001.
- [7] Sakai, S-I., Fukushima, Y., and Saito, H., "Design and On-orbit Evaluation of Magnetic Attitude Control System for the REIMEI Microsatellite", *Proc. Advanced Motion Control in 10th IEEE International Workshop on IEEE*, 2008. p. 584-589.
- [8] Shuster, M. D. Oh, S. D. "Three-axis Attitude Determination from Vector Observations", *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 4, No. 1, 1981, pp. 70-77, doi: 10.2514/3.19717.
- [9] Springmann, J.C., Cutler, J.W., and Bahcivan, H., "Magnetic Sensor Calibration and Residual Dipole Characterization for Application to Nanosatellites", *Proc. AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference*, Toronto, Canada, August 2009, Chapter DOI: 10.2514/6.2010-7518.