

DISEÑO PRELIMINAR DE LA OBC Y EL ADCS PARA EL SATELITE UNIVERSITARIO USAT1

Hanisch, Elián; Vega Leañez, Gabriel; Rodríguez, Santiago; López, Ernesto M. y García, Javier G.

UIDET SENyT, Departamento de Electrotecnia, Facultad de Ingeniería,
Universidad Nacional de la Plata, Calle 116 s/n, B1900, La Plata, Argentina.

Contacto: elian.hanisch@ing.unlp.edu.ar

1. Introducción

La UNLP actualmente se encuentra en proceso de desarrollo de un satélite universitario con formato CubeSat [1], este proyecto es impulsado desde el Centro Tecnológico Aeroespacial (CTA) y será el primero de 5 satélites que se proyectan fabricar en la universidad. Este satélite, llamado internamente USAT1, será un CubeSat de 3 unidades (donde una unidad representa un volumen de 10x10x10 cm) y tiene como misión principal la demostración y validación tecnológica del uso de mediciones de reflectometría y radio-ocultación GNSS para el análisis de la atmósfera y la superficie de la Tierra. También servirá para validar los subsistemas desarrollados que forman el satélite, entre ellos la computadora de a bordo (OBC), el subsistema de comunicaciones (COM), el subsistema de determinación y control de orientación (ADCS), el subsistema de potencia eléctrica (EPS) y el subsistema de control térmico (TCS). Se espera también que USAT1 tenga como cargas secundarias un *star tracker* (ST), un detector de tormentas ionosféricas (DTI) y un reflector láser para mediciones precisas de órbita.

El presente trabajo muestra el diseño preliminar de los subsistemas OBC y ADCS además de los buses de comunicación del satélite, que están siendo desarrollados en la UIDET SENyT. El subsistema de comunicaciones y el receptor GNSS se presentan en dos trabajos aparte.

2. Desarrollo y discusión

2.1. Misión principal

El objetivo principal de la misión consiste en la demostración de capacidades tecnológicas para las técnicas de radio-ocultación y reflectometría GNSS. Para esto la carga útil debe contar con un receptor GNSS capaz de recibir y procesar las señales transmitidas por los satélites GNSS y generar las mediciones necesarias para cada una de estas técnicas, a la vez que el volumen de datos generado determina la capacidad de la OBC necesaria para el almacenamiento de las mismas.

La técnica de radio-ocultación GNSS consiste en la adquisición y seguimiento de los satélites GNSS durante los intervalos de tiempo donde estos se encuentran ascendiendo o descendiendo hacia el horizonte, en los que la señal atraviesa la atmósfera en forma muy oblicua. Mediante la obtención de mediciones de fase de portadora en al menos dos bandas de frecuencia, es posible recopilar información del estado de la atmósfera, lo cual resulta de utilidad para meteorología y estudio del clima [2]. Para el caso de una órbita baja polar, se producen unos 500 eventos de radio-ocultación por día, por lo que, considerando una tasa de 50 Hz para la generación de mediciones de fase en doble frecuencia con una precisión de 64 bits, esto se traduce en un volumen de datos a almacenar de 24 MB por día aproximadamente.

Por otra parte, la técnica de reflectometría GNSS se basa en la recepción y procesamiento de las señales GNSS reflejadas en la superficie terrestre, con el fin de estudiar las propiedades de la superficie reflectante y caracterizarla [3]. En este caso existen

dos posibles enfoques de procesamiento. A fin de reducir el volumen de datos generado es posible realizar un procesamiento a bordo para generar los llamados mapas de retardo-doppler (DDM por su sigla en inglés) [4]. Sin embargo, esto representa una complejidad adicional para el hardware del receptor. Una alternativa consiste en la obtención y guardado de las muestras crudas de la señal recibida en frecuencia intermedia. Esto incrementa notablemente la cantidad de datos generada, pero es posible programar la generación de muestras a demanda por intervalos de tiempo reducidos, en lugar de una generación continua de datos. Considerando eventos de reflectometría de 1 segundo de duración y una frecuencia de muestreo típica de 40 MHz con 2 bits de cuantización el volumen de datos generado es de 10 MB por evento.

Considerando que el USAT1 tendrá una interfaz de comunicaciones que permitirá la descarga de 4MB de datos como máximo por pasada del satélite, la capacidad de almacenamiento necesaria para mantener los datos adquiridos hasta su descarga a tierra puede ser de algunas decenas de megabytes para cumplir con los requerimientos de ciencia.

2.2. Descripción general de sistemas

Una de las primeras decisiones a tomar fue si adoptar un diseño centralizado donde una sola unidad realiza la mayoría de las tareas del satélite (por ejemplo, unir el ADCS y OBC en un solo módulo) o usar un diseño más descentralizado. Un diseño centralizado permitiría simplificar el hardware, pero como contrapartida el software se torna más complejo porque tiene que realizar más tareas y pone más exigencia sobre la confiabilidad de ese módulo; en cambio un esquema descentralizado, al separar tareas en módulos diferentes, facilita el desarrollo del software y reduce los puntos únicos de falla. Se optó por un diseño distribuido, además de por las razones expuestas anteriormente, porque ofrece más flexibilidad, más oportunidad de reutilizar el trabajo en las misiones futuras proyectadas y es un esquema ampliamente utilizado en misiones CubeSat como por ejemplo el MOVE-II [5] y el UWE-3 [6].

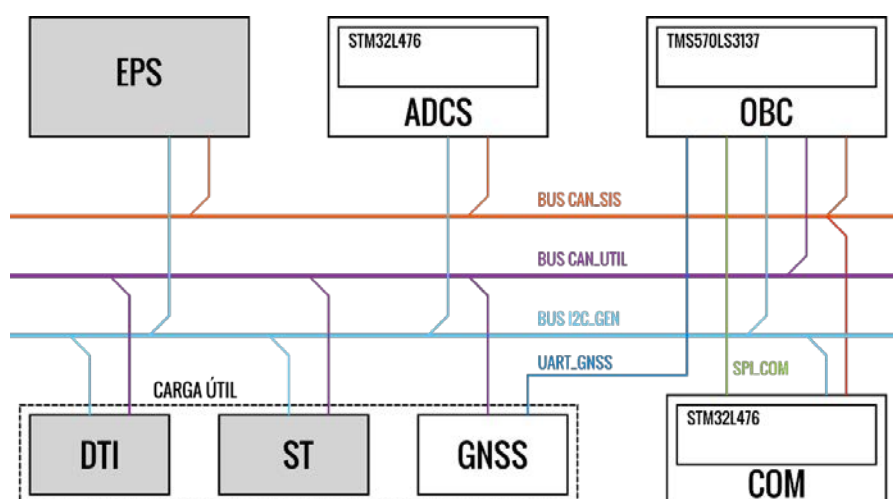


Figura 1: Esquema del USAT1. Los bloques en blanco están siendo desarrollados por la UIDET SENyT.

En la Figura 1 se muestra el esquema general adoptado, donde se indican los buses de comunicación y los números de parte de los microcontroladores elegidos para la OBC, ADCS y COM. Se propusieron tres buses de comunicación: dos que utilizan el protocolo CAN y uno que utiliza el protocolo I2C. El bus CAN_SIS interconecta los subsistemas fundamentales para el funcionamiento del satélite mientras que el bus CAN_UTIL interconecta la OBC con los demás subsistemas que conforman la carga útil. El bus I2C_GEN interconecta todos los subsistemas con la OBC, con el fin de tener un segundo

medio de comunicación en caso de falla en alguno de los buses CAN. Un bus SPI que permite altas velocidades de comunicación se utiliza exclusivamente para la comunicación entre OBC y COM. La comunicación con el receptor GNSS será principalmente por una interfaz UART, teniendo el CAN como respaldo.

2.3. Computadora de a bordo

La computadora de a bordo (OBC) es la responsable de la supervivencia del satélite, determina el modo de funcionamiento del satélite, se comunica con cada uno de los módulos y se encarga de transferir información entre ellos. Esta también se encarga de verificar el correcto funcionamiento de los subsistemas y es capaz de desconectarlos o reiniciarlos en el caso de que detecte una falla o apagarlos si un modo de funcionamiento así lo requiere.

El microcontrolador elegido para la computadora de a bordo es el TMS570LS3137 de Texas Instruments, que tiene 2 núcleos Cortex-R4F en *lockstep* y memoria ECC lo que lo hace ideal para aplicaciones críticas [7]. A pesar de que sólo está disponible en calidad comercial (COTS), la familia TMS570 posee herencia espacial ya que fue utilizado en el helicóptero marciano Ingenuity de la NASA [17], lo que lo hace atractivo para su uso en nanosatélites.

Si bien este microcontrolador es muy robusto, el desarrollo del software para el mismo implica cierta complejidad, ya que su desarrollo plantea un desafío mayor que para el caso de un microcontrolador más tradicional. Para mitigar ese riesgo se tiene contemplado la posibilidad de reemplazar el TMS570 por un STM32L476, un microcontrolador Cortex-M4F de menor complejidad de la firma ST. Por el momento no se conoce que el modelo STM32L476 en particular tenga herencia espacial, aunque microcontroladores de la familia STM32 han sido utilizados en misiones CubeSat como el LituanicaSAT-2 [8]. Este cambio, de llegar a realizarse, no impondría significativos tiempos de espera en adquirir experiencia para el desarrollo de software ya que es el mismo microcontrolador adoptado para los subsistemas ADCS y COM. La única modificación que implicaría en el diseño actual sería unificar los 2 buses CAN de sistema y carga útil en uno solo ya que el ST32L476 cuenta con una sola interfaz CAN [9].

Como se mencionó anteriormente, la OBC está conectada a cada uno de los subsistemas que componen el satélite utilizando las diferentes interfaces del microcontrolador. Tanto para el bus I2C como para los buses CAN se utilizan controladores que brindan cierta protección ante posibles fallas eléctricas. Para la comunicación con el subsistema COM se utiliza protocolo SPI, pero convirtiendo cada señal del protocolo a LVDS con el fin de utilizar señalización diferencial para aumentar la robustez frente al ruido y maximizar la tasa de datos. Para la comunicación con el subsistema GNSS se utiliza protocolo UART, utilizando una interfaz eléctrica RS-422. También se incluyen en la OBC líneas de RESET, necesarias para reiniciar cada uno de los subsistemas si es necesario.

La OBC también se encarga de recolectar los datos de telemetría, los cuales deberá almacenar hasta su descarga desde una estación terrena. Para esto, la OBC utilizará una memoria FLASH QSPI de 512Mbit, cuya capacidad es suficiente para la cantidad de datos de ciencia a almacenar y proporciona un acceso lo suficientemente rápido para el envío de los datos al subsistema COM. También se cuenta con la posibilidad de utilizar una memoria SD con el fin de acelerar las etapas de depuración en laboratorio por la facilidad que otorga en la extracción de datos y pruebas de software, pero también podría utilizarse para el almacenamiento de datos de ciencia en el caso de que esta supere los ensayos ambientales y de vibración. Para el desarrollo de software y depuración se cuenta con una interfaz de usuario, donde puede conectarse un programador adecuado. Finalmente, la OBC incorpora algunos circuitos de sensado de corriente para medir la temperatura en distintas partes del

satélite a través de sensores analógicos como termistores. En la Figura 2 se muestra el diagrama en bloques de la OBC.

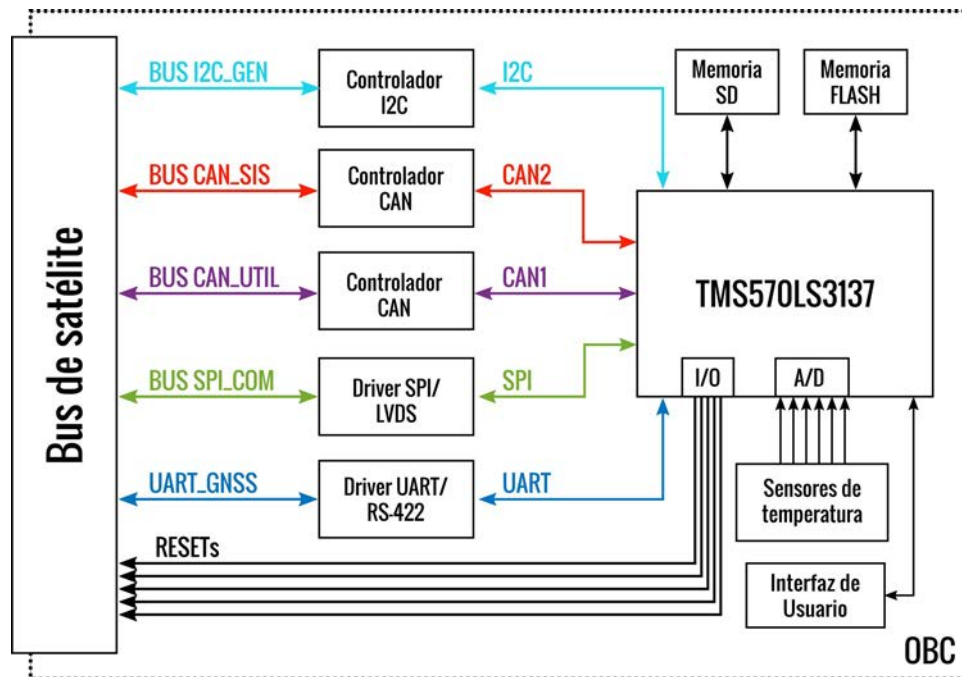


Figura 2: Diagrama en bloques de la computadora de a bordo.

2.4. Determinación y control de orientación

El ADCS es responsable de determinar la orientación del satélite, de su detumbado después del despliegue, de su apuntamiento a una orientación favorable a los requerimientos de misión y de su recuperación en el caso de que este empiece a rotar durante la misión.

Para determinar la orientación, algoritmos populares son el método TRIAD [10] o una solución del *problema de Wahba* [11], como el algoritmo QUEST [12]. Estos métodos obtienen la orientación a partir de conocimiento de al menos 2 direcciones, típicamente la dirección del campo magnético de la Tierra y la dirección del Sol. Esto se obtiene con mediciones de magnetómetros y sensores de Sol gruesos (CSS) ubicados en las caras externas del satélite. Giróscopos se utilizan en combinación con algoritmos especiales (por ejemplo, el filtro de Kalman) para mejorar la estimación de la orientación [13].

El control de la orientación se realiza mediante 3 bobinas orientadas perpendicularmente, llamadas bobinas de torque. Estas al circular una corriente eléctrica generan un momento magnético que interactúa con el campo magnético de la Tierra y generan un torque que hace rotar al satélite. Este torque es siempre perpendicular a la dirección del campo geomagnético local, por lo que en cualquier instante hay un eje de rotación que no es controlable, sin embargo, en el transcurso de una órbita el campo geomagnético es variante y existen condiciones que permiten el control de los 3 ejes en la mayoría de las situaciones [14]. No se considera usar ruedas de inercia debido al costo económico y de energía, además de que esta misión no tiene requerimientos de apuntamiento exigentes.

Un último requerimiento es el detumbado del satélite en el caso de que se encuentre girando, particularmente después de la separación con el lanzador. Típicamente esto se hace con el algoritmo Bdot [15] el cuál es sencillo y robusto por solamente necesitar mediciones de magnetómetro para determinar la acción de control.

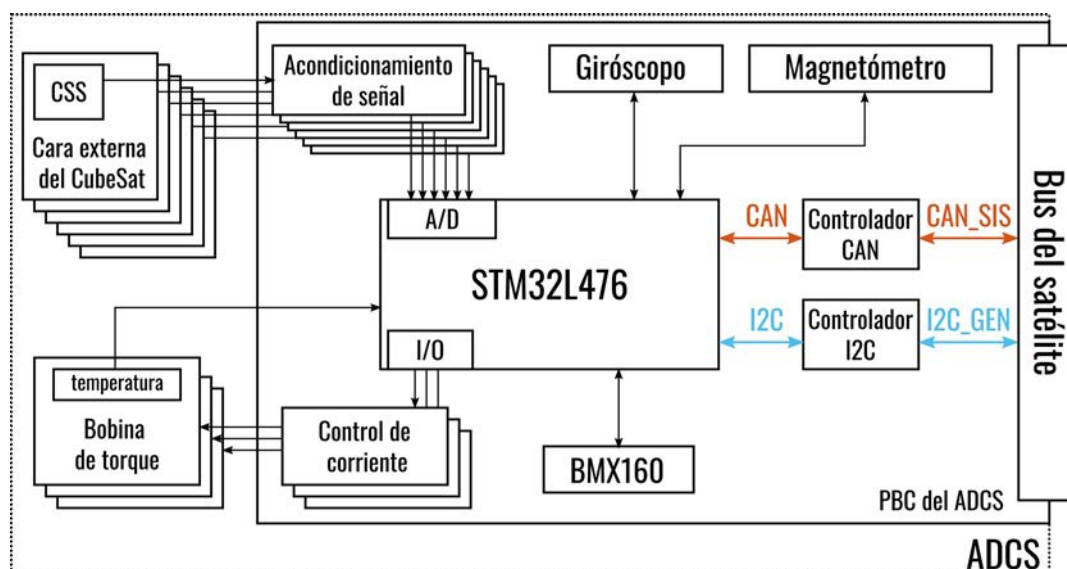


Figura 3: Esquema general del ADCS.

En la Figura 3 se muestra un esquema del ADCS, los componentes principales son el microcontrolador STM32L476, las bobinas de torque y el conjunto de sensores para poder determinar orientación, siendo estos los CSS, magnetómetros y giróscopos.

El STM32L476 es un Cortex-M4F de ST con un reloj de hasta 80Mhz y tiene características deseables para esta aplicación como bajo consumo, memoria RAM con bit de paridad y, considerando los desarrollos hechos en otros CubeSats, suficiente poder de cómputo como para procesar al menos un filtro de Kalman de 6 estados en tiempo real.

Las bobinas de torque en principio se van a adquirir ya fabricadas y solamente se determinó, basados en CubeSats ya desarrollados y en cálculos preliminares, que cada bobina deberá poder generar al menos un momento magnético de $0,3 \text{ Am}^2$ a corriente nominal. Estas deberán ser accionadas por una etapa con control por corriente que además deberá ser capaz de invertir la polaridad. Se espera tener un sensor de temperatura para verificar el estado de las bobinas.

Los CSS serán provistos por la CNEA y serán similares a los fabricados para misiones satelitales argentinas como el SAC-A [16] y el SAC-D/Aquarius. Estos son similares a celdas solares donde la corriente de cortocircuito está relacionada con el coseno del ángulo de incidencia de la radiación solar (que será afectado por el albedo de la Tierra y reflejos con partes del satélite) y esta corriente es prácticamente insensible a los cambios de temperatura para los rangos considerados [16]. La corriente se deberá convertir a un nivel de tensión mediante un acondicionamiento de señal y medir con los conversores A/D del microcontrolador. Se requieren al menos 6 sensores (uno por cada cara del satélite) para determinar la dirección del Sol, un algoritmo sencillo para ello se encuentra en [13].

El magnetómetro y giróscopo principales para el ADCS aún no fueron seleccionados, pero sí se seleccionó el BMX160 de Bosch, que es una unidad de mediciones inerciales (IMU) de bajo costo, para que sirva como respaldo. Esta IMU contiene acelerómetros (que no serán usados por el ADCS), giróscopos y magnetómetros en un solo encapsulado y la versión sin magnetómetro se utilizó en el helicóptero Ingenuity [17], modelos anteriores de la misma familia como el BMX055 fueron usados en CubeSats como el MOVE-II [18].

2.5. Software

El software que ejecutarán las tareas de la OBC y ADCS aún está en proceso de evaluación, sí se tiene elegido el sistema operativo (OS) que será RTEMS; este es un OS de tiempo real utilizado en aplicaciones espaciales el cuál el equipo de trabajo tiene

experiencia. Se está evaluando el uso de CSP [19] como capa de comunicaciones y las opciones de Fprime [20] o cFS [21] como plataformas de software de vuelo.

3. Conclusiones

Se presentó una propuesta preliminar de la OBC y ADCS para el primer satélite de la UNLP. Se definieron los buses de comunicación entre los subsistemas y las características generales que la OBC y ADCS deberán cumplir en función de los requerimientos de misión.

4. Bibliografía

- [1] Portal Investiga UNLP, “El sueño del satélite propio, cada vez más cerca”. Disponible en: <https://investiga.unlp.edu.ar/cienciaenaccion/el-sueno-del-satelite-propio-cada-vez-mas-cerca-20298>
- [2] A.J. Mannucci, C.O. Ao, L.E. Young, T.K. Meehan, “Studying the atmosphere using global navigation satellites”, *Eos, Transactions American Geophysical Union*, vol. 95, n. 43, pp. 389–390, 2014.
- [3] S. Jin, E. Cardellach, F. Xie, *GNSS Remote Sensing*, Springer, Dordrecht, 2014.
- [4] Teunissen, Peter J. G. and Montenbruck, Oliver, Eds., *Springer Handbook of Global Navigation Satellite Systems*. Springer, 2017.
- [5] M. Langer *et al.*, “MOVE-II THE MUNICH ORBITAL VERIFICATION EXPERIMENT II”, p. 19, 2017.
- [6] P. Bangert, *Attitude Determination of UWE-3: Development, Test and Verification*. 2012.
- [7] Texas Instruments, “TMS570LS313716- and 32-BitRISC Flash Microcontroller”.
- [8] L. Maciulis y V. Buzas, “LituanicaSAT-2: Design of the 3U in-Orbit Technology Demonstration CubeSat”, *IEEE Aerosp. Electron. Syst. Mag.*, vol. 32, n. 6, pp. 34-45, 2017.
- [9] STMicroelectronics, “STM32L476xx-Ultra-low-power Arm® Cortex®-M4 32-bit.
- [10] H. D. Black, “A passive system for determining the attitude of a satellite”, *AIAA Journal*, vol. 2, n. 7, pp. 1350-1351, 1964.
- [11] G. Wahba, “A Least Squares Estimate of Satellite Attitude”, *SIAM Rev.*, vol. 7, n. 3, pp. 409-409, 1965.
- [12] M. Shuster, “Approximate algorithms for fast optimal attitude computation”, *Guidance and Control Conference*, Palo Alto, CA, U.S.A., 1978.
- [13] J. L. C. F. Landis Markley, *Fundamentals of Spacecraft Attitude Determination and Control*. Springer, New York, NY, 2014.
- [14] S. P. Bhat y A. S. Dham, “Controllability of spacecraft attitude under magnetic actuation”, *42nd IEEE International Conference on Decision and Control*, vol. 3, pp. 2383-2388, 2003.
- [15] G. Avanzini y F. Giuliotti, “Magnetic Detumbling of a Rigid Spacecraft”, *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 35, n. 4, pp. 1326-1334, 2012.
- [16] C. G. Bolzi *et al.*, “First experiment of Argentine solar cells in space: modules fabrication, characterisation, and telemetry data analysis from SAC-A satellite”, *Solar Energy Materials and Solar Cells*, vol. 73, n. 3, pp. 269-280, 2002.
- [17] B. Balaram *et al.*, “Mars Helicopter Technology Demonstrator”, 2018 AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference, Kissimmee, Florida, 2018.
- [18] D. MESSMANN *et al.*, “Advances in the Development of the Attitude Determination and Control System of the CubeSat MOVE-II”, *Proceedings of the 7th European Conference for Aeronautics and Space Sciences. Milano, Italy*, 2017.
- [19] L. Grillmayer y S. Arnold, “Integrating the Cubesat Space Protocol into GSOC’s Multi-Mission Environment”, p. 11, 2020.
- [20] R. Bocchino, T. Canham, G. Watney, L. Reder, y J. Levison, “F Prime: An Open-Source Framework for Small-Scale Flight Software Systems”, p. 19, 2018.
- [21] D. McComas, J. Wilmot, y A. Cudmore, “The Core Flight System (cFS) Community: Providing Low Cost Solutions for Small Spacecraft”, *Small Satellite Conference*, 2016.