



6° Congreso Argentino de Ingeniería Aeronáutica VIRTUAL

17, 18 y 19 de Noviembre del 2021



USAT I – Avances en el Primer Satélite de la UNLP

S. A. Botta^(1,*), M. D. Actis⁽¹⁾, D. O. Williams Rogers⁽¹⁾, F. A. Alfaro⁽¹⁾, G. Humbert⁽¹⁾,
A. Guilera⁽¹⁾, F. Pasquevich⁽²⁾

⁽¹⁾ Centro Tecnológico Aeroespacial (CTA), Departamento de Aeronáutica, Facultad de Ingeniería,
Universidad Nacional de La Plata, La Plata, Buenos Aires, Argentina.

⁽²⁾ Grupo de Ensayos Mecánicos Aplicados (GEMA), Departamento de Aeronáutica, Facultad de
Ingeniería, Universidad Nacional de La Plata, La Plata, Buenos Aires, Argentina.

^(*) Contacto: sonia.botta@ing.unlp.edu.ar

Palabras claves: Satélite, CubeSat, GNSS

Resumen

USAT I es el primer satélite de la serie planificada para el programa Satélite Universitario de la Universidad Nacional de La Plata (UNLP). Este satélite es un CubeSat de 3U y su misión principal será la demostración tecnológica de GNSS-RO y GNSS-R, dos técnicas científicas que emplean GNSS, ampliamente utilizadas en la observación terrestre. La carga útil principal (receptor GNSS y antenas) y la mayor parte de los subsistemas de la plataforma serán desarrollados por profesionales y estudiantes de la Facultad de Ingeniería de la UNLP, convirtiéndolo en un proyecto con un alto grado de desarrollo tecnológico.

En este trabajo se presentan el concepto de misión y objetivos de USAT I, además de dar un resumen de la arquitectura de misión y del segmento de vuelo.

1. Programa Satélite Universitario de la UNLP

El programa/proyecto Satélite Universitario tiene como fin diseñar, fabricar, ensayar y operar el primer satélite de la Universidad Nacional de La Plata (UNLP). Se plantea que este proyecto conste de una serie de satélites, de forma que se genere un plan a mediano plazo, más allá del primer sistema. Contar con más de una misión permitiría aprovechar y afianzar los conocimientos y desarrollos logrados en sistemas anteriores.

Esta serie de satélites serán progresivamente más complejos, de forma que los desarrollos logrados por cada misión posibiliten la siguiente. Por ejemplo, la primera misión verá el diseño de varios de los subsistemas y componentes desde cero, como son la estructura, el sistema de potencia, el sistema de comunicaciones, el sistema de determinación orbital, el sistema de determinación y control de actitud, y el sistema de telemetría y comando. La siguiente misión ya podrá contar con estos elementos desarrollados, permitiendo que se enfoque el trabajo en la optimización de componentes y en el diseño de cargas útiles más complejas.

Todos los componentes que se diseñen en el marco de este programa serán pensados con una mentalidad de compatibilidad y transferencia. Esta filosofía no solo beneficia al programa en sí, generando un flujo de trabajo e historia de vuelo, sino que también permite que estas tecnologías puedan ser potencialmente utilizadas en misiones externas.

2. USAT I – El primer satélite del programa

2.1. Misión

La misión primaria del USAT I será la “Demostración Tecnológica de GNSS-RO y GNSS-R”. Además de su uso en la navegación, las constelaciones GNSS (*Global Navigation Satellite System*) se pueden aprovechar para implementar técnicas científicas. La radio-ocultación GNSS (GNSS-RO) es una de las técnicas más utilizadas en estudios atmosféricos, tanto en la región neutra como en la ionósfera. Por otro lado, la reflectometría GNSS (GNSS-R), se puede emplear para estudiar ciertas características de la superficie terrestre, como la humedad del suelo, vientos superficiales en océanos, altimetría, cobertura de vegetación, entre otros. Si bien la GNSS-RO ya se ha realizado con CubeSats, la GNSS-R nunca se ha demostrado; vale aclarar que sí voló al menos un CubeSat con este fin (el ³Cat-2 ^[1]), aunque sin resultados publicados.



Figura 1. Render del USAT I.

2.1.1. Objetivos del proyecto y la misión

Se distinguen dos tipos de objetivos: aquellos relacionados al proyecto y aquellos de la misión. Esta distinción es de relevancia en este primer satélite del programa dado que, más allá de la misión científica y/o de demostración tecnológica, se busca validar el proceso de diseño del satélite.

Los objetivos relacionados al proyecto son los siguientes:

1. Validar los procesos de ingeniería de sistemas.
2. Validar los procesos de validación y verificación.
3. Validar los diseños de subsistemas desarrollados por la UNLP.

Los objetivos de la misión primaria son:

1. Demostrar el funcionamiento del sistema GNSS de la UNLP para su uso en navegación y determinación orbital.
2. Demostrar el funcionamiento del sistema GNSS de la UNLP para mediciones mediante la técnica de radio-ocultación GNSS (GNSS-RO).
3. Demostrar el funcionamiento del sistema GNSS de la UNLP para mediciones mediante la técnica de reflectometría GNSS (GNSS-R).

2.1.2. GNSS-RO y GNSS-R

La técnica científica *radio-ocultación GNSS* (o GNSS-RO) mide, de forma indirecta, la refracción de la señal emitida por satélites GNSS en la atmósfera. Dependiendo de la posición del receptor, se puede utilizar para estudiar características de las capas superiores de la atmósfera (por ejemplo, ionósfera) o de las capas inferiores (como la tropósfera). Las mediciones con GNSS-RO se conocen como “eventos” y suelen durar entre 30 y 90 segundos, aunque pueden tener duraciones mayores o menores. Estos eventos se predicen utilizando modelos de las constelaciones GNSS que se van a utilizar.

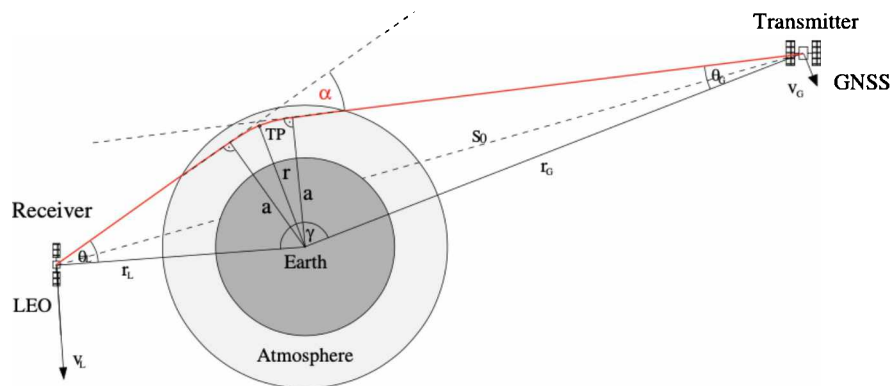


Figura 2. Esquema de las mediciones por radio-ocultación GNSS [2].

La *reflectometría GNSS*, o GNSS-R, es una técnica que hace uso de las señales de GNSS reflejadas en la superficie de la Tierra. Es un tipo de técnica científica con GNSS relativamente nueva, que recién se comenzó a demostrar en satélites hace poco más de una década.

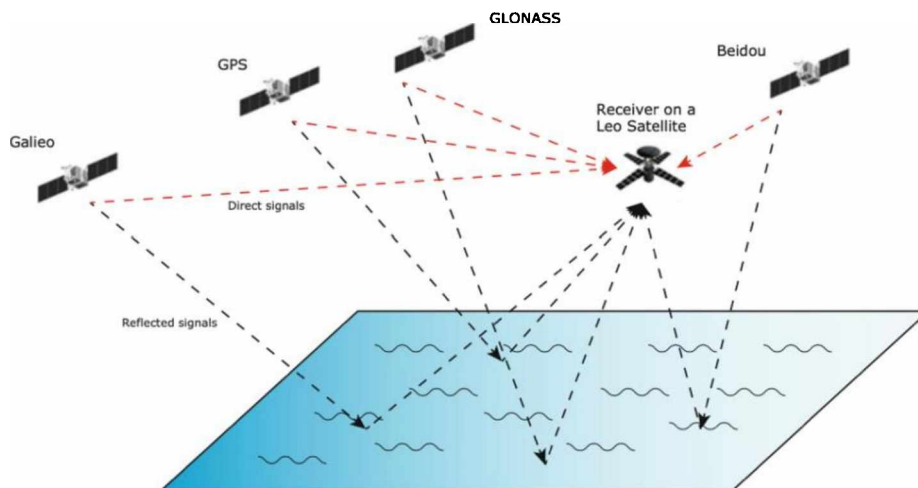


Figura 3. Esquema de las mediciones por GNSS-R [3].

En este modo, el receptor y el satélite GNSS emisor trabajan como un radar bi-estático (Figura 3). Se requiere contar con suficiente sensibilidad para tener un SNR (*Signal-to-Noise Ratio*) adecuado, dependiendo del tipo de procesamiento que se les realice a los datos. En el caso de la misión USAT I, esperamos que los datos sean procesados en tierra para evitar el requerimiento de contar con modelos de efecto Doppler del área que se esté observando.

2.1.3. Criterios de éxito

En la Tabla 1 se listan los criterios de éxito de la misión de USAT I. Estos solo están relacionados a la misión principal y no incluyen el funcionamiento de potenciales cargas útiles adicionales.

Tabla 1. Niveles y criterios de éxito de la misión de USAT I.

Nivel de éxito	Criterios
Mínimo	- Obtener datos de navegación del satélite, obtenidos a través del receptor GNSS.
Marginal	- Obtener una medición de GNSS-RO de, al menos, 30 segundos.
Funcional	- Vida útil de 30 días. - Obtener varias mediciones de GNSS-RO en áreas de interés de, al menos, 30 segundos. - Obtener una medición de GNSS-R legible.
Ideal	- Vida útil de 90 días. - Obtener varias mediciones de GNSS-RO en áreas de interés de, al menos, 90 segundos. - Obtener varias mediciones de GNSS-R legibles en áreas de interés.

2.2. Arquitectura de misión

La Figura 4 resume los distintos componentes de la arquitectura de misión.

Uno de los requerimientos de la misión es mantener la mayor flexibilidad posible en cuanto al sistema de lanzamiento y órbita. El segmento de vuelo se lanzará como carga útil secundaria y está siendo diseñado para ser compatible con la mayoría de los lanzadores operativos. Además, se consideran dos órbitas terrestres posibles para la misión dada la disponibilidad de lanzamientos: una órbita 400km x 400 km, 51° (similar a la Estación Espacial Internacional, *ISS*), o una de 600km x 600km, 98° (heliosincrónica).

Otro punto importante en la arquitectura de misión es el segmento terreno. Éste estará conformado por una estación principal, ubicada en la UNLP, y varias estaciones terrenas de apoyo, a determinar según la disponibilidad. Las operaciones estarán gestionadas por personal propio del proyecto.

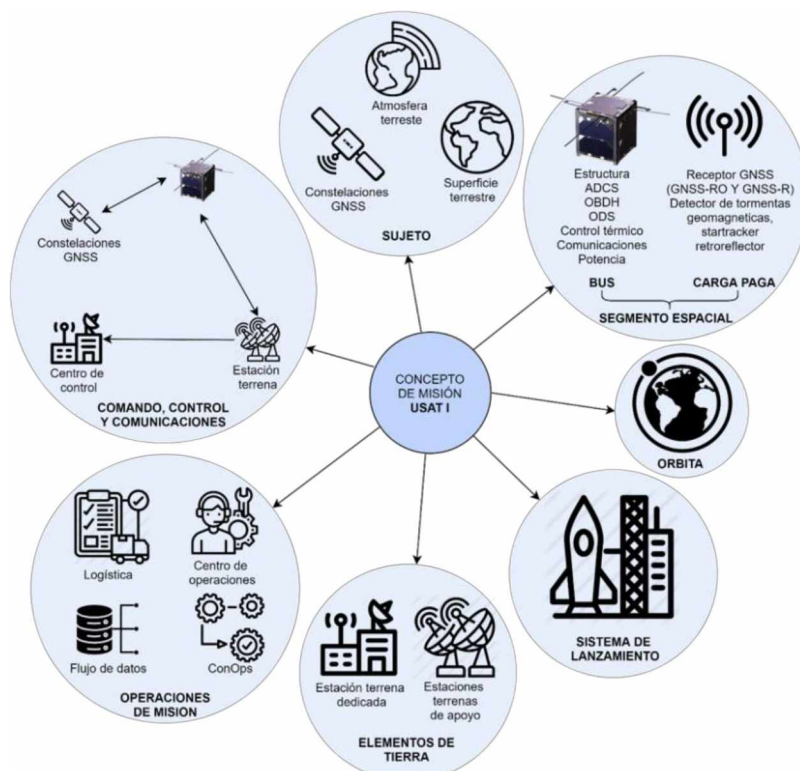


Figura 4. Arquitectura de misión de USAT I.

3. Segmento de vuelo

3.1. Características y requerimientos de alto nivel

USAT I, por requerimiento del programa, está planteado como un CubeSat ^[4]. Seguido de un análisis de viabilidad, se escogió el factor de forma de 3U, con medidas externas de 10 cm x 10 cm x 34 cm.

Además de contar con la base de especificaciones dadas por el estándar CubeSat ^[4], el proyecto sigue, a grandes rasgos, los siguientes requerimientos de alto nivel:

1. El sistema será diseñado siguiendo una filosofía de flexibilidad y compatibilidad con futuras misiones.
2. El sistema será desarrollado con diseños propios que tengan un tiempo de desarrollo menor a 1 año, cuando sea posible. En caso contrario, se utilizarán tecnologías comerciales (COTS o MOTS¹).
3. La masa máxima para la configuración del sistema 3U deberá ser de 5 kg.

3.2. Arquitectura del sistema

La Figura 5 muestra un diagrama de la arquitectura del segmento de vuelo para USAT I. A fin de reducir los riesgos, la arquitectura adoptará soluciones validadas y robustas donde sea posible.

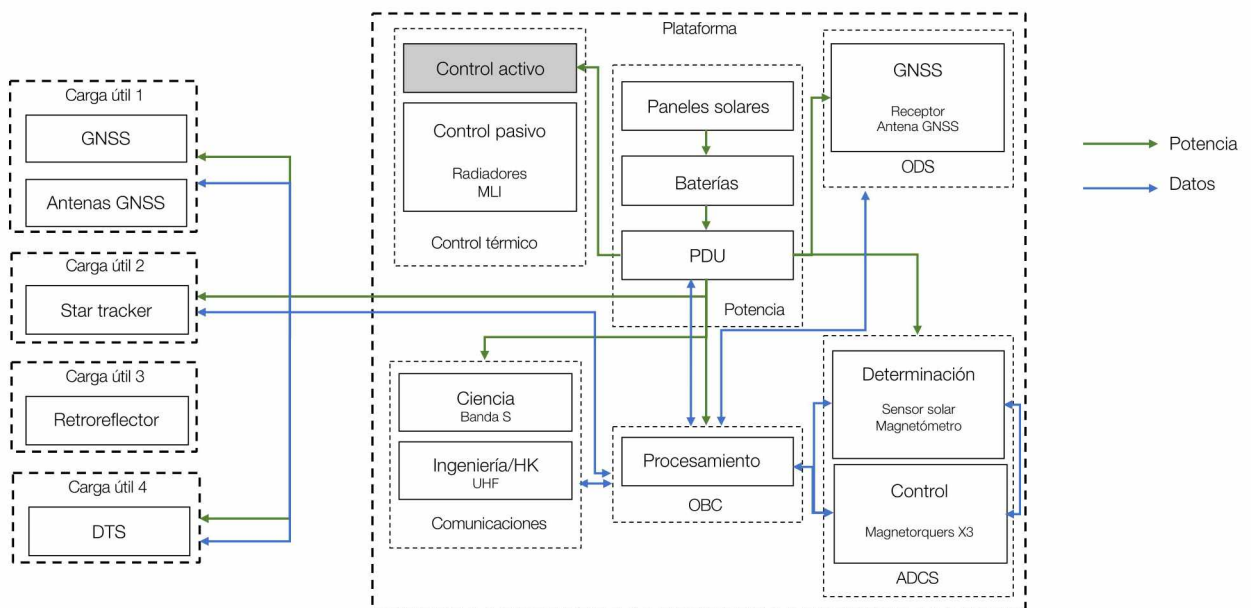


Figura 5. USAT I – Arquitectura del segmento de vuelo.

3.3. Carga útil principal

La carga útil principal será el receptor GNSS desarrollado por el grupo SENyT, de la Facultad de Ingeniería de la UNLP. Este receptor es doble frecuencia (L1 y L2) y doble constelación (GPS y GLONASS). La electrónica del receptor se diseñó para el estándar CubeSat, por lo que es compatible con el tipo de sistema que se está diseñando. Consta de una única bandeja y se estima una potencia de 2.5W.

¹ COTS = *Commercial Off-The-Shelf*, componentes que están disponibles comercialmente. MOTS = *Modified Off-The-Shelf*, componentes disponibles comercialmente que son modificados para un uso específico.

Las antenas completan el sistema GNSS. Estas antenas, además de ser compatibles con las frecuencias de las constelaciones GPS y GLONASS, deberán tener suficiente ganancia para lograr obtener datos utilizables, especialmente en el modo GNSS-R. Este fue el factor determinante para la elección de un factor de forma de 3U de CubeSat para el satélite.

3.4. Cargas útiles adicionales bajo estudio

Se están estudiando tres cargas útiles adicionales, que serán incorporadas al sistema en caso de demostrarse la compatibilidad. No se diseñará el satélite para estas cargas útiles, a menos que sean cambios menores (que no impacten en los costos o el cronograma). Las cargas útiles adicionales son:

1. Demostrador tecnológico de un *star tracker* (Centro de Investigaciones Ópticas, UNLP/ CONICET/CIC)
2. Retroreflector para laser ranging para determinación orbital de precisión (Observatorio Argentino-Alemán de Geodesia (AGGO), CONICET)
3. Demostrador tecnológico de instrumentación para detección de tormentas geomagnéticas (Grupo de estudiantes de las carreras de Ing. Aeronáutica y en Computación de la Facultad de Ingeniería, UNLP)

En caso de incompatibilidades, ya sean físicas o logísticas, estas cargas útiles serán consideradas para futuros satélites en el programa.

4. Programática

Habiendo completado la Revisión de Diseño Preliminar (PDR) en julio 2021, el proyecto se encuentra actualmente en la etapa de diseño preliminar y fabricación (Fase C). Se espera que la Revisión de Diseño Crítico (CDR) se lleve a cabo en diciembre 2021. Se espera que el satélite esté listo para lanzarse (Revisión de Preparación de Vuelo, o FRR) a fines de 2022. La Figura 6 resume las fases y revisiones del proyecto.

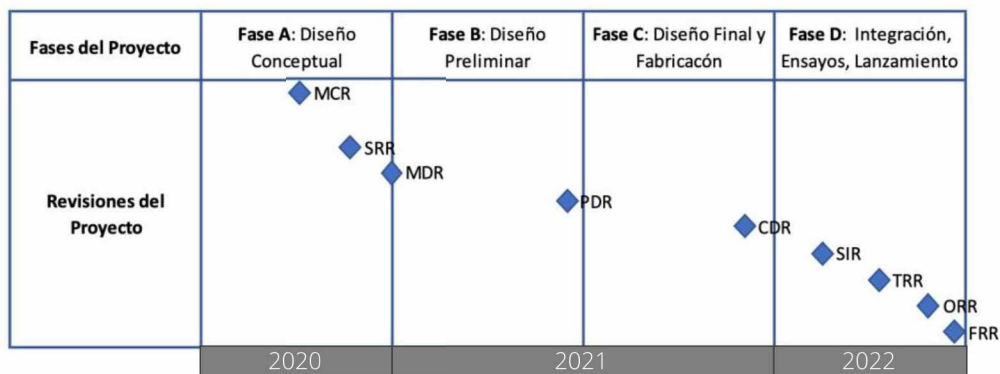


Figura 6. Cronograma de revisiones. La duración de las fases no está a escala. Las fases ya completadas aparecen en gris.

Referencias:

- [1] Carreno-Luengo, H. et al. (2016). 3Cat-2—An Experimental Nanosatellite for GNSS-R Earth Observation: Mission Concept and Analysis. *IEEE Journal of Selected Topics in Applied Earth Observations and Remote Sensing*, Volumen 9 (10), páginas 4540-4551.
- [2] Gobiet, A. et al. (2003) Advancements of GNSS Occultation Retrieval in the Stratosphere for Climate Monitoring. *EUMESAT Meteorol. Satellite Data Users Conference*.

- [3] Awange, J., Kiema, J. (2019) *Environmental Geoinformatics*.
- [4] The CubeSat Program – Cal Poly (2020) *CubeSat Design Specification (1U – 12U), Rev. 14*.