



# III CONGRESO DE INGENIERÍA ESPACIAL

Resumen  
de Ponencias



INSTITUTO DE LA INGENIERIA  
DE ESPAÑA





*“No hay mayor orgullo que  
defender la ingeniería en todos  
sus ámbitos, y ésta, la espacial  
es apasionante”*

D. José Trigueros Rodrigo

Presidente del Instituto de la Ingeniería de España



Edita:

**IIE, Instituto de la Ingeniería de España**

[www.iies.es](http://www.iies.es)

ISBN: 978-84-09-31948-0

Depósito Legal: M-20607-2021

Fecha de edición: junio de 2021

Diseño e impresión: Vicente Aparisi / Din Impresores

Portada: Monumento a los conquistadores del espacio en Moscú

Las opiniones emitidas en esta publicación son exclusiva responsabilidad del autor de la misma.

Los derechos de explotación de esta obra están amparados por la Ley de Propiedad Intelectual. Ninguna de las partes de la misma puede ser reproducida, almacenada ni transmitida en ninguna forma ni por medio alguno, electrónico, mecánico o de grabación, incluido fotocopias, o por cualquier otra forma, sin permiso previo, expreso y por escrito de los titulares del Copyright ©.

En esta edición se ha utilizado papel 100% libre de cloro procedente de bosques gestionados de forma sostenible.

# Índice

---

Índice de moderadores .....	6
Carta de la Presidenta del Comité del Espacio .....	7
Resumen General del Congreso de Ingeniería Espacial .....	9
Comunicaciones (Sesión 1A) .....	12
Comunicaciones / Navegación (Sesión 2A) .....	28
Observación de la Tierra (Sesión 1B) .....	35
Observación de la Tierra (Sesión 2B) .....	47
Lanzadores (Sesión 3A) .....	51
Lanzadores / Propulsión (Sesión 7A) .....	59
Basura espacial / Análisis de misión (Sesión 4A) .....	64
New Space I (Sesión 4B) .....	75
New Space II (Sesión 5B) .....	90
New Space III (Sesión 6B) .....	100
Electrónica (Sesión 5A) .....	106
Tecnologías HW/SW (Sesión 6A) .....	120
AOCS/GNC (Sesión 8B) .....	131
Ensayos / Industrialización (Sesión 7B) .....	144
Segmento terreno I (Sesión 9B) .....	153
Segmento terrano II / Varios (Sesión 10B) .....	159
Marte / Asteroides (Sesión 8A) .....	176
Marte (Sesión 9A) .....	194
Exploración / Varios (Sesión 10A) .....	206
Varios (Sesión 3B) .....	223
Conclusiones del III Congreso de Ingeniería Espacial .....	234

# Índice de moderadores

---

Miguel Ángel Fernández Gómez de Aranda (Sesión 1A) .....	12
Sergio Nadal Muñoz (Sesión 2A) .....	28
Juan Fernández-Pacheco (Sesión 1B) .....	35
José Antonio Viceira Martín (Sesión 2B) .....	47
Víctor Rodríguez Núñez (Sesión 3A) .....	51
Enrique Domingo Villaverde (Sesión 7A) .....	59
Adelaida García Magariño (Sesión 4A) .....	64
Diana Pueyo Brochard (Sesión 4B) .....	75
Maite Meijide Montes (Sesión 5B).....	90
Laura González Llamazares (Sesión 6B) .....	100
Víctor Rodrigo Núñez (Sesión 5A) .....	106
José Alfonso Pérez Giménez (Sesión 6A).....	120
Ismael Embarek Hernández (Sesión 8B) .....	131
Sergio Nadal Muñoz (Sesión 7B) .....	144
Javier Barandiarán Mancheño (Sesión 9B) .....	153
Sergio Nadal Muñoz (Sesión 10B) .....	159
Javier Gómez Elvira (Sesión 8A) .....	176
José Antonio Viceira Martín (Sesión 9A) .....	194
Javier Gómez Elvira (Sesión 10A) .....	206
Adelaida García Magariño (Sesión 3B) .....	223

# Carta de la Presidenta del Comité del Espacio del Instituto de la Ingeniería de España

---

Queridos lectores,

Toda historia tiene un comienzo. Ésta empieza en el 2014, a la vuelta de un congreso, donde me di cuenta de la necesidad de unificar en un mismo evento, el ámbito de la Industria, la Universidad y la Investigación. Además, aquí en España, a pesar de tener una historia espacial de más de 50 años y consolidada, no teníamos un evento donde todos los participantes del ámbito espacial se reunieran y compartieran sus avances tecnológicos y científicos

¡Había que hacer algo!

Y así comenzó la aventura que nos ha llevado a este momento.

Un primer Congreso de Ingeniería Espacial, organizado en el 2015, bajo el amparo del Colegio Oficial de Ingenieros Aeronáuticos de España, donde un pequeño equipo de personas, organizamos varias jornadas donde se vieron los avances y el estado del arte espacial.

En el 2017, un segundo Congreso de Ingeniería Espacial, que gracias a la aceptación general y al entusiasmo de más ingenieros, dio como resultado la creación del Comité del Espacio en el Instituto de la Ingeniería de España.

La colaboración, el trabajo en equipo y el haberse unido las diferentes ramas de la ingeniería bajo la figura del Comité del Espacio en el Instituto de la Ingeniería de España, ha hecho que este congreso haya mejorado y se haya consolidado, llegando a un mayor número de personas.

Esta tercera edición, que inicialmente se iba a desarrollar presencialmente, debido a la pandemia COVID-19, ha tenido lugar de forma totalmente online. A pesar de este contratiempo, que parecía una desventaja, el haberlo realizado online, ha permitido ampliar el congreso a un mayor número de personas y de países.

Este pequeño ejemplo, el poder haber organizado y realizado todo el congreso online, pone de manifiesto que la ingeniería, la técnica y la ciencia son fundamentales para el progreso de nuestra sociedad, de hacernos mejores personas, siendo más comprometidos con los objetivos de desarrollo sostenible. Y es ahí donde la ingeniería lo tiene todo para aportar. Es fundamental despertar éstas vocaciones en los más jóvenes, hombres y mujeres ya que la ingeniería y la ciencia son el motor y el futuro de un país.

Aún queda mucho camino por recorrer, donde poder ir aprendiendo y a la vez disfrutando. En este primer paso dado, es importante poder hacer llegar a la sociedad, compartir y hacer accesible los avances en diferentes ámbitos necesarios para el desarrollo espacial, la ingeniería, la ciencia, la me-



dicina, el derecho, la economía... ¿y hasta el arte? y ver que este mundo, el espacial, se nutre de un gran número de profesionales diferentes, donde el trabajo en equipo es fundamental.

Al lanzar la mirada a las estrellas, al firmamento, es imposible no sentirse abrumado por la inmensidad del cosmos y sentirse apasionado por el espacio, su fuerte acción motivadora e inspiradora, hace que la naturaleza humana por la exploración sea cada vez mayor, haciendo que queramos inventar, idear, ingeniar, entender cómo funciona todo y ver cómo podemos llegar ahí, cada vez más lejos, al espacio y a otros planetas, conviviendo en armonía. Y eso es lo que nos debe mover hacia... delante.

Quiero dar las gracias a todos mis compañeros que han compartido conmigo esta aventura especial y espacial. Mi más sincero agradecimiento al Instituto de la Ingeniería de España por acoger la tercera edición del Congreso de Ingeniería Espacial, asimismo mi mayor agradecimiento al Colegio Oficial de Ingenieros Aeronáuticos por haber hecho posible las dos primeras ediciones del congreso y patrocinar esta tercera edición.

Agradecer a la casa Real, a su majestad el Rey Felipe VI, por haber aceptado ser el Presidente de Honor de este congreso, y al señor Ministro de Ciencia e Innovación de España, y astronauta español, don Pedro Duque por participar en la inauguración y en las anteriores ediciones.

Agradecer a todo el equipo del Instituto de la Ingeniería de España, y a todos los que habéis participado como ponentes en las diferentes sesiones del congreso y en la mesa redonda, y especialmente al público que nos ha estado siguiendo desde más de 20 países.

Y mi mayor agradecimiento y cariño a todos los miembros del Comité del Espacio y a los moderadores de las diferentes sesiones, que sin su trabajo personal este congreso no hubiera sido posible.

Y ahora espero que podáis disfrutar de este primer libro de abstracts extendidos, con los últimos avances en el ámbito espacial, y bajo nuestro lema “El espacio, nuestra última frontera”. Seguiremos, adelante.

Un abrazo,

Isabel

Isabel Vera Trallero

Presidenta del Comité del Espacio del IIE

# Resumen del III Congreso de Ingeniería Espacial

---

En esta tercera edición online del Congreso de Ingeniería Espacial, su Majestad el Rey Felipe VI ha aceptado la Presidencia de honor del congreso, así mismo, durante la inauguración, se ha podido contar con el Ministro de Ciencia e Innovación de España, y astronauta español, Don Pedro Duque, así como de Don Álvaro Giménez Cañete, antiguo Director de Ciencia de la Agencia Espacial Europea.

Además, se han realizado casi cien presentaciones por profesionales de centros públicos de investigación, empresas, universidades, y empresas emergentes (start-ups), que han permitido conseguir más de un millar de registrados de veinte países, siguiendo el congreso durante las diferentes sesiones grabadas. Además, se ha realizado una mesa redonda sobre “Espacio, ODS y el impacto del COVID-19”, donde se ha constatado la resiliencia y el carácter esencial del sector espacial y su importancia en la consecución de los Objetivos de Desarrollo Sostenible.

A lo largo de todas las presentaciones y sesiones se han abordado temas como:

- las comunicaciones, casi dos sesiones, un elemento fundamental de uso diario y esencial durante la pandemia COVID-19, la tecnología 5G o el Internet de las Cosas (IoT).
- la observación de la Tierra, también con dos sesiones mostrando desarrollos ópticos de cámaras propiciados por el New Space y sus aplicaciones como la prevención temprana y gestión de ayuda ante grandes catástrofes naturales, la monitorización y observación de la Tierra para la vigilancia meteorológica, el control del cambio climático y el desarrollo sostenible.
- Las posibilidades de la navegación espacial, gestión del tráfico aéreo, técnicas de posicionamiento preciso de automóviles o la propia gestión del tráfico espacial
- Dos sesiones sobre lanzadores y propulsión, el diseño de una propulsión eficiente y los lanzadores, para tener soberanía en los lanzamientos como en el Ariane VI y otros que nos garantizan un acceso democrático al espacio, necesario para un desarrollo del New Space.
- Se ha hablado sobre la basura espacial y su retirada, sus efectos y posibles soluciones para garantizar un ecosistema espacial sostenible.
- Estudios de análisis de misión, ensayos, la industrialización, equipos electrónicos, hardware, software, subsistemas espaciales: el guiado, la navegación y el control, el subsistema térmico y el segmento terreno.
- Se ha dejado volar la imaginación para inspirarnos en las próximas misiones de exploración planetaria: en Marte, en la Luna, los Asteroides, en Júpiter y sus Lunas, los futuros retos espaciales y sus necesidades. Ámbitos como la producción de plantas o los futuros entornos verdes. Se ha demostrado la necesidad de colaboración entre diferentes ramas de la ciencia (biología, geología, la futura agricultura...), se ha abordado la posibilidad de explorar océanos bajo capas heladas mediante posibles submarinos espaciales.

- Finalmente se han realizado tres sesiones dedicadas al “*NewSpace*”: el nuevo paradigma del “*upstream*” fruto de la estandarización de los elementos (cubesat, el uso de los componentes “*Comercial off the shelf*”, la nanotecnología...) que da lugar al abaratamiento de los costes y brinda un mayor número de posibilidades y productos, a la vez que amplía los mercados.

Todo esto junto a la participación de la industria y profesionales en misiones espaciales internacionales relevantes, *Keops*, *Exomars*, *Copernicus*... por lo que se puede concluir que la ingeniería española está a lo largo de toda la cadena de valor, y participando en un gran número de misiones.

El Comité del Espacio cree que este congreso ha servido para poner de manifiesto los objetivos previos del mismo:

- Visibilizar los desarrollos en I+D+I y dar a conocer la participación y las capacidades españolas y la de nuestros profesionales en misiones y proyectos nacionales e internacionales, permitiendo una evaluación de la situación actual del sector.
- Promover el contacto y la colaboración entre los diferentes actores nacionales e internacionales involucrados en el desarrollo de los programas y de la tecnología espacial.
- Aumentar el interés en el sector espacial. Fomentar la interrelación de la ingeniería y otros campos profesionales en las posibles aplicaciones del sector espacial.
- Y comenzar a vislumbrar unas líneas tecnológicas de interés estratégico para España.

Especial mención a los patrocinadores del III Congreso de Ingeniería Espacial:

AMIC, GMV, INTA, COIAE, CRISA, ENAIRE, HISDESAT, HISPASAT, ISDEFE, SENER, CITD, HYDRA-SPACE, IENAI, MADRIDSPACE, y SOLARMEMS.



Instituto de la Ingeniería de España  
Madrid - España  
27, 28 y 29 de octubre del 2020



## Gracias a nuestros Patrocinadores Oficiales:

© 2019 by SIVEB

### Categoría PLATINO



### Categoría GOLD



### Categoría SILVER



### Categoría MINI



# When my Quantum is not your Quantum... Not All Quantum is the same

Jose Pizarro de la Iglesia<sup>1</sup>, 1European Space Agency (jose.pizarro@esa.int)

<sup>1</sup>Universidad Carlos III de Madrid (UC3M). Avda. Universidad 30, 28911. Leganés. (icarnoto@ing.uc3m.es junevado@ing.uc3m.es),

<sup>2</sup>Ingeniería de Sistemas para la Defensa de España (ISDEFE). Calle Beatriz de Bobadilla, 3. 28040. Madrid.

**Abstract:** Quantum is a word that is being used in a variety of Areas. BUT it does not always mean the same thing.

This paper/presentation will show a high level view of the various Quantum technologies being investigated for use in the space domain and how they are not the same.

The presentation will provide a basic primer in Quantum Computing and Cryptography.

It will give a simple explanation of the technologies and applicable areas highlighting the European Space Agency's involvement..

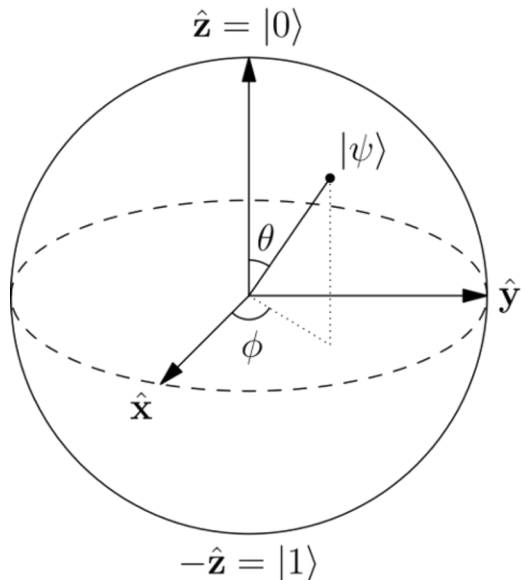
**Introduction:** These days it seems that the word Quantum is used everywhere, from Quantum Coffee[1] to washing powders. The reader may be given to think as this is a presentation from the Europea Space Agency that is may cover Quantum space drives and quantum Leaps. Unfortunately that is not yet quite the case and the areas we are focused on are in the realm of Space infrastructure support for Quantum communications, computing and key distribution.

**Quantum Primer:** In order to understand the opportunities that the quantum domain offers it is necessary to cover a few basic concepts that form the building blocks of the field.

**Q-Bits:** These can be considered to be the quantum equivalent to the classical bit of (0-1) but are a unit that holds a value between zero and one over a bloch sphere. Formally “the Bloch sphere is a geometrical

representation of the pure state space of a two-level quantum mechanical system (qubit)”[2]

The qubit states are represented by a pure state  $|\psi\rangle$  of a two-level quantum system written as a superposition of the basis vectors  $|0\rangle$  and  $|1\rangle$ , where the coefficient or amount of each of the two basis vector is a complex number.[2]



■ Figure 1 The Bloch sphere, a geometrical representation of a two-level quantum system (Source [3])

**QCard Tricks:** One of the hardest concepts to get a grasp on is the one of Quantum entanglement.

Regrettably this is also a foundation stone for how things can work. This paper will not try to explain it but with the aid of a few plain cards we can use an analogy to show that it does not involve black magic or faster than light communication.

### World worst card trick 1 (Entanglement):



1. Take two cards
2. Turn them over and shuffle them.(Entangle
3. Place each card into a separate envelope
4. Send one to Mar and the other to Earth.

Now we have no way to know the contents of either envelope. i.e. the envelope represents our Qubit with a value of the card inside. [4]

5. Open the Mars Qubit/Envelope
6. By knowing the value of the Mars Qubit we instantly “Faster than light” Know the value of the Earth Qubit

It should be obvious to the reader that there was no strange communication between the states and the act of opening the envelope did in fact collapse the probability value of the contents of the other envelope.

This analogy whilst not explaining the real complexities in real Qubit entanglement does allow us to understand the meaning of the phrase.

*When to measure one entangled qubit you can deduce the properties of its partners*

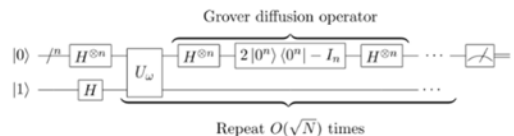
### Quantum Computing : Entanglement card trick 2 [5]



We can demonstrate how a Quantum Computer benefits from the power of Qubit Entanglement in a simulation of the hustler card game – Find the lady .

The goal is to find the Queen of Hearts. In the normal world this would take a human on average

2 ¼ turns [5]. Now if we program the values of the cards as 4 qubits in a Quantum Computer the following happens. Prior to requesting the computer to select a Qubit ( card) it entangles the 4 qubits together and randomises the order. What this means is that when it selects a card it ALWAYS selects the Queen of Hearts on its first try. It does this through the use of Grover’s Search Algorithm [6].



■ Figure 2 Quantum circuit representation of Grover’s algorithm[7] source:[6] Bender2k14)

**Quantum Computing Opportunities :** Grover’s Algorithm [6] and Shor’s Algorithm[7] present a glimpse in to the potential power that Quantum computing represents.

- Simulations of the quantum world
- Optimisation problems
- Machine learning
- Database search  $\sqrt{N}$
- Cataloguing and identificatio
- Solving Numerical hard problems
- Factorisation of primes (Quantum threat)

The last bullet point focuses our attention on what has been called the Quantum Threat of QC (Quantum Computing). The large majority of today’s Cryptography relies on the premise that *Factoring Prime numbers* is considered a “Hard” problem. Shor’s Algorithm shows this not to be the case but it also demonstrates that QC is not a “faster” computer but a different way to approach mathematical problems.

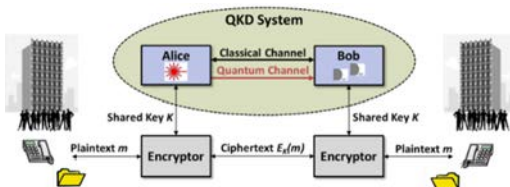
It can be viewed that QC is a threat to today’s communication but as always there are two sides to this

coin. Quantum Technologies are also driving the way to more secure communications.

### Quantum Key Distribution:[8]

Allowing the secure exchange of keys between two parties via a protocol implementing a BB84 [9][10] type interface.

- Remember *the World Worst Card trick*
- *Prepare and measure protocols*
  - Prepare a Qubit
  - Act of measurement of an unknown quantum state changes that state.
  - Detect any eavesdropping given a noise threshold
  - *Entanglement based protocols*
  - Measurement on one object affects the other.
  - Entangled pair shared between two parties
  - Intercepting either object alters the overall system
  - Changed System reveals EVE ( eavesdropper )



■ Figure 3 How to Use QKD (source Creative Commons Licence)

**Note: Using QKD does NOT Protect data! Is only allowing the secure exchange of keys between parties**

Although QKD is Informationally theoretically secure the current key rate possible means that we cannot generate enough key material to make one time pads practical in the current world.

### PQC – Post Quantum Cryptography:

The looming threat to prime number based cryptography has forced the community to revisit the staples of cryptography and come up with new stronger algorithms based on mathematical problems that are also

hard for QC as well as classical computing. Post-quantum cryptography shall be secure against both quantum and classical computers, and interoperate with existing communications protocols and networks.[12]

**QCI & ESA:** ESA is currently working on refining the technologies that could be used to support Quantum Communications Infrastructure (QCI) incorporating Space Infrastructure. QCI will support at first QKD and later on Quantum Internet.[13][14][15]

### QCI: User requirements

- High key rate (both: bits/s and *average bits/year*)
- *Geographic coverage (Europe, overseas regions, worldwide)*
- *Security requirements (e.g. trusted nodes; certification complexity for space/ground segment)*
- *Ground terminal number, size and complexity*
- *Suitability for non-QKD QCI services (quantum sensors, timing, quantum computers)*

### SAGA part of EuroQCI

EuroQCI is targeting a fully operational system based on user requirements for governmental user in the EU. SAGA was created to be a component in the EuroQCI Initiative. The ESA SAGA project will design, develop and validate the EuroQCI space segment.

SAGA and EuroQCI will provide cryptographic keys to protect communication systems of European institutions and critical infrastructures.

### The SAGA program shall

- Support Member State Quantum Communications Infrastructure
  - Development and Research
  - Quantum communication services
  - QKD use cases
- Validation of the required technologies
- Understanding operational concepts
- Demonstrate the integration into the terrestrial infrastructure



■ Figure 4 EuroQCI and Space Concept

### KQD Activities at ESA:

2003 Accommodation of a Quantum Communication Transceiver in an Optical Terminal

2004 Quantum Information and Quantum Physics in Space: Experimental Evaluation

2008 Photonic Transceiver for Secure Space Communications

2009 Entangled Photon Source For Quantum Communication 1

2009 Entangled Photon Source For Quantum Communication 2

2010 Introduction of Quantum Communication in Satellite Communication Networks

2011 Experimental Evaluation of Quantum Teleportation for Space Systems

2012 Applications of Optical-Quantum Links to GNSS

2014 Photonic Transceiver for Secure Space Communications: New Space Suitable Entangled Photon Source

2015 Ground Segment Development for LEO to Ground Quantum Communication

2017 Space Quest Phase A/B

2018 QUARTZ: Quantum Cryptography Telecommunication System

2018 Use of secure optical communication technologies to protect European critical infrastructure 1

2018 Use of secure optical communication technologies to protect European critical infrastructure 1

2018 QKDSAT

2019 Quantum key distribution protocols for space applications

+ internal studies and activities

### References:

[1] Quantum Coffee [www.quantumcoffee.io](http://www.quantumcoffee.io)

[2] [https://en.wikipedia.org/wiki/Bloch\\_sphere](https://en.wikipedia.org/wiki/Bloch_sphere).

[3] Author Glosser.ca [https://commons.wikimedia.org/wiki/File:Bloch\\_Sphere.svg](https://commons.wikimedia.org/wiki/File:Bloch_Sphere.svg)

[4] Two coins entangled always show same as other

<https://www.youtube.com/watch?v=z1GCnycbMeA>

[5] <https://blog.adafruit.com/2016/05/17/ibms-quantum-experience-quantum-computing-in-the-cloud/>

[6] [https://en.wikipedia.org/wiki/Grover%27s\\_algorithm](https://en.wikipedia.org/wiki/Grover%27s_algorithm)

[7] [https://en.wikipedia.org/wiki/Shor%27s\\_algorithm](https://en.wikipedia.org/wiki/Shor%27s_algorithm)

[8] [https://en.wikipedia.org/wiki/Quantum\\_key\\_distribution](https://en.wikipedia.org/wiki/Quantum_key_distribution)

[9] <http://researcher.watson.ibm.com/researcher/files/us-bennetc/BB84highest.pdf>

[10] Charles H. Bennett, Gilles Brassard

### QUANTUM CRYPTOGRAPHY: PUBLIC KEY DISTRIBUTION AND COIN TOSSING

International Conference on Computers, Systems & Signal Processing Bangalore, India December 10-12, 1984

[11] <https://csrc.nist.gov/projects/post-quantum-cryptography>

[12] [https://issuu.com/tudelft-mediasolutions/docs/quantum\\_magazine\\_june\\_2019](https://issuu.com/tudelft-mediasolutions/docs/quantum_magazine_june_2019)

[13] <https://qutech.nl/research-engineering/quantum-internet/>

[14] [https://www.esa.int/Applications/Telecommunications\\_Integrated\\_Applications/European\\_quantum\\_communications\\_network\\_takes\\_shape](https://www.esa.int/Applications/Telecommunications_Integrated_Applications/European_quantum_communications_network_takes_shape)

[15] [https://www.esa.int/ESA\\_Multimedia/Videos/2019/04/Ultra-secure\\_communications\\_via\\_SAGA#.X796vATG-uo.link](https://www.esa.int/ESA_Multimedia/Videos/2019/04/Ultra-secure_communications_via_SAGA#.X796vATG-uo.link)



### Video References:

[https://www.youtube.com/watch?v=g\\_IaVepNDT4](https://www.youtube.com/watch?v=g_IaVepNDT4)

See document(s): watch

<https://www.youtube.com/watch?v=IOYyCHGWJq4>

<https://www.youtube.com/watch?v=lypnkNm0B4A>

<https://www.youtube.com/watch?v=pNTMYNj2Ulk>

<https://www.youtube.com/watch?v=ARWBdfWpDyc>

<https://singjupost.com/quantum-computing-explained-in-10-minutes-shohini-ghose-transcript/>

<https://www.youtube.com/watch?v=z1GCnycbMeA>

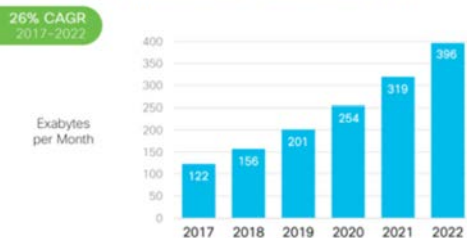
<https://www.youtube.com/watch?v=QeUMFo8sODk>

# Evolución de las comunicaciones espaciales desde el punto de vista de un operador de satélite

Pedro Pintó Marín, Head of Broadband Services, Hispasat, pppmarin@hispasat.es

**Introducción:** Estamos viviendo un momento disruptivo en el sector de las telecomunicaciones en general y en el aeroespacial en particular, fundamentalmente en tres ámbitos. En primer lugar, en la demanda de los usuarios y las aplicaciones que utilizan, como son la explosión de los servicios en “cloud”, el video de ultra alta definición en 4K, la televisión no-lineal, la realidad aumentada etc. En 2017 el tráfico IP global fue de 122 Exabytes (EB) por mes; en el año 2021, dicho tráfico se habrá multiplicado por 3 llegando a los 319 EB por mes [Figura 1], donde el video será el 82% de todo el tráfico. Para entender estas magnitudes, 5 EB ya contienen todas las conversaciones de la historia de la humanidad y se necesitarían 5 millones de años para ver todo el contenido de video que cruzan las redes en cada mes. Sin embargo, a pesar de estos datos tan espectaculares más de la mitad de las personas en el mundo (3900 Millones) siguen sin estar conectadas, por lo que no sólo habrá que resolver el problema de la gran demanda de datos sino también el de la gran brecha digital que aún sigue existiendo.

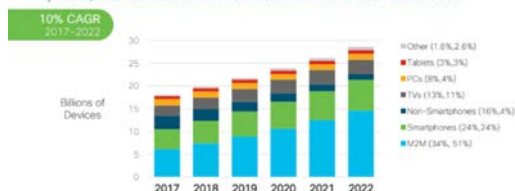
**Global IP Traffic Growth**  
Global IP traffic will increase 3-fold from 2017 to 2022



■ Figura 1. Dispositivos globales y crecimiento previsto. Fuente: Cisco

En segundo lugar, las redes terrestres se deben preparar para el gran número de dispositivos que aparecerán. En concreto en 2021, el número de dispositivos conectados a la red será 3 veces mayor que toda la población llegando a una cifra de 27 billones [Figura 2], incluyendo conexiones M2M o “Machine to Machine” y smartphones, superando estos últimos claramente al uso a través de PCs tradicionales.

**Global Device/Connection Growth by Type**  
By 2022, M2M connections will be more than half of total connections



■ Figura 2. Dispositivos globales y crecimiento previsto. Fuente: Cisco

Las conexiones M2M son las que van a predominar conformando lo que denominamos Internet de las cosas (IoT). En pocos años, aparecerán miles de millones de sensores en carreteras, semáforos, de condiciones ambientales, en vehículos etc que lograrán que se hagan realidad muchos proyectos como el coche autónomo y conectado, harán más eficiente el consumo de energía, agua y en general mejorarán la calidad de vida de las personas. Para ello se está definiendo el nuevo standard 5G que propone velocidades por usuario del orden de Gbps, retardos en las comunicaciones de pocos milisegundos (como una red de área local), y ubicuidad, es decir, poder ofrecer el servicio en cualquier punto del globo terrestre. Estos tres requisitos son muy

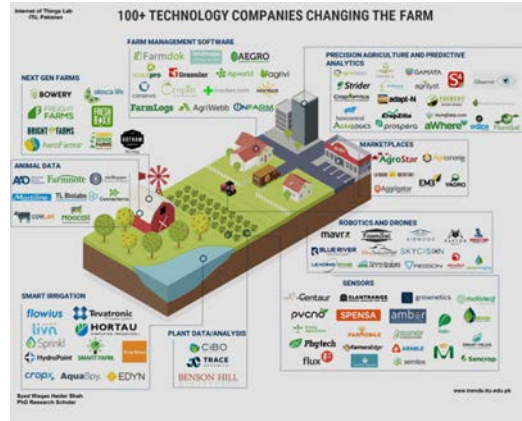
complicados de cumplir basándose sólo en tecnología terrestre y por ello este estándar permite la integración con otras tecnologías como la satelital.

Finalmente, el tercer ámbito disruptivo lo encontramos en las infraestructuras de los Sistemas de Satélites. Los sistemas de satélites geoestacionarios tradicionales en banda Ku, es decir los satélites GEO, han evolucionado a satélites de gran capacidad que la han multiplicado por un factor de dos órdenes de magnitud. Actualmente se está llegando a capacidades de varios cientos de Gbps por satélite. Incluso ya se está pensando en una siguiente generación de este tipo de satélites que lograrán llegar al Terabit por segundo. Por otro lado, están apareciendo decenas de proyectos de mega-constelaciones de satélites en órbita baja o LEO a 600 Km de la tierra, que mejoran el retardo en las comunicaciones al estar más cerca de ella y que están promovidos por nuevos actores, diferentes de los operadores de satélite tradicionales.

**Localización de la demanda de comunicaciones:** Antes de diseñar una infraestructura de comunicaciones de futuro, no sólo debemos preguntarnos la capacidad y prestaciones requeridas sino también donde se va a producir la demanda de los usuarios tanto a medio como a largo plazo. Si el principal aumento de conexiones va a realizarse en las conexiones M2M y en los móviles, nos hace suponer que la demanda va a incrementarse en gran medida en los entornos suburbanos e incluso rurales, es decir fuera de las ciudades. En ese sentido la demanda va a empezar a tener un valor considerable en sitios donde la mayoría de la población no reside. Esto junto con la necesidad de resolver la problemática de la brecha digital, proporciona una gran oportunidad a las comunicaciones satelitales para que puedan complementar a las soluciones terrestres gracias a uno de sus puntos fuertes: la ubicuidad.

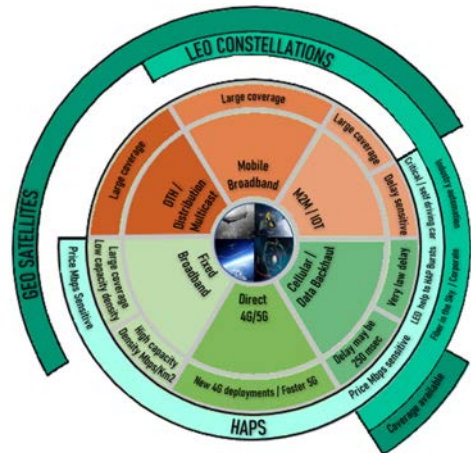
En el caso concreto de las conexiones M2M aparecerán multitud de sensores y nuevas aplicaciones en carreteras, tendidos eléctricos, hospitales y/o centros de salud remotos, cultivos, granjas (ver Figura 3) etc. Las necesidades de conectividad en general requerirán poco ancho de banda por sensor, pero en algunos casos será necesario un gran ancho de banda como el caso

de drones, transmisión de video, subidas y/o descargas masivas de datos desde la fábrica “digital” etc.



■ Figura 3. Aplicaciones de conectividad en la granja. Fuente: Internet of Things Lab ITU, Pakistán

**El futuro de las comunicaciones espaciales:** para poder acometer todos los retos en cuanto a ubicuidad, ancho de banda y retardo de la señal requeridos, pensamos que las comunicaciones satelitales evolucionarán a lo que desde Hispasat denominamos “comunicaciones en el cielo”, las cuales serán proporcionadas por una combinación de infraestructuras no terrestres que complementarán al modelo tradicional de satélites Geoestacionarios, tal y como se muestra en el siguiente gráfico .



■ Figura 4. Verticales presentes y futuras e infraestructuras óptimas asociadas. Fuente: Hispasat

En primer lugar, los satélites Geoestacionarios están incrementando su capacidad y flexibilidad evolucionando hacia dos modelos: los VHTS (Very High Throughput Satellites) donde se prioriza la máxima capacidad que se pueda proporcionar llegando al orden de Tbps y por tanto obteniendo un coste de Mbps / mes muy bajo, a costa de una inversión inicial muy elevada. El segundo modelo sería el concepto de satélite digital flexible donde la capacidad alcanzable es menor (100-200 Gbps) pero que dispone de tanta flexibilidad que puede ser incluso configurado en órbita. Esto es fundamental para que el Satélite se pueda adaptar a la demanda que vaya surgiendo durante los 15 largos años de su vida útil. Asimismo, es importante para reducir costes ya que se podría disponer de un estándar de Plataforma de satélite común para todos los proyectos independientemente del operador que lo explote, mejorando y optimizando de esta forma, la industrialización de los equipos, Subsistemas y los procesos de integración del satélite.

En segundo lugar, las constelaciones de satélites LEO o de baja órbita, pueden alcanzar todo el globo terrestre dotando de comunicaciones de bajo retardo y del orden de 30 msecs como principal ventaja. Sin embargo, hay dos barreras principales que habrá que solventar: la elevada inversión requerida del orden de Billones de dólares para poder ofrecer el primer bit desde el espacio ya que la constelación debe estar desplegada en su gran mayoría para que no haya huecos de cobertura y disponibilidad del servicio. Adicionalmente, el coste del terminal de usuario ya que debe ser un terminal que disponga de tracking a los satélites al no permanecer éstos quietos respecto al observador terrestre como los Satélites GEO, y por tanto en principio será mas caro que el terminal fijo tradicional.

En tercer lugar, se está analizando el uso de HAPS (High Altitude Platforms), que son aeronaves que se sitúan a 20 Km de la tierra en la Estratosfera y que podrían tener misiones parecidas e incluso complementarias a los satélites GEO y LEO. Uno de los motivos para elegir la Estratosfera es evitar las turbulencias y altas velocidades del viento, ya que en esta capa se alcanzan sus mínimos; de esta forma la energía necesaria para mantener los HAPS en el aire, será la mínima posible. Otro motivo importante es situarse por encima de las

Jet stream o corrientes existentes entre 10 y 15 Km. así como de las rutas de los vuelos comerciales. En cualquier caso, las principales ventajas de esta tercera infraestructura están derivadas de su cercanía a la tierra. Permiten un retardo muy bajo en las comunicaciones con posibilidad de cumplir el requisito de 1 mseg. del 5G. Adicionalmente se obtiene una gran mejora de los balances de enlace que incluso hacen posible que puedan servir de repetidores o estaciones base de 4G/5G. Finalmente su flexibilidad, ya que pueden cambiar la zona de cobertura fácilmente trasladándose a través de la estratosfera, así como cambiar la misión o actualizarla mediante la actualizando del Hardware en tierra durante las tareas de mantenimiento.



■ Figura 5. Evolución de las comunicaciones espaciales: Comunicaciones desde el Cielo. Fuente: Hispasat

**Conclusión:** La sociedad cada vez demanda más ancho de banda, pero también más y mejores servicios con bajo retardo y ubicuidad, con nuevas verticales y por tanto las infraestructuras de comunicaciones se deben adecuar para poder satisfacer estas necesidades presentes y futuras.

En ese sentido las infraestructuras satelitales deben hacer lo mismo y disponen de una gran oportunidad de complementar a las terrestres para completar la oferta necesaria; incluso debido a las amplias coberturas que ofrecen, podrían ser un factor decisivo en la reducción de la brecha digital.

Sin embargo, para acometer este reto, las arquitecturas tradicionales de satélites GEO en banda Ku, deben evolucionar a satélites GEO de gran capacidad VHTS en bandas Ka, e incluso superiores como Q/V, así como a satélites digitales flexibles que permitan su reconfiguración en órbita y una estandarización de la Plataformas para abaratar sus costes. Adicionalmente se debe contar con satélites y constelaciones LEO y con HAPS

con el fin de reducir el retardo de las comunicaciones para las aplicaciones críticas y disponer de la solución mas adecuada para cada tipo de vertical.

Finalmente, aunque todas estas infraestructuras inicialmente funcionan por separado y de forma independiente, una siguiente fase sería su interconexión con el fin

de formar una red de comunicaciones en el espacio o “space internet”. Esto esta siendo analizando en proyectos incipientes como por ejemplo Hydron dentro de la Agencia Espacial Europea, en los que Hispasat está participando.

# Emulador de un sistema de comunicaciones cuántico

I. Carnoto<sup>1</sup>, J. Nevado<sup>1</sup>, P. Fajardo<sup>1</sup>, J. Cabrero<sup>2</sup>, E. García<sup>1</sup>

<sup>1</sup> Universidad Carlos III de Madrid (UC3M). Avda. Universidad 30, 28911. Leganés. (icarnoto@ing.uc3m.es junevado@ing.uc3m.es),

<sup>2</sup> Ingeniería de Sistemas para la Defensa de España (ISDEFE). Calle Beatriz de Bobadilla, 3. 28040. Madrid

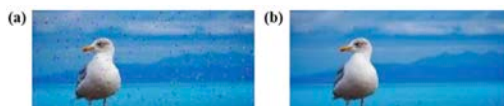
**Introducción:** En este estudio emulamos la transmisión de información cifrada por medio de un protocolo de criptografía cuántica, a través de fibra óptica, utilizando un sistema de comunicaciones clásico y uno cuántico, tomando en cuenta el efecto del ruido térmico y la atenuación de la fibra óptica, para comparar las prestaciones de ambos sistemas.

**Bases Teóricas:** En el sistema clásico transmitimos la información modelando la luz como una onda y en el cuántico lo hacemos con las partículas de luz, los fotones. El transmisor del sistema clásico genera dos ondas diferentes, una para representar cada bit (0 o 1), estas señales van a tener un número promedio de fotones ( $N_S$ ) por segundo, los cuales son generados por un láser [1]. Nuestro transmisor cuántico prepara dos estados, uno para representar cada bit, cada estado tiene un número promedio de fotones también igual a  $N_S$  [1]. Nuestro canal introduce dos distorsiones. La primera es la atenuación de la fibra, la cual causa un decremento de la potencia transmitida en ambos sistemas. La segunda es el ruido térmico, el cual distorsiona la señal o estado recibido, obligando al receptor a decidir que bit fue originalmente transmitido [1]. La información que transmitimos ha sido cifrada utilizando el protocolo BB84 de distribución de claves cuánticas, el cual se fundamenta en dos teoremas. El primero es el teorema de no-clonación, el cual sostiene que información cuántica arbitraria no puede ser copiada[1]. El segundo es la verdadera aleatoriedad, que nos permite obtener cadenas de bit realmente aleatorias en vez de la pseudoaleatoriedad brindada por algoritmos[2]. Estos

dos hechos son los que hacen que las comunicaciones cuánticas sean muy seguras.

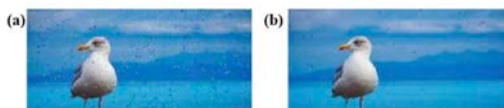
**Resultados y discusión:** Igualamos las condiciones de ambos sistemas fijando el parámetro

$N_S$  como 1,5 y aumentamos gradualmente la temperatura para ver el efecto del ruido térmico en nuestra imagen transmitida. Comenzamos con una temperatura muy baja de  $-200^\circ\text{C}$ , en estas condiciones el sistema cuántico presenta menos errores que el clásico, como vemos en la figura 1



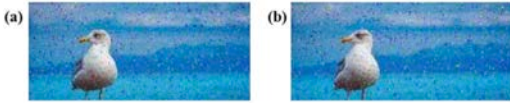
■ Figura 1.(a)Clásico. (b)Cuántico.  $T = -200^\circ$ .

Al subir la temperatura a  $0^\circ\text{C}$ , aunque podemos ver que el sistema cuántico sigue presentando menos errores, este ha sufrido un deterioro notable en comparación con el clásico (figura 2)



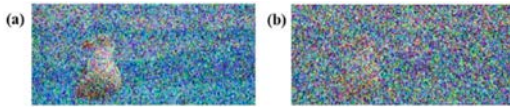
■ Figura 2.(a)Clásico. (b)Cuántico.  $T = 0^\circ$ .

Si aumentamos ahora a  $20^\circ\text{C}$ , ya no podemos apreciar una mejora del sistema cuántico respecto del clásico (figura 3)



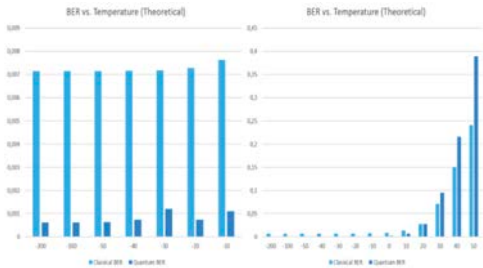
■ Figura 3. (a)Clásico. (b)Cuántico.  $T = 2^\circ$ .

Por último, saturamos los sistemas con ruido aumentando la temperatura a  $50^\circ\text{C}$ , en este caso el sistema que mejor funciona es el clásico, como observamos en la figura 4



■ Figura 4. (a)Clásico. (b)Cuántico.  $T = 50^\circ$ .

En la figura 5 se muestra cómo cambia el porcentaje de bits erróneos recibidos a medida que aumentamos la temperatura de ambos sistemas.



■ Figura 5. Comparación de porcentajes de error.

**Conclusiones:** La superioridad del sistema de comunicación cuántico sobre el clásico es evidente. A pesar

de esto, debemos matizar esta afirmación. El sistema cuántico será superior al clásico siempre y cuando los niveles de ruido térmico (la temperatura) se mantengan bajos ya que, conforme crece la temperatura las prestaciones de ambos sistemas tienden a igualarse, llegando el sistema cuántico a ser superado por el clásico cuando la temperatura es muy alta. También resaltamos que la utilización de un sistema cuántico nos abre las puertas a la generación de claves de cifrado sumamente seguras, esto es lo que realmente marca la diferencia entre ambos sistemas.

#### Referencias:

- [1] Cariolaro, G. (2015) *Quantum Communications*. 144-363.
- [2] THORLABS Discovery. (2017) *Quantum Cryptography Demonstration Kit*.16-17.
- [3] MATLAB. (2019). *MathWorks*.



# Proyecto Sapzo: uso dual de satélites gubernamentales de comunicaciones

Catolfi-Salvoni Gonzalo, Sebastián (scatolfi@hisdesat.e

El uso dual de tecnologías permite que sistemas del ámbito civil se aprovechen de los desarrollos llevados a cabo en el ámbito militar y viceversa. A este respecto, Hisdesat opera los satélites gubernamentales que dan servicio al Ministerio de Defensa en los despliegues nacionales y en el exterior, y ofrece una panoplia de servicios duales en el ámbito de la seguridad, el bienestar y las emergencias.

España despliega anualmente en el exterior entre 2.300 y 3.000 efectivos que desean poder comunicarse con sus familias durante el tiempo que se encuentran en el extranjero y quieren poder consumir contenidos digitales online de una manera protegida y segura usando su propio dispositivo personal en los tiempos de descanso y esparcimiento.

Para poder ofrecer estos servicios, hasta ahora el Ministerio de Defensa se encontraba con una serie de problemas que impedían su despliegue de una manera económica, eficaz y de calidad. Los problemas para su puesta en marcha radicaban en la dificultad para garantizar un acceso seguro a dichos contenidos y en la provisión de ancho de banda suficiente para atender a todo nuestro personal, allá donde nuestras tropas estuvieran desplegadas. El control de la red para permitir un acceso a servicios digitales legales y auditados también estaba suponiendo un gran reto, así como el despliegue de redes en entornos heterogéneos o donde la infraestructura de red es limitada o nula, y a través de redes de terceros países, no siempre confiables

Gracias al uso dual de los satélites gubernamentales españoles, SPAINSAT y XTAR-EUR, operados por Hisdesat, se ha diseñado y puesto en marcha una solución llave en mano para nuestro Ministerio de Defensa que

permite ofrecer acceso a Internet de alta velocidad, acceso a una plataforma de entretenimiento con contenidos digitales como series, películas, documentales, etc., en constante actualización, servicios de tele-formación, telefonía, etc., cubriendo todo el abanico de servicios online demandados.

El reto del proyecto consistía en garantizar un ancho de banda a cada usuario conectado a la red suficiente para la recepción de servicios personales (navegación, mensajería, streaming...). Este modelo de definición de ancho de banda hubiera llevado a consumir más de 1,3 Gbps si se hubiera garantizado dicho ancho de banda a cada usuario de manera simultánea.

Para poder modelar este ancho de banda y dimensionarlo adecuadamente se recurrió a la teoría de colas y a la multiplexación estadística, teniendo en cuenta el huso horario de cada uno de los despliegues, así como el horario particular de funcionamiento de estos, teniendo en cuenta personal en horario laboral, personal de guardia y personal de descanso. Así, analizamos el uso del canal como una distribución binomial:

$$p_e = P\{\text{más de } k \text{ usuarios activos}\} = 1 - \sum_{k=1}^N \binom{N}{k} p^k (1-p)^{(N-k)}$$

donde,

$N$  = Número de usuarios totales tras aplicar el filtro de "franja horaria"

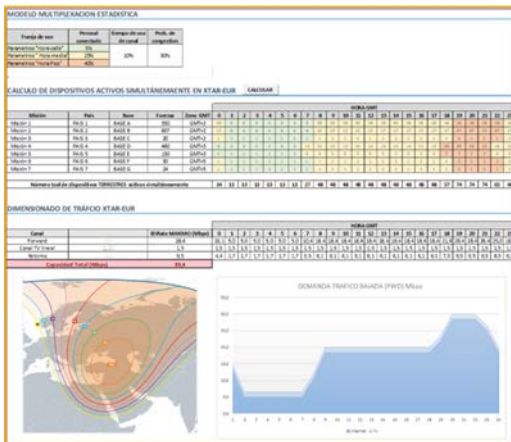
$k$  = número de usuarios ocupando el canal de comunicaciones simultáneamente



$p$  = % de tiempo de uso del canal de comunicaciones por cada usuario

$p_c$  = probabilidad de congestión = probabilidad que hay más de “ $k$ ” usuarios activos entre los  $N$  totales.

Una vez llevados a cabo los números para todas las zonas de operaciones, obtenemos los valores de anchos de banda reales necesarios que nos permiten dimensionar la red de manera realista y cubriendo los requisitos especificados



El siguiente paso es plantear una arquitectura que permita aterrizar en un escenario real los valores obtenidos y, para ello, contamos con 3 socios fundamentales:

Telefónica, que aporta la infraestructura segura WiFi para distribuir estos contenidos, tanto en escenarios terrestres como marítimos; así como la distribución de contenidos digitales (series, películas, documentales...), la plataforma de teleformación y el sistema de telefonía.

Santander Teleport, que aporta el segmento terreno necesario para anclar todos estos servicios.

Inmarsat, con su servicio Global Xpress®, que ofrece cobertura y capacidad satelital adicional cuando es requerida, con cobertura mundial.



La estación de anclaje de banda X, sobre la que trabajan los satélites de Hisdesat, ha sido diseñada para poder ofrecer 3 redes simultáneas para cubrir todas las zonas de operaciones, en las que el canal de entrega de datos se adapta a la situación de cada terminal, ya sea geográfica por cobertura o meteorológica por incidencias climáticas, para poder mantener en todo momento el enlace satelital operativo. También, los canales de retorno se adaptan a cada terminal en función del volumen de tráfico y del tipo de terminal, fijo o móvil. Además, se utilizan transmisiones en multicast que permiten entregar contenidos, como los canales de televisión, a todos los usuarios de manera simultánea, consumiendo el mismo ancho de banda independientemente del número de usuarios que lo reciban.

Por último, en los nodos remotos se han establecido CDNs (*content delivery network*) locales que permiten que el acceso a los servicios de streaming, contenidos, teleformación, etc., se hagan de forma local sin consumir ancho de banda del canal de satélite, optimizando al máximo el uso de los recursos y la experiencia del usuario final

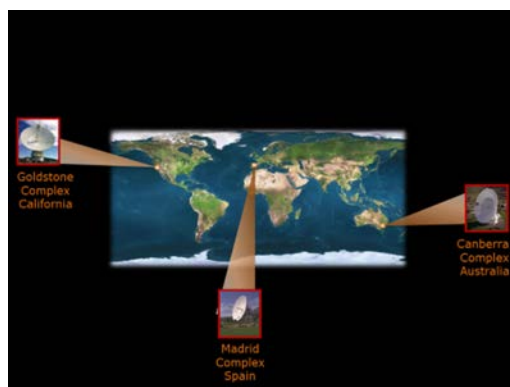
Como conclusión, este sistema ofrece una arquitectura uniforme y global que permite cubrir todas las zonas de operaciones de nuestros militares en el exterior, tanto terrestres como marítimas. Esta solución facilita también el acceso a todo un portfolio de servicios mediante el uso dual de los terminales de comunicaciones por satélite del Ministerio de Defensa, optimizando el coste del servicio, maximizando su usabilidad y poniendo a disposición del usuario final anchos de banda nunca vistos en soluciones *welfare* en el ámbito militar.

# Perspectivas actuales y futuras en las comunicaciones de espacio profundo

Moisés M. Fernández Álvaro, Director del Madrid Deep Space Communications Complex (MDSCC),  
mfernandez@mdscc.nasa.gov

**Introducción:** Las comunicaciones espaciales comienzan en el mismo momento en el que se lanza el primer ingenio espacial, el *Sputnik 1*. La puesta en marcha de las misiones tripuladas y especialmente el programa *Apollo*, marcan el inicio de las comunicaciones de espacio profundo cuyas tres características principales son: necesidad de una cobertura global, establecer una intercomunicación permanente con la nave para asegurar tanto la recepción de la información que envía como la transmisión de los comandos, y la determinación precisa y estable de su posición en el espacio.

**Cobertura universal:** La cobertura global se ha conseguido con la ubicación de antenas en puntos de la superficie terrestre separados en su longitud 120 grados aproximadamente. La red DSN (deep space network) de NASA dispone de instalaciones en Goldstone (USA), Robledo de Chavela (España) y Canberra (Australia); la red ESTRACK de la ESA tiene instaladas antenas en Cebreros (España), New Norcia (Australia) y Malmargüe (Argentina). Los tres centros de comunicaciones de cada red están interconectados y proporcionan el solape necesario para asegurar un funcionamiento 24/7 los 365 días del año. Además, se realiza el apoyo mutuo entre ambas redes cuando es requerido por una misión.



■ Red DSN de NASA (Fuente: NASA/JPL)

**Características técnicas:** Las grandes distancias que caracterizan este tipo de comunicaciones plantean retos tecnológicos tanto al equipo de comunicaciones de la sonda espacial como, especialmente, a la estación terrena. Asegurar el balance del enlace implica unos requisitos técnicos muy exigentes a los parámetros que afectan a la eficiencia del enlace: velocidad de datos, potencia de transmisión, banda de frecuencia, tamaño y ganancia de la antena, pérdida en el apuntamiento, ruido del receptor, etc. Sirva como ejemplo la comunicación con la sonda OSIRIS-REx para la recogida de muestra de la superficie del asteroide Bennu situado en estos momentos a 330 millones de km de distancia que supone un retraso entre las comunicaciones de ida y vuelta de 18,5 minutos, o las comunicaciones con las sondas Voyager navegando ya fuera del sistema solar que tardan cerca de 40 horas en llegar.

A lo largo de los años el tamaño de las antenas ha ido aumentando hasta llegar a los 70m de diámetro

en la red DSN con diseños de antena parabólica tipo Cassegrain. La complejidad de su funcionamiento y su elevado coste de mantenimiento ha motivado que actualmente se haya estandarizado el uso de antenas de nueva generación, tipo BMW (beam waveguide), de 34m de diámetro (o 35m en la red ESTRACK).

En cuanto a la transmisión de telecomandos se han estandarizado transmisores de 20kW y 80 kW, alcanzándose hasta los 400kW. Asimismo, el aumento en la velocidad de datos de transmisión ha sido espectacular, hasta 10<sup>3</sup> veces, estando previsto llegar hasta Gbps en las futuras misiones robóticas a Marte. En la precisión angular para el seguimiento y determinación orbital se ha alcanzado el nrad.

**Configuración de la red completa:** El elemento visualmente más espectacular de una red de espacio profundo es sin duda el conjunto de antenas de gran tamaño, que son el eslabón de comunicación directa con la nave espacial. Pero el sistema necesita además otros elementos: el Centro de Procesado de la Señal (SPC), el Centro de Operaciones de Espacio Profundo (DSOC) y el Centro de Operaciones de la Misión (MOC). Todos estos elementos han de estar interconectados en tiempo real para asegurar una toma de decisiones operacional en caso de emergencia.

En la actualidad la red DSN de NASA, operada por JPL (Jet Propulsion Lab), da servicio a más de 35 misiones simultáneamente y la red ESTRACK de la ESA da apoyo a más de una veintena de misiones espaciales.

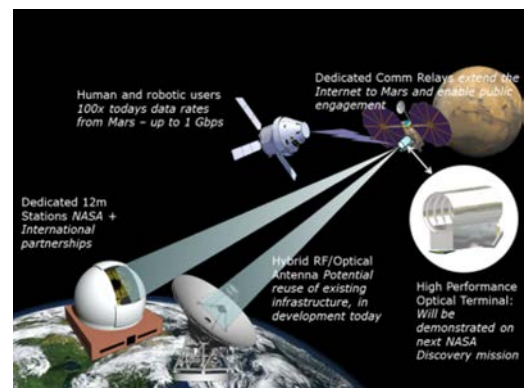
**Retos futuros:** Desde el principio de la exploración espacial las misiones han aumentado su complejidad y con ello la necesidad de transmitir y recibir más datos se ha incrementado de manera continua y explosiva. Las futuras misiones robóticas con muchos más sensores, cámaras e instrumentos abordo van a requerir un gran incremento de telecomandos y generarán del orden de más de 100 veces de datos que sus predecesores. De manera similar, las misiones tripuladas necesitarán para la monitorización continua de las constantes vitales de los astronautas una red de soporte vital específico y segura.

Este incremento continuo ha motivado un inexorable aumento del ancho de banda para la transmisión de datos y por tanto ir a frecuencias cada vez más altas. De

las frecuencias en VHF y UHF en las primeras misiones se pasó a la banda S (2 GHz) que aún se utiliza, por ejemplo con las naves *Voyager 1* y *2*. La mayor parte de las misiones actuales trabajan en la banda X (8 GHz) para telecomando y para la telemetría paulatinamente se han ido utilizando también las bandas K y Ka (26 GHz y 32 GHz).

**Comunicaciones ópticas:** Pero el futuro está en las comunicaciones ópticas, pasar a frecuencias de THz permitirá aumentar tres órdenes de magnitud el ancho de banda utilizable. Para el año 2022 está prevista la misión *Psyche* de demostración de tecnología utilizando un haz laser para la transmisión de datos y telecomandos y el telescopio óptico de Monte Palomar de 200 pulgadas de diámetro.

El éxito de esta demostración permitirá avanzar el concepto de reutilización de la infraestructura existente actualmente mediante el desarrollo de antenas híbridas RF/Ópticas. Las actuales antenas de 34 m se recubrirían con paneles reflectantes en la longitud de onda del laser de comunicaciones y transparentes en RF, con lo que se conseguirían telescopios ópticos equivalentes de 8m de apertura, según los primeros estudios realizados. Además, NASA prevé estaciones ópticas dedicadas de 12m de apertura para colaboraciones con otras agencias internacionales.

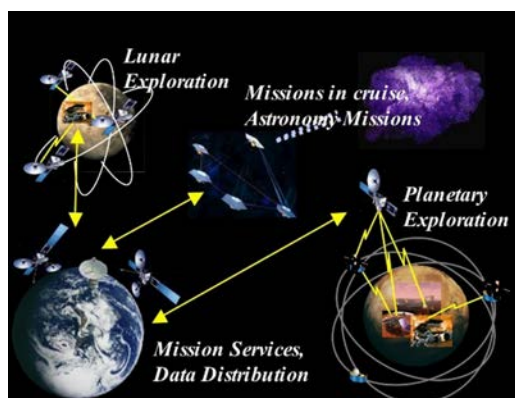


■ Comunicaciones futuras (Fuente: NASA/JPL)

**MSPA:** Otro concepto que está en desarrollo es el MSPA (multiple spacecraft per antenna) en las próximas misiones operacionales en Marte, que permitirá recibir simultáneamente los datos del robot sobre la superficie

marciana y los datos de los cubesats que permanecen en órbita marciana monitoreando su atmósfera y otras características ambientales del planeta; posteriormente, se realiza en tierra la separación y postproceso de toda la información recibida.

*Internet interplanetario:* Para aumentar el tráfico de información con Marte, se prevé una constelación de cubesats orbitando el planeta y satélites relé situados en el espacio de manera que se pueda mantener un flujo de comunicación continuo, robusto y sin interrupciones con la Tierra, como una red de internet. Este concepto iría ampliándose según fuera extendiéndose la exploración interplanetaria más allá del cinturón de asteroides, con misiones de astronomía y, especialmente, con las futuras misiones tripuladas de exploración de la Luna.



■ Internet interplanetario (Fuente: NASA/JPL)

**Conclusiones:** Las comunicaciones de espacio profundo han estado desde el principio en la vanguardia de la tecnología. Han exigido a lo largo de sus más de 50 años de existencia un proceso continuo de investigación y desarrollo de nuevas tecnologías, de nuevas capacidades y de nuevos equipos que posteriormente se han ido incorporando en los desarrollos de las comunicaciones con satélites en órbita baja y geoestacionaria.

Los nuevos requisitos técnicos y operativos que debe satisfacer la red de espacio profundo en las misiones de esta década serán la base de los desarrollos de las comunicaciones espaciales comerciales y militares del futuro.

# Hoy y mañana de las comunicaciones de navegación aérea por satélite

Manuel Garcia Martin (mangarcia@enaire.es)

## Introducción:

The Aeronautical Telecommunication Network (ATN) is a global inter-network that provides digital communications to satisfy the increasing telecommunication demands of air traffic service communication, aeronautical operational control, aeronautical administrative communication, and aeronautical passenger communication.

The ATN is composed of a network infrastructure and applications that provide the global communication for ground-ground (G/G) and air-ground services. The ATN network infrastructure includes ATN backbone communication links, ATN routers, and end systems.

Datalinkg services are implemented using an ATN network to support regional and global ATN services.

## El hoy en las comunicaciones de voz y datos ATS:

### Servicios de primera generación.

- Servicios FANS: los ANSPs (Air Navigation Service Providers) llevan desde 1990 proporcionando Servicios críticos 'safety-critical' como son los de vigilancia con la aplicación 'Automatic Dependent Surveillance - Contract (ADS-C)' y comunicaciones con la aplicación 'Comunicaciones controlador-piloto (CPDLC)' permitiendo reducir la separación entre las aeronaves en el cielo y aumentar la capacidad de control de tráfico aéreo en áreas oceánicas
- Más del 90% de las aeronaves que cruzan áreas oceánicas utilizan estos servicios operacionalmente para proporcionar servicios de comunicaciones y vigilancia - más de 12,000 aeronaves en total.

- Servicios de Comunicaciones satelitales proporcionados por Inmarsat e Iridium.

## El mañana en las comunicaciones de voz y datos ATS:

Soluciones Inmarsat (Swift Broadband Safety SB-S (safety)) e Iridium (Certus) para proporcionar los siguientes servicios:

- Comunicaciones 'safety-critical':
  - FANS: CPDLC, ADS-C'.
  - ADS-C y ADS-B.
  - Comunicaciones voz ATS.
  - Concepto i4D (operaciones basadas en trayectoria).
  - Trackin integral (GADSS).
- Comunicaciones 'non-safety-critical':
  - Comunicaciones AOC de aerolíneas.
  - Internet pasajeros.
  - Monitorización remota sistemas de aeronave (motores, navegación,...)

Finally to highlight the satellite CNS project. This solution will transfer the CNS ground infrastructure to a Low Earth Orbit (LEO) constellation, solving major problems in the sector such as capacity, implementation costs, continuity in oceanic regions, technology commonality or uniform application of standards and recommended practices. Furthermore, satellite-based solutions reduce the need for investments on ground infrastructure, that are much more expensive and with a longer implementation schedule, while facilitates the deployment of a global interoperable system, resulting in lower costs.

# La experiencia de Enaire como usuario e implantador de sistemas de navegación por satélite (PBN, GBAS y EGNOS)

Miguel Hernanz Gómez, responsable de Desarrollo GNSS en ENAIRE (mhernanz@enaire.es)

## Introducción:

Enaire es una Entidad Pública Empresarial dependiente del Ministerio de Transportes, Movilidad y Agenda Urbana (MITMA), designada por el Estado para el suministro de los servicios de tránsito aéreo en las fases de ruta y aproximación. ENAIRE opera 5 centros de control y 22 torres, con los que gestionó cerca de 2 millones de vuelos en el año 2019. Es el tercer proveedor de servicios de navegación aérea en Europa por número de vuelos. La misión de ENAIRE es “contribuir al desarrollo del transporte aéreo en España y garantizar el tránsito aéreo con seguridad, fluidez, eficacia y economía, ofreciendo una calidad de servicio acorde con la demanda de clientes y usuarios”. ENAIRE está certificada como organización proveedora de servicios de navegación aérea, así como de formación de controladores de tránsito aéreo.

## Uso de GNSS en aviación:

Las prestaciones que se requieren para el uso de GNSS en aviación se traducen en requisitos de disponibilidad, continuidad, integridad y exactitud definidos en el Anexo 10 de OACI. Para poder alcanzar estos requisitos las señales de las constelaciones básicas (GPS, Galileo...) precisan de sistemas de aumentación: ABAS (aumentación embarcada), GBAS (aumentación basada en tierra), de carácter local, o SBAS (aumentación basada en satélites), de carácter regional. El Sistema SBAS europeo es EGNOS.

## Participación de ENAIRE GNSS:

ENAIRE ha participado y apoyado todas las iniciativas y programas GNSS europeos desde sus inicios: participa en el programa EGNOS desde 1998, es accionista y colaborador de la empresa ESSP-SAS (proveedor certificado del servicio EGNOS, desde su creación en 2008, y operador del sistema EGNOS); da soporte a MITMA en actividades relacionadas con el programa Galileo; tiene en marcha planes para la implantación de la Navegación Basada en Prestaciones (PBN) y de GBAS en todo el territorio nacional.

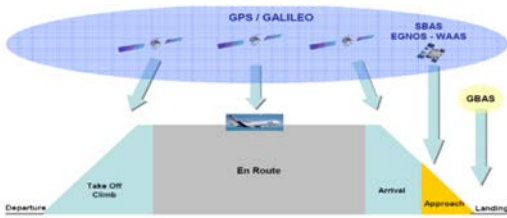
## Implantación Operacional:

### *PBN*

La Navegación basada en Prestaciones es la prioridad número uno para la comunidad global de la aviación. Este concepto no prescribe un sistema de navegación, sino las prestaciones que debe dar (exactitud, integridad, continuidad, disponibilidad y funcionalidades). Además, permite definir cualquier trayectoria de vuelo deseada, posibilitando así la navegación de área.

GNSS es el único sistema capaz de satisfacer todas las especificaciones de navegación del concepto PBN, y de dar soporte a todas las fases de vuelo, desde navegación en ruta a aproximaciones de precisión.





■ GNSS es el único sistema capaz de dar soporte a todas las fases de vuelo.

ENAIRE ha puesto en marcha un ambicioso plan de implantación de maniobras PBN en España para dar cumplimiento a los Reglamentos Europeos 716/2014 (Proyecto Piloto Común”) y 2018/1048 (Reglamento PBN). Este plan culminará en 2030 con la implantación de maniobras PBN en todo el espacio aéreo español de uso civil. Actualmente hay publicadas maniobras PBN: con especificación RNAV/RNP10 en rutas oceánicas (FIR Canarias), salidas y llegadas (SID y STAR) RNAV 1 en once TMA, y de aproximación (RNP APCH) en nueve aeropuertos. Asimismo, todas las rutas por encima de FL150 en todo el espacio aéreo español son PBN con especificación RNAV 5. Todas estas maniobras están basadas en GPS y/o EGNOS. Algunas de las maniobras RNAV/RNP 10, RNAV 5 y RNAV 1 pueden estar total o parcialmente soportadas también por VOR y DME.



■ Estado actual de la implantación de PBN en España.

La implantación de maniobras basadas en GNSS permitirá una progresiva racionalización de radioayudas, lo que conducirá a optimización de la red actual.

## GBAS

Los sistemas de aumentación GBAS posibilitan la implantación de aproximaciones de precisión eliminando las áreas críticas propias de los ILS. Pueden dar soporte

a todo tipo de operaciones avanzadas (DT, SRAP, IGS, RNP to GLS). Un único sistema GBAS es suficiente para dar servicio a varias pistas y diferentes aproximaciones.

ENAIRE es proveedor de servicio GBAS certificado. Cuenta con un sistema GBAS CAT I GPS L1 en el aeropuerto de Málaga, en servicio (H24) desde mayo de 2014. Éste fue el segundo sistema GBAS en operación en Europa y el cuarto del mundo. ENAIRE además dispone de una maqueta GBAS CAT II/III doble frecuencia multiconstelación (DFMC) en el aeropuerto de Barcelona, en operación desde agosto de 2016, se trata de la única maqueta GBAS DFMC en Europa; un prototipo GBAS CAT II/III GPS L1 en el aeropuerto de Tenerife Norte en operación desde junio de 2018, y un proyecto en curso para el suministro e implantación de un sistema GBAS CAT II/III GPS L1 que dará servicio operacional a las cuatro cabeceras del aeropuerto de Madrid-Barajas en 2024.



■ Infraestructura actual GBAS de ENAIRE

## Control de calidad de la señal GNSS

Por delegación de la autoridad de navegación aérea, ENAIRE vigila las prestaciones e interferencias de los sistemas GNSS usados por la aviación en España. Para estos fines ENAIRE cuenta con una red de receptores localizados en aeropuertos y Centros de Control, equipos portátiles de tomas de datos y un laboratorio con diversas herramientas de evaluación de calidad de la señal. Actualmente ENAIRE está evolucionando esta red para posibilitar la evaluación de sistemas GNSS multiconstelación (GPS/Galileo) y multifrecuencia. ENAIRE cuenta también con el sistema DYLEMA, cuyo objetivo es la

*detección y localización de jammers en Madrid-Barajas. DYLEMA está en servicio desde diciembre de 2019 (operaciones H24 desde abril de 2020).*

## Retos futuros en GNSS

En aviación civil se pasará de aplicaciones sobre GPS L1 a multiconstelación (GPS / Galileo) con doble frecuencia (DFMC: GPS L1/L5, GALILEO E1/E5). Esta evolución conllevará una importante mejora en la robustez de las señales.

El sistema EGNOS está en evolución hacia su versión V3, que supondrá mejoras de cobertura y prestaciones en Europa.

Este desarrollo de GNSS tendrá beneficios en otros ámbitos como: vigilancia, posibilitará optimizar los TMAs (reduciendo la separación a 2 NM) mediante el uso de ADS-B out integrado en aviónica y SBAS; provisión de señales de tiempo —los tiempos GNSS se utilizan para la sincronización de múltiples aplicaciones y servicios de navegación aérea (REDAN, SACTA, etc.)—. También traerán mejoras en la seguridad física gracias a la autenticación de la señal, y mejoras de prestaciones en el uso de GNSS MC/MF en drones. Finalmente, nuevos servicios de Galileo, como la activación remota de balizas, permitirán una mejor integración de ATC con los servicios SAR.



# Space Traffic Management (STM) activities

Alejandro Pastor Rodríguez (apastor@gmv.com), Alberto Águeda

The increasing number of resident space objects (RSOs) and congestion of the orbital debris environment makes the Space Traffic Management (STM) activities more challenging year after year. On the one hand, the proliferation of highly congested orbital regimes is increasing due to the current trends, e.g. Low Earth Orbit (LEO), the New Space trend and the so-called “mega-constellations”. On the other hand, most of the catalogues, robust automated databases containing information of every detected Resident Space Object (RSO), contain only RSOs as small as 10 cm, reaching thousands of entries (e.g. 18,700 catalogued by Space-Track and around 5,000 by JSC Vimpel). They are becoming more massive and populated thanks to initiatives such as the Space Fence System and the deployment of Space Surveillance and Tracking (SST) networks.

Since 2007 GMV has developed and used methods to detect, track and catalogues of RSOs. GMV’s software is capable of building-up and maintaining a catalogue of man-made Earth orbiting objects and their orbital information through the processing of observations from a SST network of sensors. The strategies, methodologies and experience gained by GMV during the de-

velopment and operation of its own software solutions have been applied to sensing data from real sensors: more than 30 telescopes, radars and SLRs in five continents, covering many SST telescopes in Spain (TFRM, TJO, IAC, IAA), Airbus’s GEOtracker telescopes, SpaceInsight telescopes, AIUB telescopes in Switzerland, ESA’s OGS, Russian ISON telescopes network, Numerica and ExoAnalytic Solutions telescopes in USA, and radars such as TIRA in Germany, Chilbolton in UK, ESA’s MSSR, LeoLabs in USA and the Spanish Navy SLR station, among others.

This paper describes the main challenges, strategies and methodologies found during the development, research and provision of STM software, including orbit determination (sstod), catalogue build-up and maintenance (catmai), conjunction prediction and collision risk assessment (closeap), fragmentation detection and analysis (fragdet), objects catalogue (orca), sensor planner scheduling (senplanner), among others. They are capable of performing typical daily operations in SST operation centres and have been conceived to enable automated and efficient data fusion between the sensing data and the orbital information stored in the catalogues.

# GNSS4Rail Simulation tool Supporting Virtual Balise (VB) location for GNSS based railway operations

Víctor J. Quiñones Ortega, CNS/ATM systems engineer - victor.quinones@ineco.com,  
Antonio Águila, GNSS Project Manager - antonio.aguila@ineco.com - INECO S.M.E. M.P. S.A

Aerospace Systems Area, Madrid, Spain.

**Introduction:** The introduction of GNSS in railway operations has been identified as a cost-effective solution that, in addition to the European Railway Traffic Management System (ERTMS), leads to harmonize infrastructure and speed up interoperability across Europe.

The advantages, improvements, required performances and new concepts supporting the GNSS for railway operations have been and are being developed and assessed through a set of European projects (NGTC, STARS, ERSAT) whose goal is to establish a framework of standards and procedures to ensure the safety and efficiency of railway operations based on GNSS.

One of the main applications for railway GNSS based operations is the Virtual Balise (VB) concept. As its name suggests, VB is not a real one but a precise geographic coordinate point on the track that replace a real balise equipment installed on the railway track. The GNSS positioning will be used by the onboard unit (OBU) of the train to determine if the VB point has been reached and then, proper messages will be sent to the European Train Control System (ETCS) as a real one does.

**Setting the scenario:** Railway track assessment for VB location feasibility is a key issue to ensure the required GNSS performances along it, in terms of availability and accuracy, due to its highly dependency of environmental conditions [1].

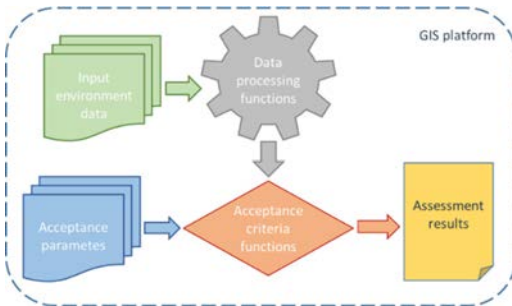
One of the main environment contributors which degrades GNSS availability and accuracy are:

- Obstructions, terrain and/or obstacles (buildings, tunnels, trees, etc.), which constrain the number of satellites in view (NSV).
- Relative positions of satellites used to compute range solution by a GNSS receiver, which constrain Dilution of Precision (DOP).

These contributors cannot be corrected or mitigated by GNSS navigation message, augmentation systems or GNSS receiver performance and algorithms (dual frequency, ionospheric model) as they are linked to ground location and satellites orbits whilst they can be computed with the proper simulation tool to obtain: number of satellites in view and HDOP for a set of defined locations or, in this case, along the whole railway track. GNSS4Rail simulation tool has been developed to solve this issue.

**GNSS4Rail use cases:** Two issues have been identified where this kind of simulation tool provides clear benefits

- VB deployment planning. To provide a preliminary assessment of feasible track locations where to deploy VB in the planning phase.
- VB performance forecasting. To provide a forecast of VB performance at an established VB location in the operational phase.



■ GNSS4Rail simulation tool conceptual design

The use of a simulation tool (GNSS4Rail) as a preliminary mean to assess the track condition in terms of GNSS basic required performances is proposed as a powerful and cost saving solution for Virtual Balise (VB) location during the ETCS trackside planning phase and pre-tactical railway operations phase.

Track input data should be accurate and sampling enough to be used as the Ground Truth (GT) or as the track reference where to run the simulation. The demanded GT accuracy and sampling will depend on the application needs, [2].

Simulation approach provides results considering time domain performances and reduces train operations to obtain track survey data during planning phase. Moreover, simulation provides pre-tactical information of VB performance during operational phase which is useful for train operations management or to plan/activate alternate measures aims to maintain safety and/or regularity of operations in case of VB degraded performance.



■ GNSS4Rail track assessment.

Moreover, use cases such as RPAS or ship port operations based on GNSS are other candidates to be assessed with this simulation-based approach.

## References:

- [1] “D7.3 Specification about standard process for measurement of the coverage and the accuracy delivered by GNSS”, <http://www.ngtc.eu/>
- [2] “D7.5 Database Operational Management Specification”, *Next Generation of Train Control Systems, NGTC WP7*, <http://www.ngtc.eu/>

# Exploitation platforms for earth observation data

Amaya Atencia<sup>1</sup>, Valerio Platania, <sup>1</sup>GMV, aatencia@gmv.com, <sup>2</sup>GMV, vplatania@gmv.com

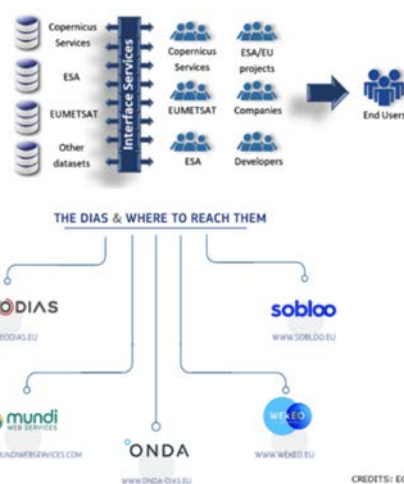
**Abstract:** Space technology is making rapid headway on the strength of both private and public initiatives.

A start has already been made on the launch of a series of Sentinel satellites within the Copernicus program. This institutional push is added to private investment that has now been underway for several years. This investment presents a marked trend towards constellations of small satellites with the aim of increasing coverage and cutting down the revisit time.

The space segment has given rise to a new scenario in which an unprecedented amount of new data is produced. This data is rounded out by a production program of operational services in areas of great social impact (such as Open Science or services for environmental, maritime or climate catastrophes).

The access, management and processing of the data has become critical to exploit all the potential of the data, equipping users with the necessary capabilities of data-access and use by means of the DIAS (Data Information Access Services) platforms.

The DIAS platforms allow users to access, search for, download and process Copernicus data openly and free of charge. This data may come from Sentinel satellites or any of Copernicus's six specific services (atmosphere monitoring, marine environment monitoring, land monitoring, climate change service, security and emergency monitoring service).



■ DIAS Platform Ecosystem (source: EC)

GMV is playing a key role in the development WEKEO the fifth European DIAS platform. GMV participation in WeKEO is twofold: GMV has led a consortium under the aegis of the European Centre for Medium-Range Weather Forecasts (ECMWF) for the development of critical subsystems of the WeKEO platform for the user access and exploitation of the data on it; and within EUMETSAT direction GMV has been the responsible for the integration and validation of the whole system.

Within this context GMV is providing a first assessment of the main parameters that drives the development of the Exploitation Platforms, how the user experience can feed the operational concepts of the Payload Data Segments and which lessons learnt from WEKEO are being imported into GMV own platform for online data exploitation.

The Exploitation Platforms should be the transformation function between satellite data and operational Information. The huge amount of data generated by these systems calls for ground-breaking changes in such fields as automatic processing or data analysis that harnesses artificial-intelligence techniques within decision-making support systems. As geo-intelligent services make increasing inroads into the various markets, new business models are bound to be taken up

and developed in the coming years. In the longer term there will be a systematic development of integrated space systems providing high-precision, quasi-real-time earth observation images.

The Exploitation Platforms will be the link that will multiply the number of applications and facilitate the take-up of satellite-based earth observation systems in the everyday operation of many different businesses and government departments.

# La explotación científica de paz: observación de la Tierra al servicio del desarrollo sostenible

María José González Bonilla<sup>1</sup>, Juan Manuel Cuerda Muñoz<sup>1</sup>, Nuria Casal Vázquez<sup>1</sup>, Marcos García Rodríguez<sup>1</sup>, Nuria Gimeno Martínez<sup>1</sup>, Patricia Cifuentes Revenga<sup>1</sup>, Eva Vega Carrasco<sup>1</sup>

<sup>1</sup> Instituto Nacional de Técnica Aeroespacial (INTA) glezbmj@inta.es.

**Introducción:** La misión PAZ constituye el elemento radar del Programa Nacional de Observación de la Tierra por Satélite (PNOTS) para el desarrollo, operación y explotación de sensores espaciales de observación de la Tierra mediante la puesta en operación de los satélites de observación PAZ e INGENIO, con cargas útiles radar y óptica, respectivamente [1]. Las operaciones rutinarias de PAZ incluyen el servicio a usuarios de defensa y seguridad, comerciales y científicos. En este artículo se expone como la Explotación Científica de PAZ puede proporcionar soluciones al desarrollo sostenible.

**La Explotación Científica de PAZ:** PAZ fue lanzado el 22 de febrero de 2018 desde la Base de las Fuerzas Aéreas de Vandenberg (California) en el Falcon 9 de SpaceX. Después de ejecutarse satisfactoriamente las fases de LEOP (launch and early orbit fase) y de puesta en servicio, el sistema fue declarado operacional, iniciándose la fase de operaciones rutinarias, dando servicio a usuarios de defensa y seguridad, comerciales y científicos

Las operaciones rutinarias incluyen la ejecución de las Actividades Científicas que son ejecutadas por el Equipo Científico PAZ de INTA y que se estructuran en dos grandes ramas: Ingeniería SAR y Explotación Científica PAZ

Mientras que la Ingeniería SAR es la línea de actividad del Departamento de Programas Espaciales de INTA dedicado a obtener know-how en las áreas de sistemas

y misiones SAR, calibración y procesado, la Explotación Científica de PAZ, tiene como objetivo proporcionar productos PAZ que sean usados por grupos investigadores como datos de entrada base para sus trabajos.

## Actividades Científicas de PAZ



### ■ Actividades Científicas de PAZ realizadas por INTA

El objetivo de INTA con la Explotación Científica de PAZ es la implementación de un sistema de uso de los productos imagen de PAZ con objetivo científico, para fomentar la divulgación y promoción de la tecnología SAR y sus aplicaciones a entidades nacionales e internacionales dedicadas a la investigación.

Específicamente, los objetivos primarios de la explotación científica de PAZ son

- Desarrollo de nuevos métodos, técnicas y algoritmos de procesado de productos L1B y calibración SAR.
- Fusión de datos, tanto de productos imagen de distintos sensores SAR espaciales o aerotransportados, como fusión de imágenes PAZ con otras procedentes de sensores ópticos.

- Explotación de productos, mediante, entre otros:
  - Desarrollo de aplicaciones para expandir el uso de los productos PAZ, con especial énfasis a aquellos orientados a la gestión de crisis.
  - Uso de las capacidades polarimétricas e interferométricas de PAZ.
- Aplicación de los productos PAZ a la monitorización, incluyendo zonas urbanas, coberturas de terreno y vegetación y recursos hidrológicos, entre otros.
- Obtención de parámetros derivados a partir de los productos LIB de PAZ.

Dentro de este marco en febrero de 2019 INTA lanzó el Primer Anuncio de Oportunidad para el uso científico de PAZ. Como respuesta a este anuncio se recibieron más de medio centenar de propuestas científicas, que tras su revisión por el Comité Científico de PAZ han dado lugar a más de 40 proyectos científicos aprobados y actualmente en curso, tanto de investigadores nacionales como internacionales, con una duración máxima de tres años.

Además, teniendo en cuenta las sinergias existentes entre la misión PAZ con las alemanas TerraSAR-X y TanDEM-X, los equipos científicos de INTA y DLR e -tán trabajando en un Anuncio de Oportunidad común, que será publicado a principios de 2021. Gracias a este nuevo Anuncio de Oportunidad, los usuarios científicos podrán explorar los beneficios de la constelación formada por los tres satélites, que se beneficia de un tiempo de revisita optimizado e incrementada capacidad de adquisición.

**La Explotación Científica de PAZ al servicio del Desarrollo Sostenible:** El 25 de septiembre de 2015, los líderes mundiales adoptaron un conjunto de objetivos globales para erradicar la pobreza, proteger el planeta y asegurar la prosperidad para todos como parte de una nueva agenda de desarrollo sostenible. Cada objetivo tiene metas específicas que deben alcanzarse en los próximos 15 años, existiendo 17 objetivos definidos



■ Objetivos del Desarrollo Sostenible

Analizando los objetivos de los proyectos científicos vigentes como desarrollo del Primer Anuncio de Oportunidad para uso científico de los productos PAZ, identificamos que los productos de PAZ se postulan, como una herramienta fundamental para la investigación aplicada al desarrollo sostenible, fundamentalmente en el área de acción contra el cambio climático, pero también en las de cero hambre, aguas limpias, ciudades sostenibles, vida sobre la tierra y producción responsable.



■ Ámbito de Aplicación de los Proyectos Científicos del Primer Anuncio de Oportunidad de PAZ Ciencia

La ponencia presenta los resultados obtenidos hasta el momento por los proyectos de PAZ Ciencia más relacionados con el desarrollo sostenible, como son:

- Seguimiento de glaciares y análisis de riesgo por icebergs en Groenlandia.
- Monitorización del Permafrost.
- Clasificación de cultivos
- Elaboración de mapas de inundación en arrozales.
- Estimación del contenido de humedad en suelos agrícolas.



- Caracterización de la cubierta nival.
- Evaluación de la gestión de riesgos de inundación para desarrollo adaptativo y sostenible urbano en Vietnam.
- Caracterización de la fenología de ecosistemas.



■ El proyecto científico PAZ-AO1-020 se engloba en el objetivo de Vida de Ecosistemas Terrestres

#### Referencias:

[1] MJ. González, N. Alfaro, E. Vega, B. Gómez, M. García. "PAZ Ground Segment Mission and Status". EUSAR 2014



# El satélite PAZ y su contribución al desarrollo sostenible a través de servicios de valor añadido

Gemma Ventura Parra<sup>1</sup>, Ainhoa Mendizábal Vicente<sup>1</sup> y Daniel Carrasco Díaz<sup>1</sup>

<sup>1</sup>Hisdesat Servicios Estratégicos, S.A. [gventura@hisdesat.es](mailto:gventura@hisdesat.es)

**Introducción:** El satélite PAZ de tecnología radar es capaz de tomar imágenes día y noche e independientemente de la presencia de nubes sobre cualquier localización del mundo, siendo así de especial utilidad en zonas tropicales y ecuatoriales.

El abanico de productos de valor añadido que se puede elaborar con imágenes del satélite PAZ es extenso y su campo de aplicación muy diverso, contribuyendo de manera significativa a muchos de los Objetivos de Desarrollo Sostenible (ODS) impulsados por la ONU.

## Servicios de valor añadido del satélite PAZ:

**Pesca ilegal.** Los océanos sirven como base para gran parte de la economía mundial, incluyendo sectores clave como la pesca. La pesca ilegal no declarada y no reglamentada (INDNR) sigue siendo una de las mayores amenazas para los ecosistemas marinos.

La pesca ilegal se produce tanto por la ausencia de autorización para pescar en una zona específica, como por el uso de técnicas prohibidas como la pesca de arrastre, uno de los métodos de extracción de recursos vivos más utilizados en el mundo, y también una de las principales causas de la degradación de los fondos marinos.

Hisdesat ofrece servicios de vigilancia marítima basados en imágenes del satélite PAZ junto con información SAT-AIS. Estos productos permiten vigilar las Zonas Económicas Exclusivas facilitando la lucha contra la pesca ilegal y contribuyendo a la preservación de los recursos marinos.

**Vertidos ilícitos en el mar.** Los vertidos intencionados de petróleo en alta mar son una amenaza para el medio marino incluso superior, a nivel agregado, a los de naturaleza accidental.

Hisdesat ofrece un servicio de detección de vertidos a partir de imágenes de PAZ utilizando tecnología propia.

Este servicio permite identificar barcos que están limpiando sus tanques en alta mar de forma ilícita, además de suponer un importante efecto disuasorio. También es posible vigilar la evolución de vertidos accidentales. De esta forma, el satélite PAZ contribuye a mitigar los efectos de los vertidos sobre el medio marino.

**Cartografía de emergencias.** Las inundaciones y otros desastres relacionados con el agua suponen serias amenazas para la vida humana y el bienestar de la sociedad.

Tradicionalmente los eventos hidrológicos extremos se han venido gestionando como situaciones de emergencia a las que había que hacer frente movilizandolos recursos con carácter de urgencia. Este enfoque reactivo basado en la gestión de la crisis incluye medidas y acciones que se ponen en marcha durante el evento y que deben estar preparadas de antemano para su puesta en marcha.

Para este enfoque reactivo, la cartografía que se puede elaborar durante una inundación con imágenes PAZ es clave para los equipos de emergencia, puesto que se puede cuantificar la superficie inundada, además de identificar los puentes que están cubiertos de agua y

no se pueden usar para la evacuación de personas, o ver qué zonas son impracticables y por las que no es posible el paso de vehículos de emergencia.

**Deforestación en la selva.** La deforestación provocada por las actividades humanas directas y el cambio climático supone un grave desafío para el desarrollo sostenible. Un informe de Naciones Unidas destaca que, desde 1990, unos 420 millones de hectáreas de árboles han desaparecido en pro de la agricultura y otros usos del suelo.

Mediante imágenes PAZ es posible detectar de manera temprana actividades de deforestación, además de cuantificar las hectáreas afectadas por este fenómeno

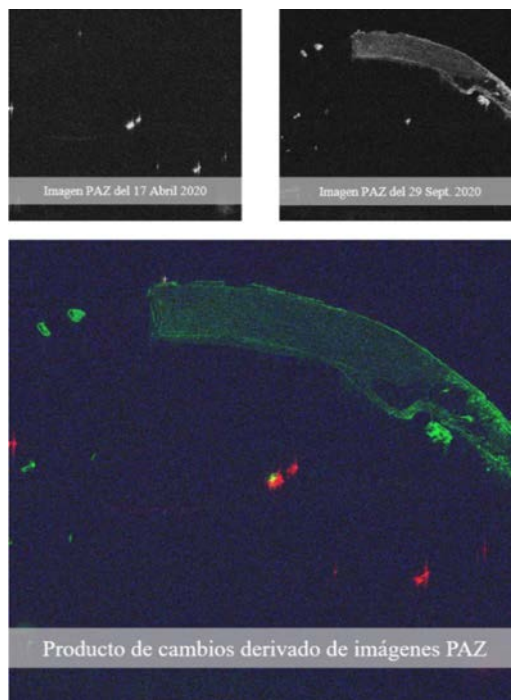
**Vigilancia de actividades mineras en la selva.** La minería es una industria mundial que suele ubicarse en zonas remotas y que en muchas ocasiones son muy frágiles desde el punto de vista ecológico por estar localizadas cerca de recursos hídricos. Si se gestiona de manera inadecuada, la minería puede provocar contaminación del agua, desplazamiento de poblaciones, desigualdad y aumento de conflictos, entre otros problemas.

Hisdesat ofrece un servicio para la identificación de actividades mineras en zonas remotas de selva, que en otras condiciones pasarían inadvertidas hasta que ya fuese demasiado tarde.

Este servicio puede contribuir no sólo a la preservación de los ecosistemas terrestres, sino también a fomentar el crecimiento económico sostenido de las comunidades locales, reforzando el cumplimiento de la ley en zonas donde hasta ahora las autoridades no tenían presencia.

**Vigilancia de nuevas construcciones.** Con imágenes PAZ es posible vigilar de forma recurrente el progreso de nuevas construcciones. Este es el caso de la Isla de Gulhifalhu en Maldivas, construida con el fin de edificar en la misma 6000 viviendas y un puerto internacional, para descongestionar el tráfico del puerto de Malé, capital de Maldivas.

La construcción de esta nueva Isla está causando la aparición de altos niveles de sedimentación en el mar, que cubren y asfixian el crecimiento de los corales



■ Ejemplo de producto de cambios multitemporal derivado de 2 imágenes PAZ. En verde se observa la nueva Isla de Gulhifalhu construida entre abril y septiembre de 2020 (Fuente: Hisdesat)

## Conclusiones

Los servicios de valor añadido construidos a partir de imágenes del satélite PAZ pueden contribuir de manera significativa a los Objetivos de Desarrollo Sostenible (ODS). Los productos derivados podrían ayudar de forma fiable a la toma de decisiones para proteger nuestro medio ambiente y la sociedad en general, apoyando así, al diseño de estrategias y medidas de adaptación y resiliencia para el clima y la sostenibilidad.

# EO-ALERT: una arquitectura novedosa para la próxima generación de satélites de observación de la Tierra que soportan alertas civiles tempranas

M. Kerr<sup>1</sup>, S. Tonetti<sup>1</sup>, S. Cornara<sup>1</sup>, J. I. Bravo<sup>1</sup>, R. Hinz<sup>1</sup>, A. Latorre<sup>1</sup>, F. Membibre<sup>1</sup>, C. Solimini<sup>1</sup>, S. Wiehle<sup>2</sup>, H. Breit<sup>2</sup>, B. Tings<sup>2</sup>, O. Koudelka<sup>3</sup>, F. Teschl<sup>3</sup>, E. Magli<sup>4</sup>, T. Bianchi<sup>4</sup>, Andrea Migliorati<sup>4</sup>, Paolo Motto Ros<sup>4</sup>, Michele Caon<sup>4</sup>, R. Freddi<sup>5</sup>, M. Benetti<sup>5</sup>, F. Milani<sup>5</sup>, G. Curci<sup>5</sup>, S. Fraile<sup>6</sup>, L. Garcia<sup>6</sup>, C. Marcos<sup>7</sup>, A. Fiengo<sup>8</sup>

<sup>1</sup>DEIMOS Space S.L.U., Tres Cantos – Madrid, España, Email: {murray.kerr, stefania.tonetti, stefania.cornara, juan-ignacio.bravo, robert.hinz, antonio.latorre, francisco.membibre, chiara.solimini}@deimos-space.com

<sup>2</sup>Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V., Alemania, Email: {stefan.wiehle, helko.breit, bjorn.tings}@dlr.de

<sup>3</sup>Technische Universität Graz, Graz, Austria, Email: {koudelka@tugraz.at, franz.teschl@tugraz.at}

<sup>4</sup>Politecnico di Torino, Turin, Italia, Email: {enrico.magli, tiziano.bianchi, andrea.migliorati, paolo.mottoros, michele.caon}@polito.it

<sup>5</sup>OHB Italia Spa, Milan, Italia, Email: {rfreddi, mbenetti.ext, fmilani.ext, gcurci.ext}@cgspace.it

<sup>6</sup>Deimos Imaging S.L.U., España, Email: silvia.fraile@deimos-imaging.com, lucia.garcia@deimos-imaging.com

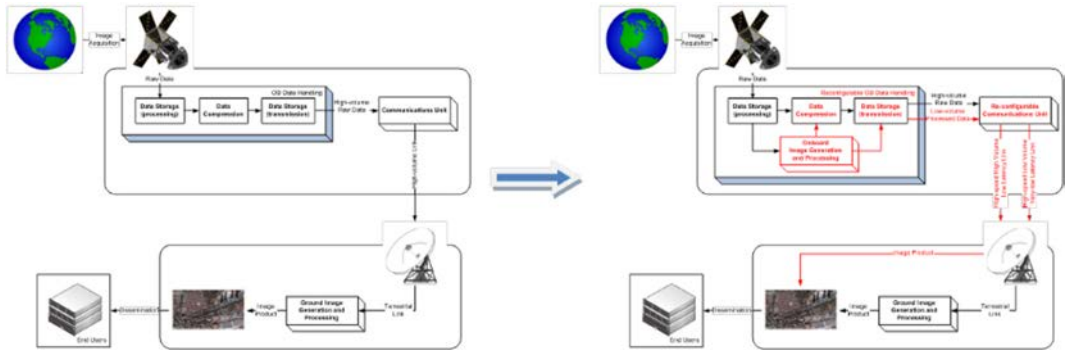
<sup>7</sup>Agencia Estatal de Meteorología, España, Email: cmarcosm@aemet.es

<sup>8</sup>Anteriormente en DEIMOS Space S.L.U., Tres Cantos – Madrid, España

**Resumen:** Los datos de la Observación de la Tierra por Satélite se utilizan de manera ubicua en muchas aplicaciones, proporcionando servicios básicos a la sociedad, tales como monitorización ambiental, gestión de emergencias y seguridad civil [1]. Debido a la creciente demanda de productos de Observación de la Tierra por parte del mercado, la clásica cadena de datos genera un grave problema de cuello de botella, exacerbado aún más con las múltiples constelaciones de satélites. Una gran cantidad de datos crudos de Observación de la Tierra (EO) generados a bordo del satélite deben transferirse a tierra, lo que ralentiza la disponibilidad del producto, aumenta la latencia y dificulta el crecimiento de las aplicaciones para responder a la mayor demanda de los usuarios.

Este documento proporciona una visión general de los resultados logrados por el proyecto EO-ALERT (<http://eo-alert-h2020.eu/>), una actividad de investigación de la Unión Europea en el marco del programa H2020.

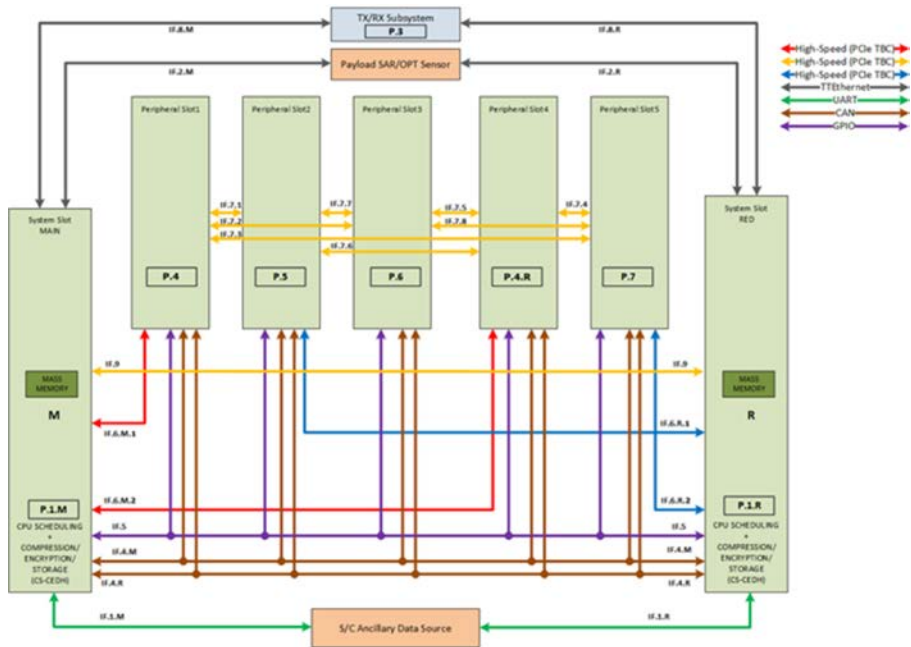
EO-ALERT propone la definición y el desarrollo de la cadena de procesamiento de datos de Observación de la Tierra de próxima generación, basada en una nueva arquitectura de segmento de vuelo que mueve elementos de procesamiento de datos clave optimizados del segmento terrestre a bordo del satélite (Fig. 1), con el objetivo de entregar productos de Observación de la Tierra para el usuario final con muy baja latencia (casi en tiempo real) [2]. EO-ALERT logra, a nivel global, latencias inferiores a cinco minutos para la entrega de productos, alcanzando latencias inferiores a 1 minuto en algunos escenarios.



■ Fig. 1. EO-ALERT: cadena de datos que mueve el procesamiento en tierra y la gestión de datos al segmento de vuelo para productos de imagen EO de muy baja latencia: (izquierda) cadena de datos clásica basada en la compresión y transferencia de datos sin procesar, (derecha) cadena de datos innovadora que muestra sus elementos clave y nuevos flujos de datos (en rojo)

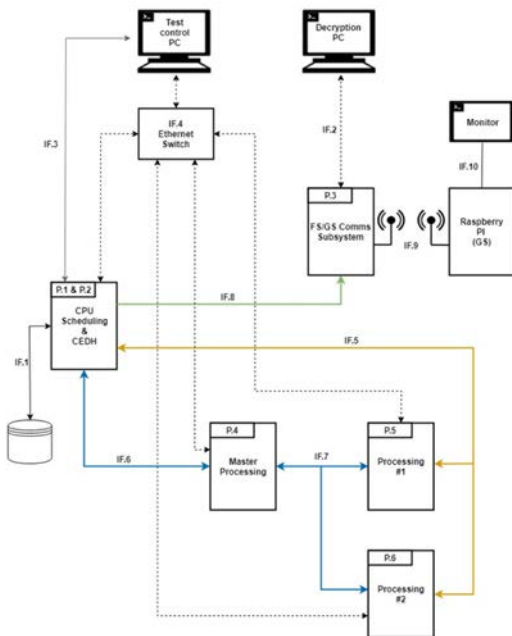
La arquitectura propuesta resuelve los desafíos mencionados arriba a través de una combinación de innovaciones en los elementos integrados de la cadena de datos y las comunicaciones. En particular, la arquitectura presenta soluciones tecnológicas innovadoras, que incluyen manejo de datos reconfigurables a bordo, generación y procesamiento de imágenes a bordo para la

generación de alertas (productos) usando Inteligencia Artificial (AI), compresión de datos a bordo y encriptación usando AI, aviónica a bordo de alta velocidad y enlaces de comunicación reconfigurables de alta velocidad a tierra, incluida una cadena separada para alertas con latencia mínima y cobertura global [3] [4] (Fig. 2).



■ Fig. 2. EO-ALERT: arquitectura de aviónica

Este documento presenta la arquitectura propuesta, su rendimiento y hardware, considerando dos escenarios de usuario diferentes; detección de buques y observación de condiciones climáticas extremas / predicción inmediata. Los resultados muestran que, cuando se implementa utilizando componentes COTS y enlaces de comunicación disponibles, la arquitectura propuesta puede enviar alertas a tierra con latencia inferior a cinco minutos, tanto para misiones que embarcan Radar de Apertura Sintética (SAR) como cargas ópticas, lo que demuestra la viabilidad del concepto y de la arquitectura de EO-ALERT. La implementación en un banco de pruebas (Fig. 3) de aviónica permite probar la arquitectura de EO-ALERT con datos de Observación de la Tierra reales, con el objetivo de demostrar que puede cumplir con los requisitos de los escenarios considerados en términos de rendimiento de detección, y proporcionar tecnologías con un alto nivel de madurez (TRL 4-5). Esto abrirá oportunidades sin precedentes para la explotación de productos de Observación de la Tierra civiles, especialmente en escenarios sensibles a la latencia, como la gestión de desastres [5] [6].



■ Fig. 3. EO-ALERT: arquitectura del banco de pruebas

**Reconocimientos:** Este proyecto EO-ALERT ha recibido financiación del programa de investigación e innovación Horizonte 2020 de la Unión Europea en virtud del acuerdo de subvención n. 776311.

## Referencias:

- [1] Business Innovation Observatory. Applications related to Earth Observation. Study Case 63. Ares (2016) 2153857 - 06/05/2016.
- [2] Kerr M., Cornara S., Latorre A., Tonetti S., Fiengo A., Gomez de Agüero S., Bravo J. I., Velotto D., Breit H., Bals U., Koudelka O., Teschl F., Magli E., Bianchi T., Freddi R., Benetti M., Fabrizi R., Fraile S., Marcos C., "EO-ALERT: A Novel Flight Segment Architecture for EO Satellites Providing Very Low Latency Data Products", ESA Phi-week 2019, 9-13 September, ESA-ESRIN, Frascati, Rome.
- [3] M. Kerr, S. Tonetti, S. Cornara, J. I. Bravo, R. Hinz, A. Latorre, F. Membibre, C. Solimini, S., et al. "EO-ALERT: A Novel Architecture for the Next Generation of Earth Observation Satellites Supporting Rapid Civil Alerts", 71st International Astronautical Congress (IAC) – The CyberSpace Edition, 12-14 October 2020.
- [4] A. Latorre, F. Membibre, J. I. Bravo, R. Hinz, M. Kerr, A. Ramos, A. Fiengo, "On-board Low Latency Processing of Earth Observation Products in a Multi-board Scheme Using Multi-core and FPGA-based Architecture", 71st International Astronautical Congress (IAC) – The CyberSpace Edition, 12-14 October 2020.
- [5] S. Tonetti, S. Cornara, G. Vicario de Miguel, L. Carzana, M. Kerr, R. Fabrizi, S. Fraile, C. Marcos Martín, D. Velotto, "EO-ALERT: Next Generation Satellite Processing Chain for Security-Driven Early Warning Capacity in Maritime Surveillance and Extreme Weather Events", 2019 Living Planet Symposium, 13-17 May 2019, MiCo - Milano Congressi, Milan, Italy.
- [6] A. Fiengo, C. Marcos, J. I. Bravo, M. Kerr, "EO-ALERT – Extreme Weather Scenario: Towards Convective Storm Nowcasting via On-Board Satellite Processing", 3rd European Nowcasting Conference, 24-26 April 2019, Madrid, Spain.

# Five years of Copernicus Long Term Archive at Indra

R. Romero<sup>1</sup>, J.L. Villanueva<sup>1</sup>, A. Vadillo<sup>1</sup>, N. Houghton<sup>2</sup> <sup>1</sup>Indra Sistemas S.A (rromero@indra.es, jlvillanueva@indra.es, avadillo@indra.es) , <sup>2</sup> European Space Agency (Nigel.Houghton@esa.int)

**Introduction:** From 2015 Indra is archiving the images of the Sentinel-2 mission in the frame of an ESA Contract. The main activities of the project and a summary of the challenges faced on it by Indra are presented when the project is close to be finalized

**Copernicus Programme:** The Copernicus programme (Figure1) aims to provide accurate, timely and easily accessible information to improve the management of the environment, understand and mitigate the effects of climate change and ensure civil security. The programme is headed by the European Commission (EC) in partnership with the European Space Agency (ESA).

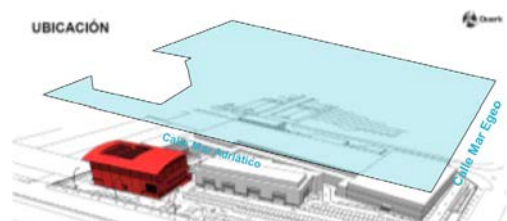
ESA is developing a new family of satellites, called Sentinels, specifically for the operational needs of the Copernicus programme. At present, three complete two-satellite constellations are in orbit plus an additional single satellite, Sentinel-5P.

Indra is participating in the programme from 2013 when the ESA awarded Indra an initial contract for implementing at its facilities one of the main data Processing and Archiving Centers (PAC) of the Sentinel 2A satellite mission ground segment. In 2015 ESA expanded the contract to include data management for the twin satellite, the Sentinel 2B, and extends it to 2020.



■ Figure 1: Services included in Copernicus Programme (Source: EU)

**Sentinel-2 Indra Project:** The Sentinel-2 PAC is located at the Indra Data Processing Centre (DPC) in San Fernando de Henares (Madrid). With a surface of 5,000 square meters, the data processing centre fulfills the necessary, stringent level of security, and offers an uninterrupted service level of at least 99.98%, equivalent to the characteristics specified for TIER III facilities (see Figure 2).



■ Figure 2: Indra Data Processing Centre

After Sentinel 2A began orbiting the Earth in June 2015, the operations started at the Indra PAC and the first images were received. Operations of the Sentinel-2 PAC



at Indra allows the satellite data products to be kept safely for in the long-term, in turn allowing the users to access long time-series of optical measurements over the mission lifetime. The information supplied by these images is especially useful in the fields of agriculture and environmental management, with uses such as monitoring of crops, estimation of droughts, and surveillance of floods or follow-up of deforestation processes providing optical images from the Earth's land surface with a spatial resolution of up to 10 meters

With both satellites in operation, the Sentinel 2 mission is capable of obtaining complete coverage of the Earth's land surface every 5 days (10 days when only one satellite is in operation). This produces around three (3) PetaByte of data per year to be stored in the LTA of S2 Indra PAC.

At present, the S2 Indra PAC LTA Service has stored 12 millions of products with a volume of 10 PetaByte,

Indra LTA Service is composed by a disk cabinet acting as cache of the system and a tape library where the products are stored.

Big numbers of LTA Service are:

- Number of archived products: 12 millions
- Size of archived products: 10 PetaByte
- Daily archiving: 10 TeraByte
- Daily retrieving: 20 TeraByte
- Number of data loss: 0

In 2020 the contract will end and the service will face the more demanding year due the products of LTA are required from the Copernicus Users Services, thus the product demanding is higher as initial contract.

**Acknowledgments:** This Project is funded by ESA contract number: ESRIN/Contract No. 4000107839/13/09/I-NB: PREPARATION AND OPERATIONS OF THE OFF-LINE PROCESSING AND ARCHIVING CENTRES (PACS) FOR THE COPERNICUS SENTINEL SATELLITES: Indra



# iSIM (integrated Standard Imager for Microsatellites), una familia de modelos de telescopios binoculares de alta resolución óptica

Marta Massimiani (massimiani@satlantis.com); Juan Tomás Hernani

Eider Ocerin

Satlantis microsats S.L. es una PYME tecnológica con sede en el País Vasco que diseña, fabrica y comercializa cargas útiles de altas prestaciones para pequeños satélites y CubeSats de observación terrestre.

Su tecnología central es iSIM (integrated Standard Imager for Microsatellites), una familia de varios modelos de telescopios binoculares de alta resolución óptica resultado de la combinación de diferentes tecnologías: óptica, mecánica, electrónica y algoritmos de procesamiento. La tecnología desarrollada por SATLANTIS es disruptiva dentro del mercado de cámaras de observación de la tierra dado que ofrece prestaciones superiores a las de instrumentos convencionales en un formato más compacto y ligero. Las cámaras iSIM son particularmente adecuadas para monitorizar estructuras lineales como costas, oleoductos, fronteras y ofrecen una resolución submétrica en las bandas VNIR (450-900nm) y mejor que 3m en SWIR (900-1450nm).

La empresa validará su tecnología en órbita el próximo mes de mayo en una misión a la ISS lanzada desde

el Centro Espacial de Tanegashima en Japón, con la misión HTV-9. La cámara irá integrada en la plataforma externa (i-SEEP) del módulo japonés Kibo de la Estación Espacial Internacional (ISS). Esta será la primera vez que una carga útil extranjera se instale en la plataforma japonesa i-SEEP. JAXA, la agencia espacial japonesa, ha coordinado el proyecto y se encargará de ponerla en órbita. Para ello, la cámara iSIM-170 ha pasado una estricta campaña de ensayos, revisiones y evaluaciones por parte de las Agencias JAXA y NASA terminada en diciembre con la aprobación final para la Estación Espacial.

Además de esta misión, SATLANTIS está trabajando en dos misiones adicionales, una a través del Departamento de Defensa Estadounidense y otro con la Agencia Espacial Europea (ESA), previstos para 2021 y 2022.

Se propone una presentación de la empresa y de las misiones y desarrollos que está llevando a cabo en la actualidad.

# Inteligencia y procesamiento abordo de satélite para vigilancia en tiempo real

---

Murray Kerr (murray.kerr@deimos-space.com)

DEIMOS Engineering and Systems

---

La latencia entre la observación física de un evento a bordo de un satélite y la disponibilidad de los productos derivados de esta observación en tierra es un factor determinante en muchas aplicaciones como seguridad o gestión de crisis. Actualmente, el mercado europeo proporciona estas observaciones con latencias del orden de entre quince y treinta minutos mediante sistemas satelitales civiles para aplicaciones de seguridad.

Desde hace más de tres años, DEIMOS Space está desarrollando un sistema HW/SW que irá embarcado en satélites ópticos y que proporcionará productos de observación de la Tierra con muy baja latencia. Considerando un satélite de pequeño tamaño (<250 kg) equipado con sensores de muy alta resolución (por debajo del metro), como el actualmente en desarrollo en DEIMOS, este sistema HW/SW pondría a disposición de los usuarios finales productos procesados en menos de 2 o 3 minutos. Esta capacidad, que no existe actualmente en satélites civiles de tamaño similar, supondrá un cambio de paradigma en el mercado de observación de la Tierra.

La innovación propuesta se centra en el tratamiento de la cadena de procesamiento de imágenes de satélites de

observación de la Tierra. De esta manera, en lugar de procesar los datos básicos del sensor en tierra, este procesamiento será ejecutado a bordo del satélite. Tanto la imagen, en crudo o sin procesar, como los productos derivados de su procesamiento se gestionan a bordo del satélite. Aprovechando el tamaño reducido de dichos productos, es posible su transferencia utilizando enlaces de comunicación de alta velocidad y flexibles, lo que hace que la latencia global entre la observación y su disponibilidad esté en el orden de minutos.

Para facilitar este cambio de paradigma es necesario desarrollar tecnologías innovadoras en determinadas áreas tecnológicas como el uso de placas de computación de alto rendimiento para la aviónica, la aplicación de técnicas de inteligencia artificial para el procesamiento y gestión de los datos y las operaciones del satélite y el uso de constelaciones de satélites de telecomunicación auxiliares para la transferencia de datos.

Este artículo presenta el concepto y el sistema que DEIMOS está desarrollando para proporcionar productos de observación de la Tierra con muy baja latencia, dentro del contexto del desarrollo del tercer satélite de DEIMOS, que se llama SAT4EO.

# Long duration balloon ascent tool. combination of dynamical and thermal model during the balloon ascent phase

Fernández-Soler<sup>1</sup>

<sup>1</sup> Universidad Politécnica de Madrid, Madrid, 28040, Spain (alejandrojose.fernandez@upm.es)

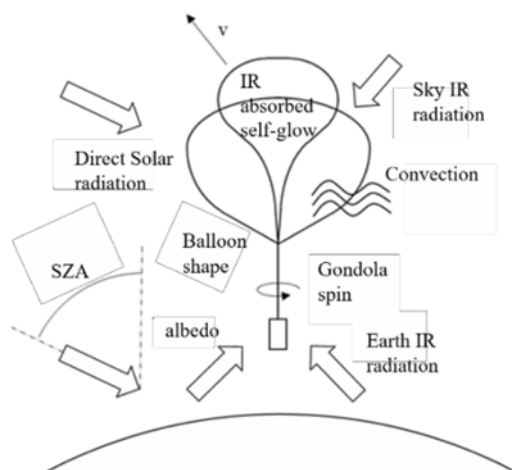
**Introducción:** Los satélites son los sistemas espaciales más utilizados para el estudio de la Tierra y del sistema solar, así como para proporcionar otros servicios como comunicaciones o navegación. Sin embargo, las tecnologías empleadas y el acceso al espacio son caros. Por esta razón, existen alternativas que según los requisitos de la misión pueden obtener los mismos resultados a mucho menor coste. Una de ellas son los denominados *Long Duration Balloon* (LDB) [1] que consiste en la utilización de los denominados globos *zero-pressure*, comúnmente inflados con helio, capaces de elevar cargas de peso de hasta 2700 kg a alturas de crucero cercanas a los 40 km. En estas alturas de crucero, las condiciones del entorno son muy similares a las condiciones de espacio, ya que en estas alturas se ha superado el 99% de la atmósfera, con una presión atmosférica de milibares [2], ofreciendo la posibilidad de conseguir objetivos científico de observación (solar o terrestre) sin necesidad de un lanzamiento, ya que el globo es capaz de alcanzar su altura de vuelo en crucero por el principio de Arquímedes. Además, la principal ventaja de estos sistemas es que la instrumentación empleada se puede recuperar, recopilando información muy útil para su posterior reutilización. La duración de los vuelos, dependiendo de la época del año y del lugar de lanzamiento, puede alcanzar hasta los 55 días.

Los análisis térmicos para este tipo de misiones son cruciales para el éxito de la misión [3]. Durante esta fase de ascenso, comúnmente no operacional, puede ocurrir el caso extremo dimensionante en condiciones

frías debido a los efectos convectivos causados por la velocidad relativa con el viento y la baja temperatura del aire en la tropopausa.

**Física de la fase de ascenso:** A priori el ascenso del globo parece un problema sencillo en el que la velocidad de ascenso ocurre debido a la fuerza de flotabilidad que compensa el peso y la resistencia aerodinámica.

Sin embargo, el modelado del ascenso del globo requiere una interacción entre cuatro modelos [4]. El modelo de atmósfera, el modelo dinámico, el modelo geométrico, pues el globo cambia de tamaño, y el modelo térmico. Con estos cuatro modelos se pueden defini

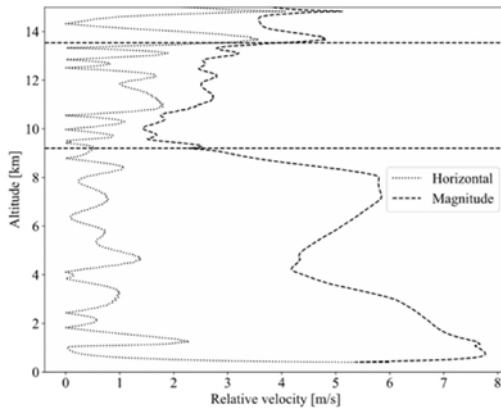


■ Figura 1. Esquema de los parámetros que afectan en el ascenso.

los parámetros que afectan durante la fase de ascenso que se resumen en la Figura 1.

Combinando los cuatro modelos, se ha desarrollado una herramienta para resolver la fase de ascenso.

**Cálculo de la velocidad relativa:** Una utilidad de la herramienta es la obtención de un perfil de velocidad relativa para su posterior utilización como *input* del modelo térmico de la carga de pago. Para ello, se emplea un perfil de velocidad de viento representativo desde el punto de vista térmico y se obtiene la velocidad relativa. En la Figura 2 se presenta un ejemplo del perfil de velocidad relativa obtenido con la herramienta.



■ Figura 2. Perfil de velocidad relativa.

**Conclusiones:** Los *Long Duration Balloon* son una alternativa a los satélites para determinadas misiones de observación y una excelente plataforma para la demostración funcional de nuevos instrumentos y tecnología espacial, mostrando un gran potencial por su precio más económico. Además, se ha desarrollado una herramienta que permite modelar la fase de ascenso de estos vuelos, siendo una posible utilización la obtención de perfiles con la altitud de variables que serán empleadas como *input* en un análisis térmico posterior.

## Referencias:

- [1] Morris, A., (1975) *Scientific Ballooning Handbook*, NCAR TN/1A-99, National Center for Atmospheric Research, Boulder CO.
- [2] National Aeronautics and Space Administration, *Scientific Balloons*, URL-<https://www.nasa.gov/scientific-balloons/types-of-balloons>.
- [3] González-Bárcena, D., Fernández-Soler, A. et al, (2020) *Real data-based thermal environment definition for the ascent phase of Polar-Summer Long Duration Balloon missions from Esrange (Sweden)*, *Acta Astronautica*, vol. 170, pp. 235–250.
- [4] Farley, R. E., (2005) *BalloonAscent: 3D Simulation Tool for the Ascent and Float of High Altitude Balloons*, AIAA-2005-7412.

# Desarrollo del sistema de separación LCB380

F. Javier Rivas<sup>1</sup>, A. Mediero<sup>2</sup>, L. Ordoñez<sup>3</sup>, A. Flores<sup>4</sup>

<sup>1</sup> Technical Authority, Airbus DS, franciscojavier.rivas@airbus.com

<sup>2</sup> Mechanism Department, Airbus DS, alvaro.mediero@airbus.com

<sup>3</sup> Mechanism Department, Airbus DS, luis.ordonez@airbus.com

<sup>4</sup> Test Department, Airbus DS, alvaro.flores@airbus.com

En los últimos tiempos hay una fuerte demanda de satélites de pequeño y mediano tamaño que surgen con el ánimo de hacer negocio al proporcionar servicios de internet global, de observación de la tierra, meteorológicos, etc. Valga la siguiente imagen, Fig. 1 como ejemplo de misiones de este tipo.



■ Fig. 1: Ejemplos de posibles aplicaciones del sistema LCB380

Airbus DS, como líder de mercado del segmento de sistemas de separación, está desarrollando en España el equipo LCB380 que aúna, en menos de 4kg, todas las funcionalidades requeridas para dar respuesta a las necesidades de satélites del tipo mencionado, antes del vuelo, durante éste y en el momento de su separación.

La relación de Airbus DS Madrid (antigua CASA División Espacio) con el desarrollo de Sistemas de Separación para satélites, y en particular con las *clamp-bands*,

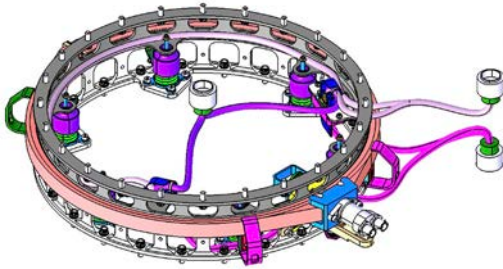
empezó en 1996. De aquel impulso inicial han surgido dos grandes familias de Sistemas de Separación, la primera sin reducción del choque de apertura (familia CRSS) y la segunda que cuenta con un mecanismo para reducir este choque (familia LPSS). Actualmente, y tras veinte años de trabajo continuo, hemos colaborado en la consecución de 145 misiones exitosas gracias a nuestros Sistemas de Separación

El sistema LCB380 lo podemos englobar dentro de una nueva familia, puesto que su principio de funcionamiento no encaja exactamente en ninguna de las dos familias anteriores.

LCB380 es un adaptador de carga útil (conocido como PAS, *Payload Adapter System*, por sus siglas en inglés) para satélites de hasta 200kg de peso.

Debido a la naturaleza de los satélites a los que va dirigido, este PAS tiene voluntad de ser el sistema de separación tanto de misiones individuales como de constelaciones en lanzamientos sucesivos.

Las tres características principales de este sistema son ligereza (3.65kg), robustez de concepto y sencillez de la integración.



■ Fig. 2: LCB380

Este equipo se entrega tensado y listo para ser integrado por lo que las únicas tareas a realizar durante la integración previa al vuelo son la conexión mecánica de las interfaces superior e inferior, la conexión eléctrica del cableado que va al satélite y de la que va al lanzador y, por último, el conexionado del cableado del dispositivo de suelta.

El sistema LCB380 está compuesto por cuatro subsistemas, esto es, subsistema estructura, subsistema de separación, subsistema de eyección y subsistema eléctrico.

El **subsistema estructura** consta de dos aros, teniendo cada uno de ellos una interfaz estándar de 24 tornillos M6 en un diámetro de 15" (381mm). El aro superior, que es el que permanece con el satélite durante su vida útil, ha sido optimizado hasta conseguir un peso de únicamente 0.65kg. El aro inferior, junto con el resto de subsistemas, permanece con el lanzador una vez que se ha producido el evento de la separación. Todos los elementos de la estructura están sometidos a un proceso de protección superficial que cumple la regulación REACH. Por otro lado, hay un camino de paso de corriente a través de toda la estructura haciendo que el satélite este eléctricamente referenciado al vehículo lanzador.

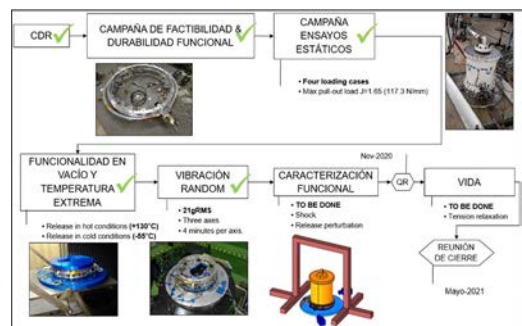
El **subsistema de separación** está formado por una banda continua más un mecanismo de reducción de choque. La banda se tensa mecánicamente por el apriete de un bulón M8, y la tensión es reaccionada por el dispositivo de suelta, una piro-tuerca en la configuración por defecto, a través del mecanismo de reducción de choque. Para accionar la apertura de la banda se activa eléctricamente el dispositivo de suelta. Éste permite a la banda liberar la energía almacenada

abriéndose radialmente y yendo a parar a los *catchers*. Los *catchers* son unas piezas metálicas que controlan la cinemática de la banda y la aparcan en una posición fija permitiendo al satélite ser eyectado sin perturbación.

El **subsistema de eyección** está formado por seis conjuntos de muelles. Cada conjunto puede ir en una de las seis posiciones habilitadas al efecto en el aro inferior. En cada posición puede haber un muelle, dos, o no haber muelle. De esta forma la flexibilidad es máxima para poder seleccionar la fuerza y energía deseada, de manera que se obtenga la velocidad de eyección deseada y, así mismo, se pueda contrarrestar una posición del CoG del satélite no centrada con respecto al centro geométrico de los seis conjuntos de muelles.

Finalmente, el **subsistema eléctrico** está compuesto por el cableado que va tanto al satélite como al lanzador y que se cierra en el plano de separación por medio de dos umbilicales de quince pines cada uno. Estos umbilicales dan servicio a la alimentación del satélite, telemetría y señal del evento de separación. Este evento se materializa en el instante de la separación por medio de una señal de circuito abierto a través de dos pines en cada uno de los umbilicales.

Actualmente en Airbus DS estamos en plena campaña de ensayos del modelo de calificación de LCB380. Esta campaña consiste en:



■ Fig.3: Campaña de calificación

Las principales características del sistema, predichas por los cálculos y modelos durante la fase de diseño y corroboradas por los resultados de los ensayos se recogen en la siguiente tabla.

CARACTERÍSTICA	VALOR
Fácil Integración	El sistema se entrega tensado y listo para el vuelo.
Interfaz mecánica	Estándar de 15" (24 tornillos de M6 en diámetro 381mm) en los dos aros. Se puede adaptar a otra configuración si la misión lo requiere
Interfaz eléctrica	Configuración base de 30 líneas en dos conectores DEMA-15. Posibilidad de adaptarlo para otro número de líneas.
Conductividad eléctrica a través de los aros	Resistencia de 0.1W entre I/F satélite y I/F lanzador gracias al tratamiento superficial de aros.
Señal de evento de separación	Por defecto 2 líneas de circuito abierto en los umbilicales. Opción de micro- switches si se requieren.
Dispositivo de suelta	Pyro-tuerca ME0042 por defecto. Otras opciones son factibles.
Energía de eyección	Configuración base de 22J. tanto la fuerza como la energía de eyección son configurables. En cada una de las 6 posiciones posibles, se pueden montar 1, 2 o ningún muelle. De esta forma, se puede ajustar la velocidad de eyección deseada así como contrarrestar el efecto de una posición de CG del satélite no centrada.
Capacidad de carga	Flujo de deslizamiento demostrado > 78.2N/mm Flujo máximo demostrado = 117.3N/mm
Temperaturas funcionales extremas de calificación	$T_{max} = 130^{\circ}C$ $T_{min} = -55^{\circ}C$
Nivel Random de calificación	Acelinput= 21 gRMS, 3 ejes, 4 minutos por eje.
Choque en la apertura	Por caracterizar
Impulso lateral	Por caracterizar

Tabla 1: LCB380 Datasheet



# Un abordaje a los sistemas de propulsión basado en combustión supersónica “scramjet engines”

R. B. Iván Felipe<sup>1</sup> (iban.baron@inpe.br - ifrodriguez@libertadores.edu.co),  
O. R. Jaime Enrique<sup>2</sup> (jeorduyr@libertadores.edu.co), G. C. Francisco<sup>3</sup> (fgonzalez@libertadores.edu.co),  
P. L. Sergio<sup>4</sup> (jeorduyr@libertadores.edu.co - snpachonl@libertadores.edu.co)

<sup>1</sup> Fundación Universitaria los Libertadores (Colombia)

<sup>2</sup> Instituto nacional de Pesquisas Espaciais INPE (Brasil)

**Introducción:** Las misiones espaciales usualmente son llevadas a cabo por cohetes cuya trayectoria y despegue se realiza de forma vertical, estos son propulsados por una mezcla de combustible (sólido, líquido y/o híbrido

Tabla 1. Principales estudios de motores aerorreactores realizados por diferentes países e instituciones.

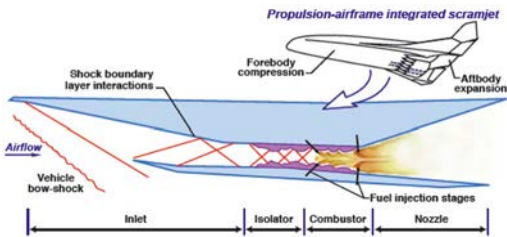
dependiendo del diseño) y un oxidante, que aproximadamente ocupa el 95% del peso total del vehículo lo cual reduce significativamente la carga útil a un 5% del peso total [1], por esta razón los costos operacionales son muy altos [2], generalmente entre 60 y 90 Millones de dólares [3]. Para mitigar los efectos de alto costo operacional y la poca carga útil, diversos centros de investigación como la Fuerza Aérea de Estados Unidos, la NASA, Plaiseau ONERA Center y el Laboratorio de vuelo *Scramjet* Organización de ciencia y tecnología para la defensa Australiana (DSTO), Laboratorio de investigaciones de la Fuerza Aérea (AFRL- USA), NASA Pruebas de sistemas, componentes y toma de datos por medio de lanzamiento de cohetes hipersónico de Rusia han propuesto la disminución del peso del sistema de propulsión [4], no obstante, debido a que la eficiencia de estos sistemas se encuentra entre el 97% y 98%, se hace poco probable la optimización de la tecnología de este tipo de sistemas de propulsión, este es el motivo por el cual se requiere de nuevas y diferentes

Estudios del sistema de inyección de combustible para motor *Scramjet* a *Mach* tecnologías, entre las cuales se ha propuesto un sistema de propulsión aspirada realizado por motores estatorreactores de combustión supersónica llamados *Scramjet* por sus siglas en inglés: “*Supersonic Combustion Ramjet*”, cuyo principio básico de funcionamiento al igual que el de los motores a reacción está basado en la tercera ley de Newton de acción y reacción [5]. Este documento tiene como objetivo realizar un abordaje a los sistemas de propulsión basados en combustión supersónica y el análisis aerodinámico de los motores tipos “*scramjet*”, además de las posibles aplicaciones, concluyendo en la viabilidad del sistema bajo parámetros de funcionamiento como el despegue e ignición asistida.

**Investigaciones relevantes:** De las investigaciones y desarrollos en motores *Scramjet* pueden destacarse como los más significativos y avanzados el X-43, el X51, el Hifire y finalmente el X-14, anteriormente mencionados. Además de estos desarrollos, países como Francia, Rusia, Japón, Australia, Inglaterra y China tienen como objetivo investigar diferentes sistemas de propulsión hipersónica por medio de motores aerorreactores en diferentes configuraciones [4], la Tabla 1 presenta los principales estudios de estos países.

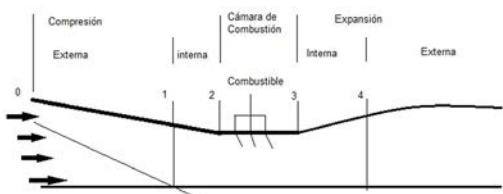
**Funcionamiento de motores aerorreactores y estatorreactores de alta velocidad:** Un motor tipo

Scramjet es un motor aspirador de aire o aerorreactor hipersónico que de la misma forma no utiliza piezas móviles (estatorreactor), en el que se adiciona aire y combustible para su combustión; el flujo de aire permanece supersónico a lo largo de todo el proceso de combustión (Figura 1).



■ Figura 1. Schematic of the integrated scramjet engine- airframe [6]

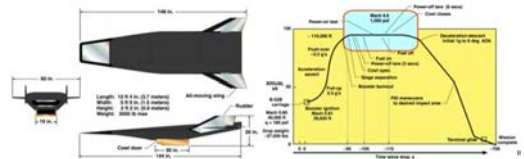
Este tipo de motores normalmente utilizan como combustibles hidrocarburos del tipo JP-7 o metilciclohexano, hidrógeno líquido o mezclas, además pueden hacer ignición desde 4 Mach y alcanzan velocidades teóricamente de hasta 25 Mach. En un motor con condiciones de operación de 12 Mach, la cámara de combustión puede alcanzar una temperatura de 2650 K y una velocidad de flujo interno de 4.9 Mach, a una presión de 2,5 atm. Su techo de operación está en la estratosfera (39.624 Km) [7]. En la Figura 2 son mostrados los puntos de referencia de un motor Scramjet, por otro lado en la Tabla 2 se presentan las estaciones de referencia en la localización del motor.



■ Figura 2. Designación de las estaciones de referencia de un motor Scramjet. [7]

Tabla 2. Referencia de las estaciones en paralelo con la localización en el motor.

Generalmente este tipo de motores, son transportados hasta una altitud y velocidad determinada, de acuerdo con los parámetros de funcionamiento, establecidos inicialmente en su diseño. (Ver Figura 3)



■ Figura 3. Vehículo Scramjet X-43 y su trayectoria [8]

Un ejemplo de ellos es la aeronave de vuelo hipersónico X-43, desarrollado por NASA (Ver Figura 4), el cual consiguió su mayor logro en su tercer vuelo de pruebas el 13 de noviembre de 2004, en el primero de sus vuelos el vehículo lanzador falló por errores en la comunicación y en el segundo alcanzó 6.8 Mach a 28.96 Km rompiendo el récord de velocidad para una aeronave estratosférica con una velocidad de 9.68 Mach a 33.53 Km utilizando JP-7 como combustible, este también fue remolcado, en principio, por el B-52 Stratofortress y luego acelerado por un cohete propulsor. Con estos vuelos la NASA terminó su Hyper-X program obteniendo resultados satisfactorios.



■ Figura 4. Demonstrador tecnológico X-43A. [9]

Los parámetros de diseño de este tipo de aeronaves, son basados en aerodinámica de alta velocidad (supersónica e hipersónica), donde es considerado el fluid compresible y algunos fenómenos explicados a continuación.

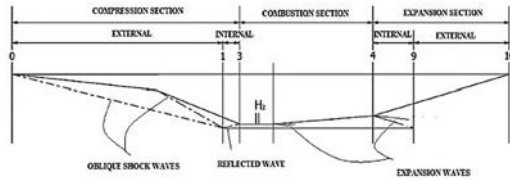
## Conceptos de aerodinámica de alta velocidad:

De acuerdo con Anderson, la aerodinámica puede calificarse con base a los regímenes de velocidad (Tabla 3), los cuales principalmente son divididos en subsónicos ( $Mach < 1$ ) o supersónicos ( $Mach > 1$ ). [10]

Mach Number	Flow Regime
$0 < M < 1$	Subsonic
$0.8 < M < 1.2$	Transonic
$M = 1$	Sonic
$1 < M < 5$	Supersonic
$M > 5$	Hypersonic

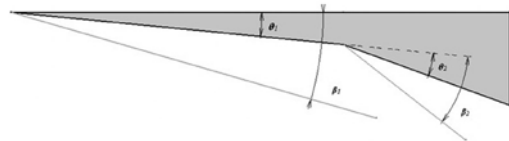
Tabla 3. Regímenes de velocidades del fluido. [10]

Los motores *Scramjet* funcionan a velocidades supersónicas e hipersónicas, en las cuales se presentan de acuerdo con su geometría, diferentes tipos de fenómenos físicos llamados ondas de choque ya sean de compresión o de expansión, en las cuales se pueden encontrar ondas de choque normal, ondas de choque oblicua y ondas de expansión según corresponda (Figura 5)



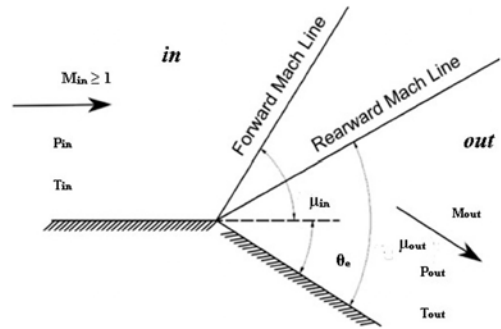
■ Figura 5. Fluido a través de la superficie inferior de un motor Scramjet. Adaptado de [11]

Las ondas de choque oblicuas, generalmente se presentan a la entrada del motor (Figura 6) y son las encargadas de comprimir el fluido, aumentando las propiedades termodinámicas y disminuyendo la velocidad del fluido y de esta forma proveer las condiciones adecuadas a la entrada de la cámara de combustión.



■ Figura 6. Entrada de motor Scramjet [12]

Durante el paso del fluido por la cámara de combustión, el fluido se considera teóricamente que tiene un comportamiento estable y debe transitar completamente a velocidad supersónica, hasta la salida, donde se encuentran ondas de expansión (Figura 7), las cuales tienen un comportamiento contrario a las ondas de compresión, que disminuyen las propiedades termodinámicas del fluido y aceleran la velocidad del fluido de salida del motor.

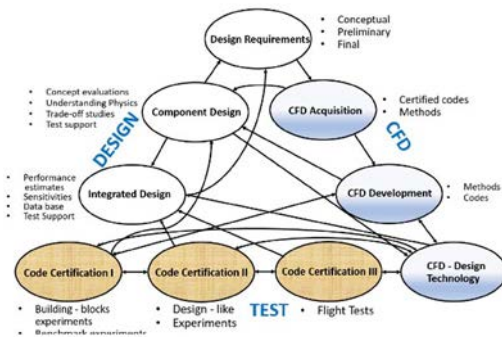


■ Figura 7. Ondas de expansión (Fuente: adaptado de Anderson, 2003).[10]

EL análisis teórico analítico, debe ser apoyado por medio de análisis computacionales como se muestra a continuación.

**Análisis computacional:** Algunas propiedades y fenómenos ambientales de la aerodinámica no son simples de calcular. Por ejemplo, la teoría de formas, la transición y la turbulencia de la capa límite, las interacciones de fluido viscoso y no viscoso, los flujo separados, la química del desequilibrio y los efectos de la catalización superficial, la ablación y los efectos no continuos, entre otros. Estos fenómenos se presentan sobre cuerpos objeto de estudio y en túneles de choque supersónico.

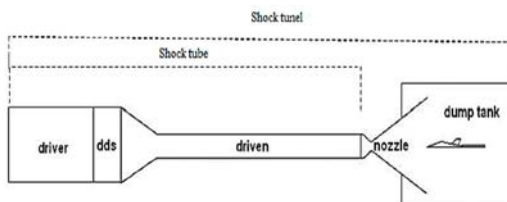
Para aquellos casos donde la investigación necesita un análisis más complejo, las herramientas computacionales se presentan como una gran solución, conducida desde principios esenciales del flujo sobre configuraciones geométricas prácticas, con *hardware* y *software*, la dinámica de fluidos computacional (CFD) juega un papel cada vez más importante en el proceso de diseño. (Figura 8) [11]



■ Figura 8. Metodología de desarrollo de fluidos computacionales. [11]

Teniendo en cuenta que una metodología de diseño normalmente se basa en tres factores principales, teoría, CFD y pruebas. De esta forma a continuación se aborda el análisis experimental.

**Análisis experimental:** Un túnel de choque hipersónico (Figura 9) es un tubo de choque conectado a una sección de prueba, que consta de la garganta y la boquilla. La boquilla se utiliza para acelerar el flujo hasta una velocidad hipersónica. Aquí se utiliza la teoría del tubo de choque y la teoría del flujo compresible a través de la boquilla [13].



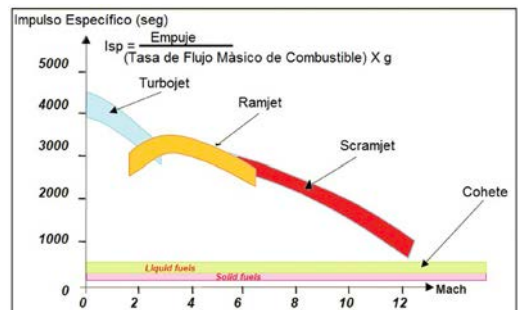
■ Figura 9. Esquema de un túnel de choque hipersónico. [13]

Posterior a los análisis de los resultados experimentales en tierra, es posible realizar vuelos de prueba para la retroalimentación del diseño.

**Éxitos y desafíos de los motores Scramjet:** Los motores cohete usados para lanzamientos espaciales tienen que llevar en la aeronave el oxidante para la combustión, los motores Scramjet son la mejor alternativa para complementar estos sistemas ya que este no necesita transportar su oxidante, debido a que es tomado de la atmósfera, lo que se resume en un aumento en la capa-

dad de la carga paga transportada por lanzamiento y la reducción de los costos de operación.

En cuanto al rendimiento, en comparación a los motores cohete, es destacado el impulso específico como se muestra en la Figura 10.



■ Figura 10. Rendimiento alcanzado por Ramjet/Scramjet. [14]

A su vez, un Scramjet por su posible orientación de vuelo horizontal, se estima que sus operaciones tengan gran similitud con las operaciones de los aviones en cuanto a asequibilidad, flexibilidad y seguridad, para vuelos a alta velocidad dentro de la atmósfera y órbita terrestre. Por otra parte, las desventajas de los motores Scramjet nacen a partir de las características de su operación, debido a las altas velocidades de vuelo se genera una gran carga aerodinámica en su estructura lo que implica un diseño estructural muy robusto, también se produce una gran fricción en esta estructura y un aumento en su temperatura especialmente en la cámara de combustión.

Asimismo, la velocidad de ignición es muy alta obligando a depender de un sistema secundario para alcanzar la presión dinámica necesaria para su óptimo funcionamiento, esto todavía lo mantiene como un sistema no autónomo, además de presentarse combustión fuera de la cámara de combustión cuando se alcanzan velocidades hipersónicas, en el cual el comportamiento del flujo es difícil de controlar. Por consiguiente, el principal problema es el desarrollo de componentes resistentes a las altas cargas de temperatura que deben soportar durante la operación de la aeronave.

**Conclusiones:** Los motores Scramjet son demostradores tecnológicos. El despegue y puesta en marcha no son autónomos, por lo tanto, necesitan de sistemas

auxiliares de propulsión inicial, que proporcione velocidades iniciales para la ignición, generalmente entre 4 Mach y 5 Mach.

Este tipo de tecnología, se proyecta como un potencial sistema de propulsión para transporte aéreo, más rápido y de mayor alcance, adicionalmente con la integración de sistemas de propulsión el motor *Scramjet* permite tener acceso al espacio con mayor porcentaje de carga útil.

## Referencias:

- [1] R.L. Alcaide, "Investigação da combustão supersônica em túnel de choque hipersônico". M.S. Thesis, Instituto Tecnológico de Aeronáutica, São José dos Campos, SP, Brazil, 2009.
- [2] TORO, P.G.P.; MINUCCI, M.A.S.; CHANES JR.; OLIVEIRA, A.C.; GOMES, F.A.A.; MYRABO, L.N.; NAGAMATSU, H.T. (in memorium). New Hypersonic Shock Tunnel at the Laboratory of Aerothermodynamics and Hypersonics Prof. Henry T. Nagamatsu. In: 5th International Symposium on Beamed Energy Propulsion. 2007.
- [3] SPACEX, "CAPABILITIES & SERVICES" (2020). [En Línea], Disponible en: <https://www.spacex.com/about/capabilities>.
- [4] F. S. Ronald. Century of Ramjet Propulsion Technology Evolution. Journal of Propulsion and Power, Vol 20. Enero - Febrero 2004.
- [5] ANDERSON JR, J. D. Hypersonic and High Temperature Gas Dynamics: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2000.
- [6] NASA National Aeronautics and Space Administration., Langley Research Center, How a scramjet work. Available in: [http://www.nasa.gov/centers/langley/images/content/142861main\\_x43a\\_intscramjet\\_550.gif](http://www.nasa.gov/centers/langley/images/content/142861main_x43a_intscramjet_550.gif).
- [7] K. N. Robert., "Analysis and design of a hypersonic scramjet engine with a starting mach number of 4.00". M.S. Thesis, The University of Texas, Estados Unidos, 2008.
- [8] MOSES, P. L.; RAUSCH, V. L.; NGUYEN, L.T.; HILL, J. R. NASA Hypersonic Flight Demonstrators – Overview, Status, And Future Plans. Acta Astronautica, Vol. 55, p. 619-630, 2004.
- [9] Conner. NASA "X-43A (Hyper-X)". agosto de 2017. Recuperado en septiembre de 2019 [En Línea], disponible en: [https://www.nasa.gov/centers/armstrong/history/experimental\\_aircraft/X-43A.html](https://www.nasa.gov/centers/armstrong/history/experimental_aircraft/X-43A.html)
- [10] ANDERSON JR., J. D. Modern Compressible Flow: with Historical Perspective. 3rd. ed: McGraw-Hill, 2003.
- [11] HEISER, H. W.; PRATT, D. T. Hypersonic Airbreathing Propulsion. AIAA Education Series, 1994.
- [12] Barón, I. (2015). Experimental investigation of the scramjet demonstrator 14 X B with mach Numbers 6 to 12. In Hypersonic Shock Tunnel. Master dissertation. Instituto tecnologico de Aeronautica.
- [13] ROLIM, T. C. Experimental Analysis of a Hypersonic Waverider. M. Sc. Thesis –Instituto Tecnológico de Aeronáutica. São José dos Campos, Brazil, 2009.
- [14] Falempin. "Ramjet and Dual Mode Operation". Von Karman Institute and RTO, Francia, 2007.
- [15] NASA, "Dryden Flight Research Center", recuperado en septiembre de 2011 [En Línea], Disponible en: [http://www.nasa.gov/centers/dryden/espanol/FS-040-DFRC\\_espanol.html](http://www.nasa.gov/centers/dryden/espanol/FS-040-DFRC_espanol.html)



# PLD Space, “The European commercial launch service provider dedicated to small payloads and small satellites”

Raúl Torres Berenguer, CEO & Co-founder (raul.torres@pldspace.com), Pablo Gallego Sanmiguel, Senior Vice President, Sales & Customers (Pablo.gallego@pldspace.com), Lorena Santos Maestre, Communication Manager (Lorena.santos@pldspace.com)

**Introduction:** In Europe, PLD Space, is a Spanish rocket company founded in 2011 and based in Elche, which aims to serve the emerging small satellites and CubeSats market with a dedicated, flexible, and affordable launch service. For this, PLD Space is currently developing a family of reusable launch vehicles: MIURA 1 and MIURA 5. MIURA 1 is a suborbital rocket for microgravity research and will serve as technology demonstrator for its successor MIURA 5. MIURA 1 will be launched from INTA-CEDEA Launch Site, located in the southwest coast of Spain. Thus, MIURA 5, a two-stage launch vehicle will provide commercial access to space and can deliver a payload mass of 300 kg to a 500 km sun-synchronous orbit. An optional kick-stage enables the deployment of satellites in different orbits. MIURA 5 maiden flight is planned to launch from the European Spaceport in Kourou in French Guiana.

Market assessments carried out by PLD Space have confirmed a significant growth in the small satellites de-

mand. More than 4100 small satellites are forecasted up to 2028. This market is widely dominated by CubeSats (71%). This substantial evolution of the nanosatellites market has been enabled by lower-cost hardware, the components miniaturization, and the development of COTS for space applications. Thus, these factors have enabled to reduce the size and the cost of satellites. Also, for these reasons, reusability of the launcher -one of the goals of PLD Space- will monetize the market.

Europe represents a relevant market, just after North America, and MIURA 5 will offer flexible launch configurations to meet the needs of a broad spectrum of small CubeSat and satellite missions. Possible options are a dedicated launch, a piggyback flight as primary payload or as passenger, and a rideshare of similar sized satellites. With the last two options being the most appropriate ones for CubeSat missions. All flight configurations also come along with the increased flexibility shorter lead times and reduced costs that are achieved with every MIURA 5 mission.

In the first test flight, MIURA 1 will already carry several payloads. Half of the total available payload capacity will be used by PLD Space. A variety of sensors will be integrated into the rocket with the intention to quantify the flight environment. These sensors will for example measure flight loads and temperatures in the payload compartments, pressure profiles along the rocket to qualify the aerodynamic model and many more. The other half of the available payload mass has been made available for the scientific community and will house several scientific experiments



■ Simulation of MIURA 5 flight (PLD Space)

# HIPATIA: un proyecto para el desarrollo del motor de plasma de fuente helicón y sus tecnologías asociadas hasta su pre-calificación

V. Gómez<sup>1</sup>, M. Ruiz<sup>1</sup>, P. Fajardo<sup>2</sup>, J. Navarro-Cavallé<sup>2</sup>, R. Albertoni<sup>3</sup>, G. Dickeli<sup>3</sup>, A. Vinci<sup>4</sup>, S. Mazouffre<sup>4</sup>, N. Hildebrand<sup>5</sup>

<sup>1</sup> SENER Aeroespacial (victor.gomez@aeroespacial.sener),

<sup>2</sup> Universidad Carlos III de Madrid,

<sup>3</sup> Airbus Defense and Space,

<sup>4</sup> Centre National de la Recherche Scientifique

<sup>5</sup> Advanced Space Technologies GmbH.

**Introducción:** HIPATIA (Helicon Plasma Thruster for In-Space Applications) es un Proyecto que recibió un contrato de la Comisión Europea en 2019 (GA870542) para comenzar en 2020 su actividad de cara a desarrollar el motor HPT (Helicon Plasma Thruster) y sus tecnologías asociadas.

El objetivo de HIPATIA es verificar la funcionalidad y las prestaciones de un sistema de propulsión eléctrico basado en la tecnología HPT, para su aplicación en constelaciones de satélites no geoestacionarios y otras pequeñas plataformas.

El Consorcio, liderado por SENER Aeroespacial, cuenta con la participación de la Universidad Carlos II de Madrid, AIRBUS Defense and Space y el Centre National de la Recherche Scientifique, ambos en Francia, y la empresa alemana Advanced Space technologies. Los Socios aportan a HIPATIA una sólida experiencia en el desarrollo, integración y ensayos de sistemas de propulsión eléctrica.

**Discusión:** El Helicon Plasma Thruster (HPT) es una tecnología que SENER y UC3M han estado desarrollando conjuntamente en los últimos 5 años. Es una tecnología de propulsión de plasma generado y energizado

por radiofrecuencia, cuyo desarrollo preliminar muestra que puede ofrecer un buen nivel de rendimiento a la par que elimina muchos de los problemas de diseño y producción - electrodos, electrónica de alto voltaje y fabricación compleja - que han afligido a los sistemas de propulsión eléctrica hasta la fecha. Dado el diseño relativamente simple y robusto de la tecnología HPT (sin rejillas ni electrodos), HIPATIA tiene el potencial de proporcionar una solución rentable para las grandes constelaciones de pequeños satélites (<500 kg, <750W de potencia para propulsión).

Los impactos asociados a tener un motor calificado no se lograrían a menos que el sistema de propulsión completo haya demostrado su integración y consistencia de funcionamiento. HIPATIA avanzará el estado de desarrollo del HPT hasta TRL6-7, pero también se enfrentará a los desafíos de integración de un sistema de propulsión completo, constituido por el motor (Thruster Unit, TU), la unidad de radiofrecuencia y potencia (Radiofrequency Generation and Power Unit, RFGPU) que lo alimenta y la unidad de control de flujo de propulsante (Propellant Flow Control Unit, PFCU) que controla la presión y el gasto másico desde el tanque al motor. El sistema se integrará y verificará con



respecto a los requisitos derivados de las necesidades del mercado. Las actividades de desarrollo se complementarán con tareas de investigación y experimentales, con el fin de proponer acciones de diseño para mejorar el rendimiento del HPT.



■ Ignición del prototipo HIPATIA con imanes permanentes en las instalaciones de la UC3M en Leganés.

**Conclusión:** Esta presentación examina las necesidades del mercado para la propulsión de pequeñas plataformas espaciales, analizando las necesidades y requisitos impuestos a un subsistema de propulsión basado en HPT. Se debatirá el estado de las tecnologías que se desarrollarán e integrarán en el Proyecto HIPATIA. A partir de este punto, el documento explora los planes del Consorcio sobre investigación y desarrollo para llevar un subsistema de propulsión basado en HPT a TRL6 en 2022.

**Reconocimientos:** El proyecto HIPATIA ha sido financiado con fondos del programa H2020 de investigación y desarrollo de la Comisión Europea bajo el acuerdo de subvención No. 870542.

## Referencias

- [1] M. Merino, J. Navarro, S. Casado, E. Ahedo, V. Gómez, M. Ruiz, E. Bosch, and J. del Amo, "Development of a 1 kW-class helicon antenna thruster," 34th International Electric Propulsion Conference, IEPC-2015-297.
- [2] J. Navarro-Cavallé, M. Wijnen, P. Fajardo, E. Ahedo, V. Gómez, A. Giménez, M. Ruiz. "Development and Characterization of the Helicon Plasma Thruster Prototype HPT05M", 36th International Electric Propulsion Conference. Vienna, Austria. September 15-20th, 2019.
- [3] J. Navarro-Cavallé, M. Wijnen, P. Fajardo & E. Ahedo, "Experimental characterization of a 1 kW helicon plasma thruster", Vacuum 149,69-73 (2018)
- [4] K. Takahashi, C. Charles, R. Boswell, A. Ando, Phys. Rev. letter 120 (2018)
- [5] D. Pavarin et al., in 31th International Electric Propulsion Conference, IEPC Paper No. 2009-205, 2009.
- [6] Large LEO satellite constellations: Will it be different this time? May 4, 2020 | Article By Chris Daehnick, Isabelle Klinghoffer, Ben Maritz, and Bill Wiseman in McKinsey&Company Aerospace & Defence Practise

# Propulsión eléctrica para nano/micro satélites

S. Correyero-Plaza<sup>1</sup>, D. Pérez-Grande<sup>2</sup>

<sup>1,2</sup>ienai SPACE (saracp@ienai.space)

**Introducción:** Un tercio de todos los satélites construidos por la humanidad desde el Sputnik-1 (1957) se han lanzado a órbita en los últimos 15 años. Durante los próximos 5 años el número de satélites lanzados (cerca de 3000) duplicará la cantidad de satélites aún activos en órbita. Este crecimiento sin precedentes se debe a las tendencias del “Nuevo Espacio”, las cuales han revolucionado las posibilidades de acceder y operar en el entorno espacial.

El “Nuevo Espacio” se cementa en bajos costes, empresas ágiles y productos innovadores, muchos de los cuales han crecido entorno a nuevos tipos de plataformas satelitales como los micro- (10-100Kg de masa) o nanosatélites (1-10Kg de masa); a su vez, estas plataformas existen bajo nuevos estándares como el Cube-Sat (el primer satélite de “acceso abierto”), capaces de disrumpir la industria.

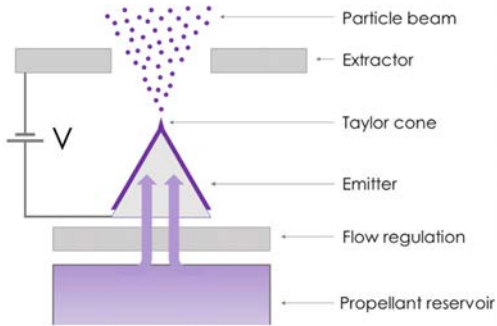
Estas pequeñas plataformas de satélites son hoy en día inmensamente populares dado su bajo coste (tanto en fabricación como lanzamiento) y las inmensas funcionalidades que ofrecen, en gran parte debido a la miniaturización de múltiples tecnologías, y que hoy en día incluyen la observación espacial y terrestre, comunicaciones ultra rápidas, seguimiento de activos, ciencias ambientales, Internet-de-las-Cosas y programas nacionales de defensa y espacio. Las aplicaciones específicas son incluso más variadas. No obstante, los pequeños satélites están limitados en el volumen y masa disponible para la carga de pago y la potencia que pueden suministrarle; a su vez, esto restringe el alcance de las misiones que llevan a cabo, las cuales, además, sue-

len verse afectadas por su clasificación como “carga de pago secundaria” en los lanzadores orbitales. Estos “viajes en segunda clase” suelen implicar una falta de control sobre la órbita operacional del satélite, la cual impacta toda la vida de este (incluyendo el deorbitado para evitar su clasificación como basura espacial al final de la misión).

Una solución práctica para sobrepasar algunas de estas limitaciones es incluir sistemas de propulsión a bordo. Sin embargo, fabricantes y clientes se muestran reacios a incluir estos sistemas dado que típicamente entran en conflicto con los ya complejos requisitos de la carga de pago. Adicionalmente, la variabilidad en el volumen-masa-potencia disponible (que puede cambiar más de un orden de magnitud entre satélites de la misma categoría) significa que una solución de “talla única” no existe. Esto último añade el requisito de que las tecnologías de propulsión deben ser fácilmente escalables, algo que, hoy en día, no ocurre. Las diversas problemáticas mencionadas han llevado a que menos de un 10% de los nanosatélites incluyan propulsión a bordo, siendo la mayoría de los sistemas volados demostradores tecnológicos.

En este escenario nace ienai SPACE, una empresa de nueva creación con sede en Madrid, cuya misión es dar acceso a propulsión a bordo a todo tipo de nano/micro satélites. En ienai SPACE están desarrollando un novedoso motor cohete de propulsión eléctrica a bordo para plataformas que van desde unos pocos vatios (menos de 5 W) a cientos de vatios. La tecnología está basada

en la aceleración de líquidos iónicos, y se caracteriza por su sencillez, alta eficiencia y gran escalabilidad.



■ Esquema de funcionamiento de los motores de electrospray desarrollados por ienai SPACE

Además, el software propietario de ienai SPACE, apodado "Rocket-Design-As-A-Service", permite optimizar el propulsor desde el punto de vista del análisis de misión y seleccionar el sistema de propulsión que mejor se adapta a los requerimientos tanto de plataforma como de misión.

En esta conferencia, se presentó la misión y visión de la compañía, sus capacidades y equipo técnico, así como el módulo de propulsión ATHENA, el primer sistema de propulsión desarrollado por la compañía. El módulo ATHENA (Adaptable Thruster based on Electropray for Nanosatellites), es un Sistema de propulsión modular y escalable con un impulso específico entre 2000 y 5000 segundos, y un consumo de potencia mínimo de 2 W. La eficiencia total del sistema está en torno al 60%, siendo una de las más altas del mercado actual a bajos niveles de potencia.



■ Modelo CAD del módulo de propulsión ATHENA

# Actividades Desarrolladas por GMV en el Campo de la Retirada Activa de Basura Espacial

Francisco Javier Atapuerca Rodríguez de Dios (fjatapuerca@gmv.com)

GMV

Desde el comienzo de la carrera espacial, se han puesto en órbita alrededor de 9600 satélites. De estos satélites, unos 5500 siguen en órbita, pero de éstos, sólo unos 2300 siguen funcionando. El resto o bien está flotando sin control, o se han desintegrado en piezas debido a colisiones o explosiones. Se estima que puede haber en órbita más de 34 000 objetos mayores de 10 cm, y más de 128 millones de entre 1 mm y 1 cm.

Además de estos números, varias empresas están presentando sus proyectos de mega-constelaciones. OneWeb, una de las primeras, planea poner en órbita 648 satélites para dar cobertura de Internet global. Starlink, uno de sus competidores, ha pedido permisos preliminares para más de 40 000 (aunque seguramente el número sea la también mareante cifra de 12 000).

Teniendo en cuenta este escenario, las estrategias de retirada activa de basura espacial se vuelven muy relevantes, para asegurar el uso del espacio como un área común, mantener las operaciones actuales y futuras, y garantizar el acceso al espacio para las futuras generaciones.

GMV ha realizado y está realizando gran número de actividades en este campo. En esta charla se presentarán algunas de ellas. Para empezar, podemos ver la evolución esperada del uso de las órbitas LEO, desde el uso actual, hasta la futura explosión de las mega-constelaciones. También es importante ver el estado de la legislación actual en este campo.

Una vez presentado el problema, hay que plantearse como atajarlo. Varias estrategias se pueden seguir para ello. Por un lado, hay que presentar cuáles pueden ser las opciones dentro de los satélites operacionales. Las técnicas de diseño para la retirada (Design for Removal) permiten facilitar las tareas de recogida. Técnicas pasivas, como elementos reflectores, identificadores visuales, sistemas para reducir la rotación o elementos de agarre. Técnicas activas, como LEDs, o láseres. Algunas de ellas, seleccionadas para formar parte de los requisitos de futuras misiones de la Agencia Espacial Europea.

El siguiente paso es las técnicas que se podrían usar en los satélites activos. Por ejemplo, el uso de técnicas de disminución de la rotación sin necesidad de contactar con el satélite objetivo, o también distintas técnicas de guiado y control, que permitan agarrar y reentrar con el satélite objetivo aunque éste esté girando sin control.

La charla presentará algunos de los resultados de los estudios realizados en GMV. Esperemos que un uso sensato del espacio nos permita evitar un síndrome de Kessler.

# E.T.PACK: Developing a deorbit kit based on electrodynamic tether technology

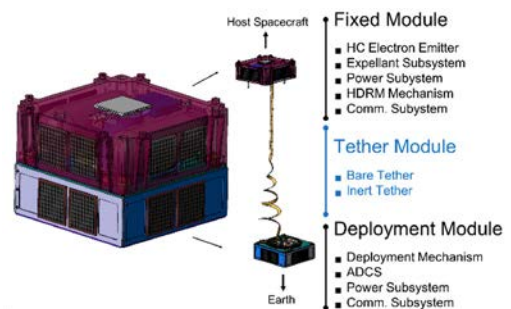
L. Tarabini Castellani<sup>1</sup>, E. Urgoiti<sup>1</sup>, A. Ortega<sup>1</sup>, S. Garcia<sup>1</sup>, J. Muñoz<sup>1</sup>, A. Gimenez<sup>1</sup>, S. Madrid<sup>1</sup>, G. Sánchez-Arriaga<sup>2</sup>

<sup>1</sup> Sener Aeroespacial, C. Severo Ochoa 4, 28760, Tres Cantos (Spain), lorenzo.tarabini@aeroespacial.sener,

<sup>2</sup> Universidad Carlos III de Madrid, Avenida de la Universidad 30, 28911, Leganés (Spain), gonsanch@ing.uc3m.es

The “Electrodynamic Tether technology for PAssive Consumable-less deorbit Kit” (E.T.PACK) is a 45 months FET-OPEN project, funded with 3M€ by the European Commission and started in March 2019 [1]. The objective of E.T.PACK is to develop a Deorbit Kit (DK) with TRL equal to 4 and based on an electrodynamic tether (EDT), i.e., a long metallic tape. Unlike chemical and electrical thrusters and drag augmentation devices, an EDT uses a passive and propellant-less mechanism known as the Lorentz drag. In particular, EDTs use the space environment resources (ambient plasma, geomagnetic field, and solar radiation), to exchange momentum with the Earth’s magnetosphere without using propellant. In Low Earth Orbit (LEO), an EDT deorbits the spacecraft in a passive manner, thus converting the orbital energy into useful electrical energy for on-board use. If onboard power is available, an EDT can re-boost the spacecraft. In 1993, both modes of operation were proven by NASA in the Plasma Motor Generator (PMG) mission [2]. Recent progress, like using tapes instead of wires [3], the Low Work-Function Tether (LWT) [4,5] and the bare-photovoltaic EDT [6] concepts, raised EDT performance, compactness, simplicity and robustness to a level that was unconceivable a few years ago.

E.T.PACK’s DK is fully focused on a follow-up In-Orbit Demonstration flight, whose main goal will be testing the critical technologies in space and evaluating the DK performances. In particular, the DK will be a fully au-

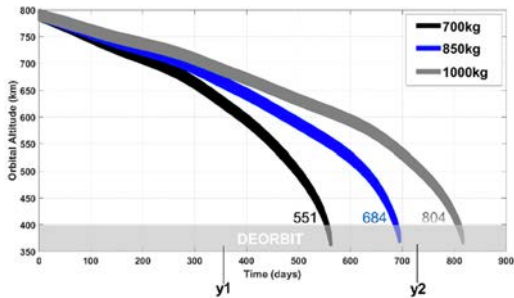


■ Figure 1. Deorbit kit and its main elements

tonomous system installed before launch on customer satellites and activated from ground at the end of the operational life. The DK will be self-powered and use a robust attitude control system to remove spacecraft residual angular velocity to acquire the proper attitude for tether deployment. After deployment, the Lorentz drag on the tether will dissipate the orbital energy, thus producing the deorbit of the spacecraft. The DK will be able to send Telemetry and receive Telecommand to interrupt the deorbiting and perform collision avoidance maneuvers.

Studies performed during the project indicate that a commercial DK with mass below 35 kg will deorbit a 700kg-S/C from a 800km altitude sun-synchronous orbit in less than 1.5 years. Even better performances can be achieved in non polar orbits.

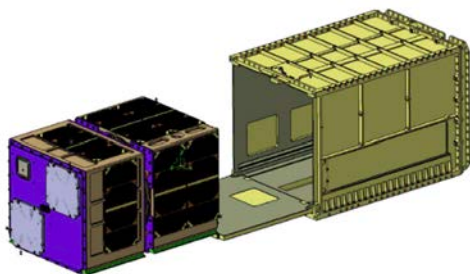
This work will present the most important result achieved from the start of the project. They include a



■ Figure 2. Simulation result of the altitude versus time for a 700-kg spacecraft equipped with a 35-kg deorbit kit

preliminary design and performances of a Deorbit Kit Demonstrator (DKD) fitting a 12U cubesat [7]. DKD will be launched in 600 km altitude orbit and will re-enter in less than 100 days. The DKD goal is to demonstrate in orbit the deorbit kit technologies paving the road for the commercialization of the kit.

DKD is composed by two independent modules; the Deployment Mechanism Module is in charge of deploying a 500m long tether while the Electron Emitter Module is responsible for emitting back to the plasma the electrons collected by the bare tape. The selected emitter is a heatherless hollow cathode to fit the tight power requirements. Passive electron emission will be demonstrated on a tether segment coated with the C12A7e- electride



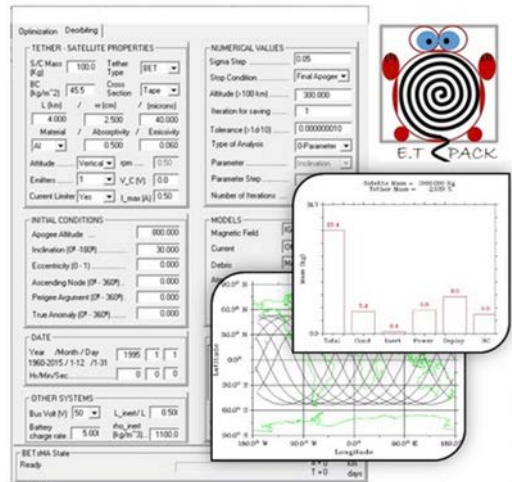
■ Figure 3. DKD Details



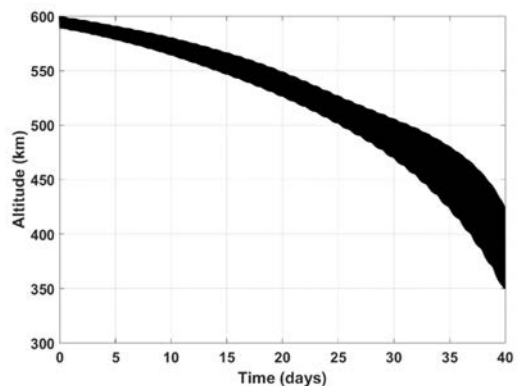
■ Figure 4. Longitudinal structure of the tether

Detailed models of the DKD mission have been generated and simulated with 3 different simulators to verify requirements and assess design correctness. The DKD performances are in lines with the expected and the team is now starting the manufacturing of a breadboard. E.T.PACK will terminate in 2022 reaching TRL4, the demonstration mission is foreseen in 2024 and start the production of the DK in 2025.

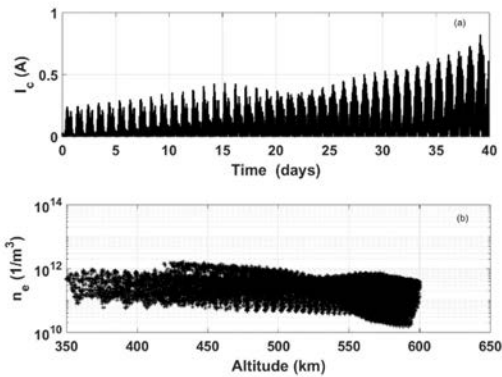
## BETsMA v2.0



■ Figure 5. Mission analysis software BETsMA v2.0 (on-line service available at <https://betsma.uc3m.es>)



■ Figure 6. DKD simulation results of altitude evolution



■ Figure 7. DKD simulation results of current and plasma density

**Acknowledgements:** This work was supported by the European Union's Horizon 2020 Research and Innovation Programme under grant agreement No.828902 (E.T.PACK project). GSA work is supported by the Ministerio de Ciencia, Innovación y Universidades of Spain under the Grant RYC-2014-15357.

## Bibliography

[1] G. Sánchez-Arriaga et al, The E.T.PACK project: Towards a fully passive and consumable-less deorbit kit based on low-work-function tether technology, *Acta*

*Astronautica* (in press). See also [www.etpack.eu](http://www.etpack.eu). [2] M.D. Grossi, Plasma Motor Generator (PMG) Electrodynamic Tether Experiment, Smithsonian Astrophysical Observatory Report, 1995. [3] S.B. Khan, and J. Sanmartín, Survival probability of round and tape tethers against debris impact, *J. of Spacecraft and Rockets* 50(3), 603-608, 2013. [4] Williams, J. D., Sanmartín, J., and Rand, L., *IEEE Trans. Plasma Science* 40, 5, 1441-1445, 2012. [5] G. Sánchez-Arriaga and X. Chen, Modeling and Performance of Electrodynamic Low-Work-Function Tethers with Photoemission Effects 34(1), 213-220, 2018. [6] M. Tajmar and G. Sánchez-Arriaga, A bare-photovoltaic tether for consumable-less and autonomous space propulsion and power generation, (submitted to *Acta Astronautica*). [7] L. Tarabini Castellani et al, Development Roadmap of a Deorbit Kit Based on Electrodynamic Tether, IAC-20-A6.4.4 (56858).



# Fast Kinetic impactor: análisis de misión para deflexión de asteroides usando un impactador cinético

P. Hermosin<sup>1</sup>, M. Sciarra<sup>1</sup>

<sup>1</sup>DEIMOS Space S.L.U., Tres Cantos – Madrid, España, Email: (pablo.hermosin, marcello.sciarra,}@deimos-space.com

**Resumen:** En los últimos años, el número de asteroides catalogados cercanos a la Tierra (Near Earth Asteroids) ha aumentado de manera exponencial gracias tanto a la investigación como a la mejora e incremento de las observaciones. Algunos de estos asteroides forman parte del denominado grupo de asteroides potencialmente peligrosos (Potentially Hazardous Asteroids), los cuales poseen una probabilidad de impacto con la Tierra que, si bien es muy pequeña, no es nula. Por ello, los estudios de Defensa Planetaria se centran actualmente en el desarrollo de las técnicas y estrategias necesarias para responder a una posible amenaza futura.

En este contexto, la Agencia Espacial Europea (ESA) ha promovido un estudio para analizar la capacidad actual para lograr la deflexión de un asteroide real de aproximadamente 50m de diámetro en el menor tiempo posible usando un impactador cinético. Una misión de este tipo presenta una serie de retos que es necesario superar para obtener un resultado satisfactorio, siendo dos de ellos de especial relevancia:

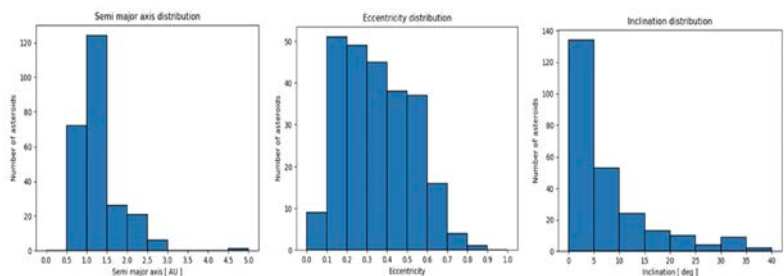
1. El reducido tiempo de reacción, del orden de pocos años, desde el momento en el que se detecta el asteroide hasta el momento del posible impacto.

2- El complejo sistema de guiado, navegación y control

necesario para poder impactar en un objetivo de tan reducido tamaño a alta velocidad (del orden de 10 km/s)

Como parte del consorcio liderado por Airbus Defense and Space, DEIMOS es responsable del análisis de misión. En un estudio de este calibre el diseño de la trayectoria implica un complejo proceso de búsqueda y optimización de miles de trayectorias a cientos de asteroides que forman parte del catálogo de cuerpos potencialmente peligrosos. Esta búsqueda y optimización incluye una serie de restricciones y penalizaciones que es necesario tener en cuenta, como por ejemplo la duración máxima de la misión, el reducido tiempo de reacción, ángulo de fase con el Sol en el momento del impacto o la velocidad relativa en el momento del choque necesaria para aplicar la deflexión suficiente para desviar el asteroide

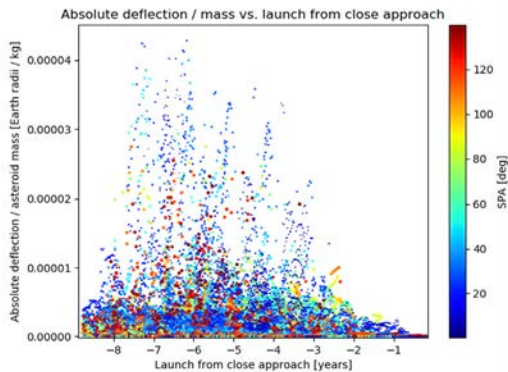
En esta presentación se muestra la metodología seguida durante el diseño de la trayectoria, así como los resultados principales que permiten la generación de estadísticas



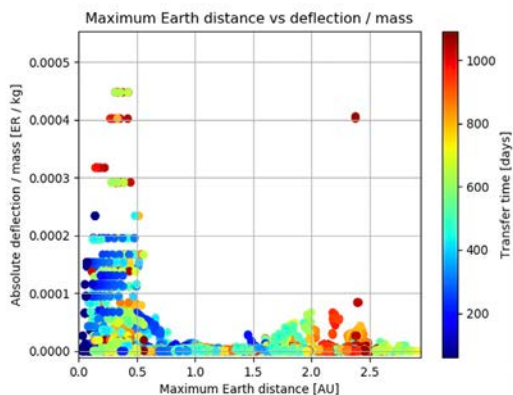
■Fig. 1: Distribución de elementos orbitales de los asteroides estudiados

ticas y mapas que relacionan el nivel de deflexión con las características de la misión.

**Reconocimientos:** Este trabajo no habría sido posible sin el apoyo de ESA y Airbus, cuyo soporte y actitud has sido clave a lo largo de todo el desarrollo del proyecto. Es por ello que desde DEIMOS queremos agradecerles su colaboración.



■ Fig. 2: Deflexión vs tiempo de reacción antes del impacto para diferentes valores de ángulo de fase con el Sol



■ Fig. 3: Deflexión vs distancia máxima a la Tierra para diferentes valores de duración de transferencia

## Referencias:

- [1] ESA NEO Coordination Centre <http://neo.ssa.esa.int/>
- [2] Centre of Near Earth Object Studies  
<https://cneos.jpl.nasa.gov/ca/>
- [3] JPL Small Bodies Database  
<https://ssd.jpl.nasa.gov/sbdb.cgi>
- [4] ESA "MSR-ERO Mission Analysis Guidelines", Issue 3, Revision 0, April 2019
- [5] P. Hermosín, J. Martín, S. Centuori, E. Babio, J.L. Cano, LOTNAV: A low-thrust Interplanetary Navigation Tool", ICATT 2018, Bremen
- [6] A. Milani, G. B. Valsecchi, (1999). The asteroid identification problem: ii. Target plane confidence boundaries. *Icarus*, 140(2), 408-423.

# Análisis de las órbitas Halo casi rectilíneas en la misión Gateway

---

Jorge Galan Vioque (jgv@us.es)

University of Sevilla

---

En esta charla presentamos una primera exploración del problema de inserción en órbitas Halo casi rectilíneas (NRHO) desde la Tierra usando maniobras impulsivas y luego aplicar los resultados al concepto de la misión DSG (Deep Space Gateway); en particular la denominada “Angelic Halo Orbit” elegida por la ESA. Se hará un breve repaso del problema de los tres cuerpos, desde su conceptualización más general hasta la versión simplificada del Problema de los Tres Cuerpos Circulares Restringidos, que se utilizará para calcular

las órbitas Halo con una herramienta de continuación numérica, el software AUTO. Presentaremos cálculos de las variedades estables e inestables de la órbita periódica. Se describirá la metodología para el cálculo de las trayectorias de inserción y la exploración completa del problema de optimización. A continuación se mostrarán los resultados de la aplicación de esta metodología a la misión DSG, y finalmente se derivarán algunas conclusiones.

# Diseño preliminar de misiones de eliminación activa de basura espacial

A. Barea<sup>1</sup>

<sup>1</sup> Universidad Rey Juan Carlos (adrian.barea@urjc.es)

**Introducción:** La gran concentración de objetos en las regiones más pobladas del espacio, especialmente las órbitas bajas terrestres y las geoestacionarias, supone una seria amenaza para las futuras operaciones espaciales.

Esto es debido a que una gran densidad de objetos favorece la proliferación de colisiones entre ellos, generando fragmentos y aumentando, a su vez, la probabilidad de subsiguientes colisiones.

Para poder estabilizar a largo plazo el número de objetos en las órbitas más concurridas, es necesario llevar a cabo misiones de eliminación activa de basura espacial.

En la actualidad, se están realizando pruebas que permitan demostrar la factibilidad de eliminar objetos individuales.

Sin embargo, debido a su alto coste, se espera que las futuras misiones de eliminación activa de basura espacial puedan eliminar varios objetos con un sólo satélite.

Este trabajo trata sobre el diseño preliminar de misiones de eliminación activa de basura espacial. Específicamente, se centra en la resolución eficiente de problemas de gran escala, en los que el conjunto de posibles objetos a eliminar es lo suficientemente grande como para ser representativo de los objetos que presentan una mayor amenaza para el ambiente espacial, proporcionando una visión más completa de las posibilidades que las misiones de eliminación activa de basura espacial pueden proporcionar.

**Descripción del problema:** El problema de eliminación activa de basura espacial tratado en este trabajo

considera como datos un satélite, el cual se encarga de realizar las operaciones de eliminación, y un conjunto de posibles objetos a eliminar. La resolución de dicho problema conlleva la elección de un subconjunto de dichos objetos candidatos, así como el orden en el que dichos objetos son visitados y eliminados por el satélite y las maniobras que éste tiene que realizar para hacerlo. Todo ello, teniendo en cuenta la importancia de los objetos elegidos, el combustible consumido y el tiempo necesario para llevar a cabo la misión.

Concretamente, se consideran conjuntos de objetos candidatos con un tamaño entre 500 y 1000 objetos, todos ellos situados en órbita baja terrestre.

**Metodología:** Dado el tamaño de los conjuntos de objetos considerados, la principal dificultad que se presenta en la resolución de estos problemas es el tratamiento de la complejidad combinatoria fruto de dicha magnitud.

*Programación entera mixta.* Se han modelado las misiones como problemas de programación entera mixta. Dichos problemas modelan la optimización de una función objetivo lineal:

$$\bar{c}^T \bar{x}$$

Sometida a un conjunto de ligaduras en forma de inecuaciones lineales:

$$A\bar{x} \leq \bar{b}$$

Donde,  $A$ ,  $\beta$  y  $c$  son parámetros dados y  $x$  es un vector de variables que pueden estar definidas tanto en los números reales como los enteros.

Este tipo de problemas presenta una complejidad computacional exponencial con la magnitud del problema,

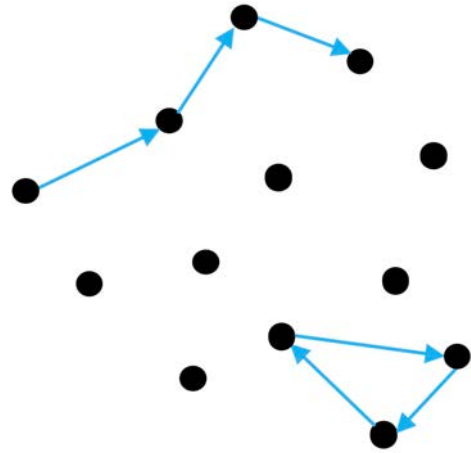
por lo que, en general, no sería una buena opción para resolver problemas de gran escala. Sin embargo, esto representa el peor caso posible y en casos prácticos es posible resolver de forma eficiente este tipo de problemas.

Se ha usado la técnica llamada Branch and Bound para resolver estos problemas. Por un lado, Branch, o ramificar, consiste en ir fijando de forma sistemática los valores de las variables enteras del problema. Cada una de esas elecciones genera una rama, dentro de la cual se van generando ramas derivadas fruto de elecciones subsiguientes. Este proceso se ejecuta hasta que todo el espacio de soluciones es explorado o cortado. Por otro lado, Bound, o acotar, consiste en obtener una cota optimista de la rama actual de forma que, si dicha cota es peor que una solución previamente obtenida, se puede cortar la rama, es decir, dejar de explorar tanto dicha rama como todas sus ramas derivadas.

Para obtener dichas cotas optimistas, se ha usado la relajación lineal. Esta técnica consiste en convertir el problema de programación entera mixta en un problema de programación lineal. De esta forma, las variables enteras se convierten en variables reales, generando una solución con un mejor valor de la función objetivo, pero sin sentido físico. Por ejemplo, la relajación lineal del problema de eliminación de basura espacial permite eliminar fracciones de objeto, gastando dichas fracciones del combustible y el tiempo de misión que se gastarían al eliminar el objeto completo.

Los problemas de programación lineal presentan complejidad computacional polinómica. Por esa razón, se considera que pueden resolver eficientemente problemas de gran escala. Esto es clave para la resolución eficiente de problemas de programación entera mixta de gran escala, ya que requiere la obtención de numerosas cotas optimistas. Otro concepto importante es que, si las soluciones de los problemas de programación entera mixta son cercanas a las que se obtienen a partir de sus relajaciones lineales, se consiguen cotas optimistas muy ajustadas, las cuales permiten cortar las ramas de forma muy eficiente, acelerando de forma significativa la resolución de los problemas.

Formulación matemática. Las ligaduras que definen la formulación matemática del problema de eliminación



■ Figura 1. Formación de *subtours*

de basura espacial tienen que hacer que las soluciones factibles de dicha formulación cumplan la estructura lógica del problema. Es decir, que se genere un camino rectilíneo que visite los objetos elegidos en el orden más ventajoso. Esto se consigue imponiendo que cada objeto eliminado tiene, como máximo, una transferencia de entrada y una transferencia de salida y que el número de objetos eliminados sea el número de transferencias realizadas más uno. Sin embargo, estas condiciones no pueden evitar la formación de ciclos disjuntos al camino rectilíneo, denominados *subtours*, tal y como se aprecia en la Figura 1.

La manera más extendida de tratar con esta dificultad es la eliminación dinámica de *subtours* [1]. Esta metodología consiste en que cuando se encuentra una solución factible del problema, se comprueba si tiene *subtours*. Si no los tiene, se acepta. Si los tiene, se rechaza y se añade una nueva ligadura por cada *subtour*. Estas nuevas ligaduras imponen que, si un *subtour* está formado por  $N$  objetos, solamente puede haber  $N-1$  transferencias entre ellos, lo que previene la aparición de dicho *subtour* en las subsiguientes soluciones factibles.

La eliminación dinámica de *subtours* suele ser muy efectiva debido a que, en general, no suele haber demasiados *subtours* relevantes. Sin embargo, cuando se trata de problemas que involucran maniobras orbitales, los *subtours* permiten sustituir transferencias costosas

por otras más baratas que den lugar a la formación de subtours. Esto tiene como consecuencia que se puedan sustituir transferencias con cambios de plano por transferencias coplanarias sin ningún sentido físico. Esto implica la existencia de infinidad de subtours relevantes y una pronunciada pérdida de efectividad de la eliminación dinámica de subtours.

Para evitar este problema, se pueden generar formulaciones alternativas que impidan la aparición de subtours. En el pasado, se desarrollaron formulaciones sin subtours para resolver el problema denominado Travelling Salesman [2], así como su variante con dependencia temporal [3]. El propósito de este problema es minimizar el coste que supondría visitar todos los elementos de un conjunto dado, por lo que dichas formulaciones solamente serían útiles en el caso en el que se tuviera de antemano los objetos que se quiere eliminar y simplemente se quisiera determinar su secuencia óptima.

Por ello, es necesario desarrollar una nueva formulación sin subtours para el problema general en el que solamente se quiere eliminar un subconjunto del conjunto de objetos candidatos.

Esta nueva formulación se basa en introducir una componente ordinal a las decisiones tomadas. Es decir, en vez de decidir si se va a realizar una transferencia desde el objeto  $i$  al objeto  $j$ , se va a decidir si la transferencia desde el objeto  $i$  al  $j$  es la  $k$ -ésima que se realiza en la misión. Esto permite imponer que, si la transferencia  $k$  termina en el objeto  $j$ , la transferencia  $k+1$  empieza en el objeto  $j$ . De esta manera, se elimina toda posibilidad de aparición de subtours.

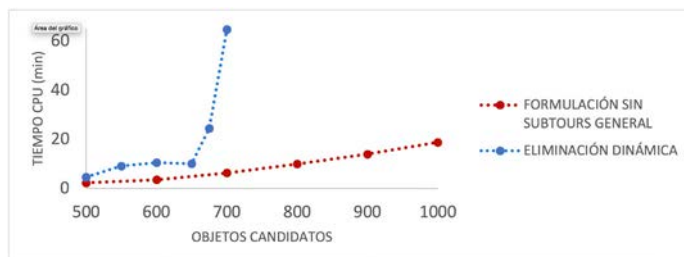
Se puede apreciar que esta formulación multiplica el número de variables que modelan el problema, por lo

que se aumentan considerablemente los requerimientos de memoria necesarios para resolverlo. Sin embargo, estos requerimientos son asequibles para los ordenadores de los que se dispone actualmente. Por ejemplo, son necesarios casi 5GB de memoria RAM para poder resolver un problema con un conjunto de 1000 objetos candidatos en el que se van a realizar, como máximo, 10 maniobras.

**Resultados:** La Figura 2 muestra una comparativa entre la eliminación dinámica de subtours y la nueva formulación que evita su aparición. Se puede apreciar que en problemas con hasta 650 objetos candidatos ambas formulaciones tardan un tiempo similar en encontrar la solución óptima. Sin embargo, en problemas con un número de objetos candidatos mayor, el tiempo empleado por la eliminación dinámica de subtours crece de forma explosiva, mientras que el empleado por la formulación sin subtours mantiene un crecimiento más moderado.

Dicha tendencia de crecimiento con el número de objetos candidatos hace que esta formulación sin subtours sea especialmente indicada para la resolución eficiente de problemas de eliminación de basura espacial de gran escala en los que el número de objetos candidatos es mucho mayor que el número de objetos que se va a eliminar.

**Conclusiones:** Se han explicado los fundamentos básicos para tratar con la complejidad combinatoria en el diseño preliminar de misiones de eliminación de basura espacial de gran escala. Se ha modelado la misión como un problema de programación entera mixta. La aparición de soluciones con *subtours* en las formulaciones usuales de este tipo de problemas supone una gran dificultad a la hora de resolverlos, debido a que



■ Figura 2. Comparativa de formulaciones matemáticas.

existen infinidad de *subtours* que permiten sustituir transferencias entre distintos planos orbitales por transferencias coplanarias. Esta dificultad se ha superado mediante el uso de una nueva formulación que evita la aparición de dichos *subtours*.

Esta metodología se ha empleado para realizar el diseño preliminar de misiones de eliminación de basura espacial que emplean propulsión impulsiva [4] y en el futuro próximo está previsto que se publique el caso que considera misiones que emplean propulsión de bajo empuje.

**Reconocimientos:** Este trabajo ha sido soportado por la Universidad Rey Juan Carlos [Ayuda PRE-DOC20-003].

## Referencias

- [1] Dantzig G. B. et al. (1954) *Oper. Res.*, 2 (4), 393–410.
- [2] Miller C.E. et al. (1960) *J. ACM*, 7 (4), 326–329.
- [3] Fox K. et al. (1980) *Oper. Res.*, 28, 1018–1021.
- [4] Barea A. et al. (2020) *Acta Astronaut.*, 170, 289-301.



# ANSER (Advanced Nanosatellites Systems for Earth observation Research). Primera misión del Programa de Constelaciones de Pequeños Satélites del INTA

Santiago Rodríguez Bustabad, Jefe de Programa de Constelaciones de Pequeños Satélites (INTA) [rodriguezsa@inta.es](mailto:rodriguezsa@inta.es)

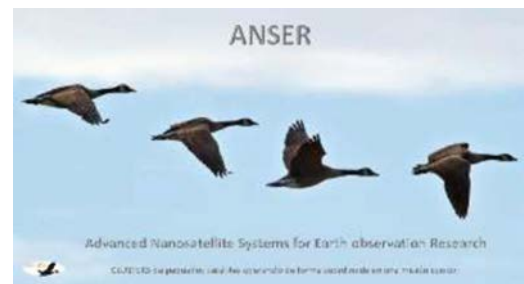
**Introducción:** La tecnología de los Nanosatélites, plataformas por debajo de 10kg de masa, ha dado el salto de madurez que le permite salir del ámbito educativo y de formación (Universidades e Institutos Tecnológicos) para convertirse en un complemento, y en ocasiones en una alternativa, a las tradicionales grandes misiones, siendo capaz de reducir de forma drástica los tiempos y costes de desarrollo asociados a los sistemas espaciales. Los Nanosatélites pueden actualmente afrontar de forma eficiente pequeñas misiones de no más de dos o tres años, **el reto ahora se centra en cómo abordar misiones mucho más complejas.**

Existen dos soluciones a la hora de afrontar ese reto: la primera y más inmediata pasa por aumentar el tamaño, la masa y la capacidad de los CubeSat a base de combinar módulos U en estructuras de 6, 12 o 27 unidades, alejándose así del concepto que propició el éxito de este estándar y adentrándose en los tradicionales problemas térmicos, mecánicos y de distribución de potencia de los microsátélites. La otra opción se centra en desarrollar y coordinar **Constelaciones y CLUSTERS de Nanosatélites de pequeño tamaño, para así implementar** plataformas complejas basadas en sistemas distribuidos y fragmentados que operaran de forma coordinada como si fuese un solo elemento espacial.

Las constelaciones de Nanosatélites permiten hacer uso del estándar CubeSat más simple y original y, por tanto, de un alto número de empresas tecnológicas desarrollando productos compatibles con él. El equipo desarrollador tiene a su disposición múltiples opciones a la

hora de elegir computadores, sistemas de comunicación, sistemas de control de actitud o de potencia a un coste reducido, con lo cual puede centrar su actividad en el desarrollo de la instrumentación que va a embarcar y en el de los algoritmos que gestionan la Constelación. Aparecen nuevos conceptos como son el Vuelo en Formación (FF), el Control de Actitud Coordinado (C-ADCS), las Comunicaciones entre Satélite (ISL), GNSS (Global Navigation Satellite System) de precisión sub-métrica y agrupaciones de satélites en forma de CLUSTERS, Enjambres de Satélites (SWARMS) o Mega Constelaciones.

ANSER (Advanced Nanosatellites Systems for Earth observation Research) es la primera misión de observación de la Tierra del programa de Constelaciones de Pequeños Satélites del INTA. Se trata de un Gran Programa a desarrollar en 10 años y que está financiado con fondos propios de instituto. El objetivo es de desarrollar la tecnología necesaria para implementar futuras misiones espaciales basadas en Constelaciones de Satélites.



■ Fig. 1 Imagen de 4 ANSER (gansos) volando en formación

La misión ANSER, que está siendo desarrollada dentro de una planificación a tres años con fecha de puesta en órbita en Q3/Q4 de 2021, ha sido diseñada para estudiar y monitorizar de la Calidad de Aguas Continentales (embalses y pantanos situados en la Península Ibérica) mediante técnicas de teledetección espacial. Se trata de una misión piloto y pondrá las bases para el desarrollo de la tecnología clave para la puesta en marcha de misiones distribuidas sobre Constelaciones de Nanosatélites. Este gran objetivo se aborda desde 5 líneas de actuación:

1. Desarrollo de la tecnología de control de vuelo en formación (FFC) utilizando resistencia aerodinámica (Differential Lift and Drag).
2. Desarrollo de la tecnología de control de actitud capaz de cubrir los requisitos de apuntamiento para observación y de orientación para control orbital.
3. Desarrollo de un sistema de comunicaciones entre satélites que permita el control global de cada CLUSTER de una constelación.
4. Diseño de una carga útil fraccionada para observación de la Tierra y estudio de Calidad de Aguas Continentales a partir de una cámara hiper-espectral en miniatura.
5. Diseño de un Centro de Misión específico para el control y operación de una constelación de Nanosatélites.

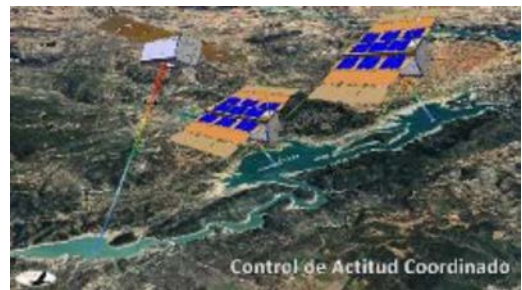
**Control de vuelo en formación (FFC).** El control de vuelo en formación (FFC) es la clave para disponer de un CLUSTER de satélites operando en proximidad (separación nominal de 2km). El INTA ha desarrollado una técnica de control basada en



■ Fig. 2 Imagen de tres Cubesat (3U) con control aerodinámico de vuelo en formación

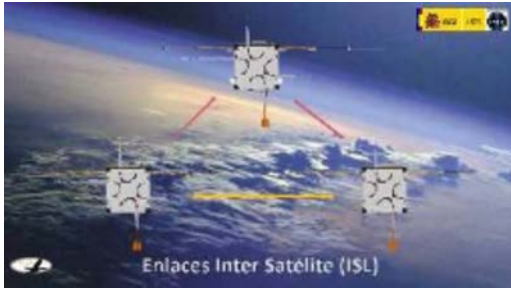
las fuerzas aerodinámicas de sustentación y frenado atmosférico (Differential Lift & Drag) que se manifiestan de forma significativa en órbitas inferiores a 500km. Dichas fuerzas son moduladas en órbita mediante el despliegue de las características alas (Flaps) de ANSER y los correspondientes algoritmos de control en vuelo.

**Control de Actitud Coordinado.** Para que los satélites de una constelación puedan operar como un CLUSTER emulando así una plataforma de gran tamaño, resulta necesario disponer un control de actitud en tres ejes coordinado entre todos ellos. De este modo, por ejemplo, se puede formar una imagen a partir del mosaico de imágenes tomadas por cada uno de los elementos del CLUSTER. El control de actitud con precisión de apuntamiento de  $0.01^\circ$  es ya de por sí un problema complejo en este tipo de pequeñas plataformas, con lo que la coordinación de la actitud del CLUSTER se convierte en todo un reto para el Programa de Constelaciones de Pequeños Satélites.



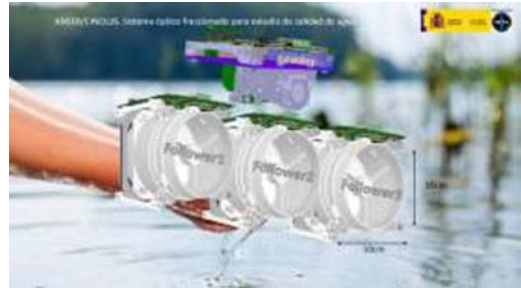
■ Fig. 3 Control de Actitud Coordinado para toma de imágenes

**Comunicaciones Inter-Satélite (ISL).** Las comunicaciones entre satélite han de permitir, por un lado, el diálogo continuo entre los satélites para poder conocer su posición relativa en órbita y poder maniobrar de forma conjunta. Por otro, permiten separar la funcionalidad de los satélites. De este modo, solo el satélite Leader de ANSER comunica con Tierra, tanto para recibir y distribuir las órdenes de Centro de Control, como para bajar los datos tomados por los distintos Followers. Las unidades ISL de ANSER, han sido desarrolladas específicamente por Alén Space a partir de las especificaciones y requisitos elaborados por el INTA



■ Fig. 4 Representación de un enlace entre satélites a corta distancia (ISL)

**Diseño de Instrumentación Fragmentada.** El uso de CLUSTERS para desarrollar misiones complejas requiere un cambio conceptual en el diseño de instrumentación embarcable en satélites. Los grandes instrumentos como telescopios para observación de la Tierra, han de ser divididos (fragmentados) en pequeños instrumentos capaces de ser embarcados a vez en NanoSatélites de modo que juntos confieran a la misión la capacidad de observación de una carga útil de tamaño mucho mayor. En el caso de ANSER una cámara miniatura hiper-espectral de 28 canales y resolución 8nm, se distribuye mediante micro-espectrómetros en tres satélites. Las imágenes recibidas en Tierra se combinan para formar una mucho más compleja y cumplir así los requisitos impuestos por los usuarios.



■ Fig. 5 Vista artística de una carga útil fraccionada para estudio y monitorización de aguas continentales (CINCLUS)

**Próximas misiones.** El Programa de Constelaciones de Pequeños Satélites se desarrolla con la intención de poner en órbita tres misiones de Observación de la Tierra en los próximos años, incrementando su complejidad conforme avanza el programa:

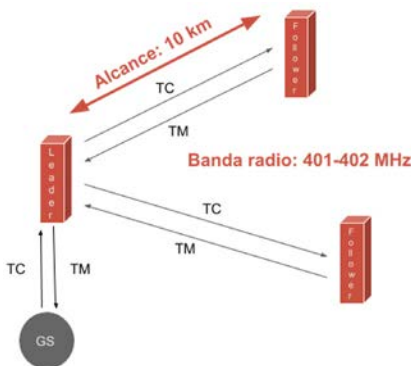
- ANSER (2021). Monitorización de la calidad de aguas continentales en la Península Ibérica (embalses y pantanos).
- ANSER-AT (2023). Medida de gases atmosféricos asociados al estudio de Calidad de Aire, Cambio Climático y Ozono Polar.
- ANSAR. Implementación de un Sistema de Observación SAR (Radar de Apertura Sintética) en una plataforma distribuida. Esta misión, de extrema complejidad, constituirá la culminación del Programa.

# Sistema de comunicación intersatelital (ISL) para la misión Anser

Nodar López, Diego, González Muiño, Alberto, Alén Space, diego.nodar@alen.space

**Introducción:** Para llevar a cabo la misión ANSER, la nueva misión de Observación de la Tierra mediante un clúster de satélites del INTA, uno de los elementos clave es un sistema de comunicación intersatelital (ISL). Este sistema, cuyo diseño, fabricación y verificación fue encargado a Alén Space, presenta unos retos importantes debido a los requisitos de muy bajo consumo, tamaño y peso.

**Misión ANSER:** ANSER es una misión de Observación de la Tierra promovida por el INTA dentro de su Programa de Constelaciones de Pequeños Satélites. Servirá como demostrador tecnológico de una solución distribuida, en la que la propia carga útil de la misión estará físicamente dividida en varios satélites volando en formación en un clúster. Existen varias tecnologías clave necesarias para llevar a cabo con éxito la misión: el vuelo en formación; un control de actitud distribuido y el sistema de comunicación intersatelital (ISL).



■ Concepto ISL misión ANSER

Este sistema de comunicación intersatelital tiene como objetivo habilitar la coordinación de todos los satélites del cluster como si fueran uno único, a modo de bus de comunicación, de tal manera que puedan mantener la formación de vuelo e intercambiar Telemetría y Telecomandos. Uno de los satélites actuará como Líder del cluster, el cual mantendrá la comunicación con el segmento terreno y servirá como concentrador de comunicaciones con el resto, que se denominan "Followers".

**Requisitos del ISL:** A más alto nivel el ISL tiene tres requisitos principales.

*Proporcionar comunicación continua.* Los satélites del clúster de la misión ANSER se comportan como si fueran uno solo, para ello el ISL ha de operar como si de un bus más del satélite se tratara, manteniendo a los satélites conectados en todo momento.

*Bajo consumo.* El consumo ha de ser muy reducido para no impactar en el "Power Budget" global del satélite, dado que la conexión ha de mantenerse de manera continua.

*Compatibilidad con la plataforma.* La operación del ISL ha de ser igual a la del TTC, deberá utilizar su misma antena y ha de ser compatible con su interfaz mecánica de manera que pueda ser integrado en su mismo "dock". De esta forma la integración en la plataforma a nivel mecánico, eléctrico y lógico será lo más sencillo posible.

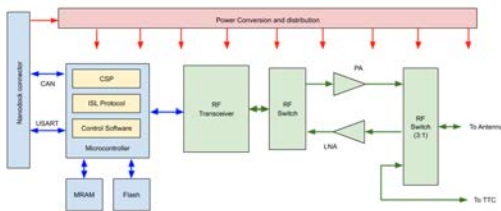
**Diseño del ISL:** El ISL está compuesto por tres partes bien diferenciadas.

*La etapa de potencia.* Esta etapa incluye todos los reguladores necesarios para el funcionamiento del sistema

completo a partir de la alimentación proporcionada por la plataforma (5V).

*La etapa de control.* Está compuesta por un microcontrolador que incluye un procesador ARM Cortex-M4, una memoria Flash externa de 1Gbit y una MRAM de 8Mbit. Sobre el microcontrolador se implementa un software de control, el mecanismo de enrutado de red CSP (“Cubesat Space Protocol”) y el protocolo de comunicación del sistema intersatelital del clúster.

*La etapa de radiofrecuencia.* Incluye un transceptor de RF que ejecuta las funcionalidades de modulación y demodulación GMSK, el amplificador de recepción (LNA), el amplificador de transmisión (PA) y el switch de la antena.



■ Arquitectura del ISL de la misión ANSER

El subsistema opera en una frecuencia de 401.850MHz y puede implementar bitrates hasta 115.2kpbs, configurable. En cuanto a prestaciones de radiofrecuencia tiene una potencia de transmisión de 15dBm a 20dBm, también configurable, y una sensibilidad de -120dBm para un ancho de banda de 5.5kHz.

ISL permite conseguir distintos alcances de comunicación optimizando el consumo del subsistema gracias a la posibilidad de modificar la potencia de salida de radiofrecuencia y el bitrate durante la propia operación, llegando a unos 100km de distancia entre satélites en el escenario de 5kbps y 17dBm de potencia de transmisión.

El consumo del subsistema es de 230mW en recepción y 610mW en transmisión a máxima potencia (20dBm).

Una de las peculiaridades del ISL es que comparte la antena con el TTC. Para lograr esto y asegurar en todo momento que no se pone en riesgo la comunicación entre el TTC y la estación de tierra, clave para el éxito de la misión, el ISL implementa un mecanismo de se-

guridad mediante el cual asegura la conexión entre el TTC y la antena siempre que éste se encuentre activo, deshabilitado el uso de la interfaz radio por parte del ISL. Además, el switch de la antena que conmuta entre el TTC y el ISL dispone de una alimentación totalmente independiente de ambos sistemas, proporcionada por la plataforma del satélite.

**Interfaces del ISL:** El ISL se comunica con la plataforma del satélite a través de un bus CAN, aunque también tiene disponible una interfaz UART para ello.

En cuanto a la interfaz de datos del subsistema, éste dispone de tres protocolos de comunicación:

*La interfaz de comunicación con el ordenador de a bordo (OBC).* El OBC puede configurar o leer la telemetría del ISL a través de un conjunto de tablas de parámetros. Esto puede hacerse a través del bus con la plataforma de manera local o a través de la interfaz radio del ISL de manera remota. De esta manera el OBC del satélite líder puede acceder directamente a cualquier ISL del clúster.

*El protocolo ISL.* Interfaz principal que implementa la comunicación entre ISLs. El ISL actúa como un router CSP y enruta cada paquete que recibe hacia la interfaz de salida (CAN/UART o RF) según sea la dirección de destino, independientemente de la interfaz por la que haya recibido el paquete. En cuanto a la interfaz radio el sistema opera en un medio de acceso compartido cuyo control se realiza mediante un mecanismo de maestro-esclavo: la comunicación la inicia siempre el ISL que actúa como líder. Además, cada ISL dispone de detección de portadora que, junto al uso de ráfagas para aglutinar paquetes en una única transmisión, permiten optimizar el uso del canal radio compartido y evitar colisiones.

*Mecanismo de coordinación entre ISLs.* El ISL líder del clúster mantiene la conexión con los ISL “Follower” mediante un chequeo periódico que le permite conocer el estado de la conexión con ellos y el estado de las propias unidades ISL remotas. Esta coordinación se realiza utilizando el protocolo del ISL a través de su radio.

Por último, en cuanto a la interfaz mecánica, el ISL tiene unas dimensiones de 40.0mm x 65.0mm x 7.5mm y un peso de tan sólo 25g.



**Estado actual y pasos futuros:** El diseño y fabricación de las unidades de vuelo del ISL se realizó en un proceso de varias etapas. Inicialmente se realizó el diseño y se fabricaron varias unidades de un modelo de ingeniería (EM). Este modelo fue verificado y probado contra un modelo de ingeniería de la plataforma del satélite. A continuación, se realizó la fabricación de las unidades del modelo de vuelo (FM), las cuales fueron entregadas al INTA tras las pruebas de aceptación en las instalaciones de Alén Space.

Actualmente las unidades de vuelo se encuentran integradas en los satélites de la misión ANSER que serán sometidos a la campaña de pruebas ambientales antes de su lanzamiento, que se producirá a lo largo del año 2021.



■ Imagen de una unidad de vuelo del ISL sin "shielding"

Como pasos futuros se identifican varias mejoras que pueden realizarse al diseño del ISL:

*Ranging.* Inclusión de un sistema de "Ranging" utilizando el propio canal de comunicación intersatelital, de manera que los satélites puedan conocer la posición relativa entre ellos sin utilizar sistemas externos, lo cual es clave para mantener el vuelo en formación.

*TTC integrado.* Otra de las mejoras identificadas es la inclusión de una cadena de transmisión secundaria de mayor potencia (27dBm - 33dBm) y mayor consumo que pueda efectuar la comunicación directa con la estación terrena, convirtiéndolo en un sistema dual ISL/TTC.

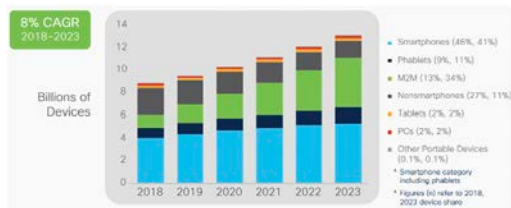
*Funcionalidades de ordenador de abordaje (OBC).* Las unidades ISL disponen de un procesador suficientemente potente y con unas memorias Flash y MRAM integradas en el propio dispositivo que le proporcionan capacidad para ejecutar tareas de computador de abordaje (OBC),

**Conclusiones:** Tal como se pudo comprobar el sistema de comunicación intersatelital (ISL) de la misión ANSER, que se ha diseñado y fabricado con éxito, cumple con los requisitos exigidos en cuanto a funcionalidades, interfaces y rendimiento. Las características del sistema resultante lo hacen un dispositivo óptimo para constelaciones que requieren mantener un canal de comunicación entre satélites de muy bajo consumo.

# Satélites y redes de datos globales para IoT

Eduardo Alonso, Félix Páez, Gabriel Otero, Hydra-Space, contacto@hydra-space.com

**Introducción:** El informe anual sobre Internet liberado por Cisco en marzo de 2020 [1], prevé que el número de dispositivos per cápita conectados a la red de redes se situará en 3,6 en 2023, desde los 2,4 que había en 2018. En este contexto, se da por hecho que el número de nodos conectados a la red va a aumentar de una forma dramática en los próximos años.

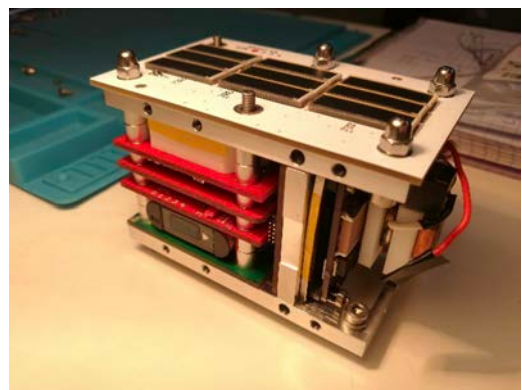


■ Evolución en la composición de dispositivos conectados (Fuente: Cisco Annual Internet Report, 2018-2023 [3]).

Estimaciones en números absolutos sugieren que la cantidad de dispositivos que generan tráfico entre dispositivos (M2M) supondrán más de un 30% del total. Dar cabida y soporte adecuados a todos estos dispositivos conectados requerirá repensar y desarrollar nuevos paradigmas de planificación, despliegue y orquestación de redes. La plataforma de picosatélites desarrollada se postula como una de las posibles respuestas ante el aumento de la importancia las comunicaciones entre máquinas (M2M) y del Internet de las Cosas (IoT). Estas plataformas, de reducido tamaño, coste y complejidad, se orientan a la provisión de servicios de comunicaciones y geolocalización de nodos IoT. Su reducido tamaño permite el despliegue de constelaciones, mejorando los tiempos de revisita e incrementando la calidad del servicio a los usuarios con un coste bajo.

**Objetivos y características técnicas:** Facilitar la adopción de tecnologías IoT en lugares con baja penetración de redes de telefonía móvil y con gran potencial de crecimiento, utilizando soluciones satelitales de baja complejidad y coste. Para tal efecto, se proponen dos plataformas satelitales, cuyos prototipos se encuentran actualmente bajo evaluación en condiciones reales.

Las plataformas desarrolladas, nombradas satélites “GÉNESIS” y “Hades”, presentan unas dimensiones de 5x5x8cm. En concreto, las primeras versiones GÉNESIS incluyen un transponder digital regenerativo, mientras que las versiones posteriores implementadas en Hades, incrementan la capacidad de la plataforma para ofrecer un transpondedor analógico, así como capacidades de *Store-and-Forward*, especialmente en camino a las comunicaciones M2M y servicios IoT.

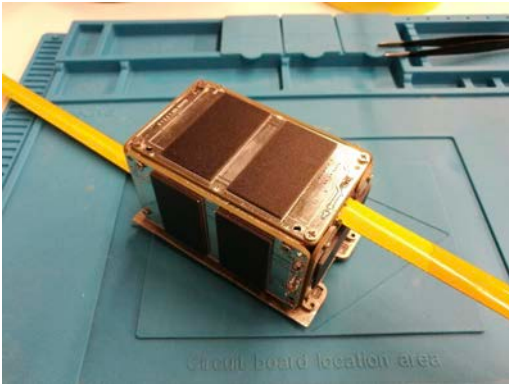


■ Plataforma GÉNESIS

Estos satélites siguen la filosofía NewSpace, que busca soluciones a los rigores del espacio mediante enfoques alternativos a los tradicionales. En general, la miniaturización

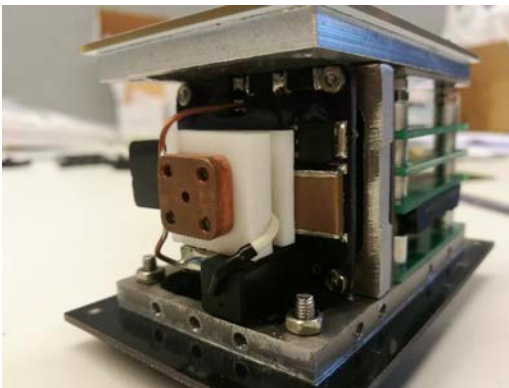


rización de todos los subsistemas otorga a estas plataformas una ganancia en términos de coste, si bien su reducido tamaño no reduce su complejidad. La utilización de componentes calificados para automoción permite reducir costes, e implementar redundancia a nivel satélite. Sin redundancia a nivel unidad (cross-strapting), los sistemas son más sencillos y económicos de implementar.



#### ■ Plataforma Hades

De manera adicional, la reducción de coste por unidad facilita el despliegue de constelaciones de picosatélites. Esto permite al operador ofrecer una redundancia a nivel de nodo en la red desplegada, que se traduce en una continuidad del servicio.

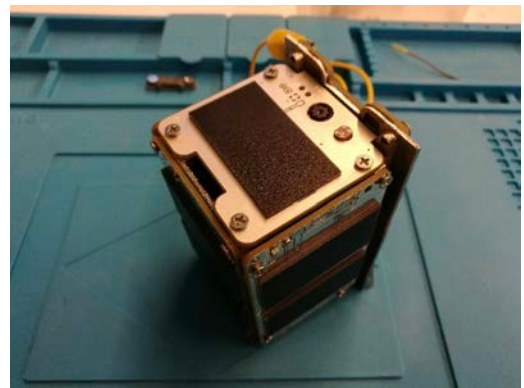


#### ■ Motor de iones como en GENESIS-L

También cabe destacar que el reducido consumo de estas plataformas, donde éste ha sido cuidadosamente ajustado a la energía que puede ser extraída de los

paneles solares. El balance de energía medido para paneles de Si, y asumiendo una superficie expuesta al sol de 40cm<sup>2</sup>, arroja una potencia generada de 200 mW (54mA@3V7). Para un enlace descendente en 400Mhz y +16dBm, unas antenas de moderado tamaño y ganancia (TX 2dB, RX 12dB), se obtiene en la estación de tierra una relación portadora/ruido tal que en un pase de 10 minutos es posible transferir hasta 1200 kb de información. El sistema de control de carga de batería vigila que: 1) la batería no es cargada por encima de 4V2, 2) descargada por debajo de 3V2, 3) cargada a temperaturas menores de cero grados. Esta lógica está controlada por el procesador de control. El microprocesador monitoriza distintos puntos del satélite (tensiones, corriente, temperaturas, contadores) y genera paquetes periódicos de telemetría para su observación por operadores de control. El microprocesador de 8 bits opera a una velocidad de hasta 64MHz y dispone de 64Kbytes de ROM y 4kbytes de RAM y tiene 30 entradas analógicas.

**Apoyo a misiones científicas:** Se ha reservado espacio y energía para acomodar payloads y cargas experimentales. GÉNESIS-L y GÉNESIS-N acomodan dos propulsores de iones proporcionados por Applied Ion Systems para su evaluación en órbita. Por otro lado, Hades acomoda una payload óptica proporcionada por el Departamento de Radioelectrónica de la Universidad Técnica de Brno.



#### ■ Payload óptico en la plataforma Hades

**Evaluación en condiciones reales:** Tras la campaña de calificación de la plataforma, las primeras unidades

GÉNESIS y Hades entrarán en servicio entre diciembre de 2020 y enero de 2021 en lanzamientos separados. Finalizada la campaña de Verificación en Órbita (IoV), estos satélites quedarán a disposición del colectivo de radioaficionados [3], lo cual proporcionará una gran cantidad de información valiosa sobre su funcionamiento.

**Retos futuros:** La financiación para la fabricación y lanzamiento de nuevas unidades ha de permitir, a partir de los resultados en órbita, optimizar las decisiones de diseño tomadas, y mejorar las prestaciones del sistema. Una de las principales vías de investigación en

estos momentos, es la adaptación de la plataforma para su convergencia en las futuras redes 5G, en el contexto del Internet de las Cosas (IoT).

## Referencias

- [1] Cisco Annual Internet Report (2018–2023) White Paper. Cisco. 2020. URL: <https://www.cisco.com/c/en/us/solutions/collateral/executive-perspectives/annual-internet-report/white-paper-c11-41490.html>.
- [2] Hydra Space. URL: <https://www.hydra-space.com/>
- [3] AMSAT-EA. URL: <https://www.amsat-ea.org/>

# DRAGO: de la idea a la realidad

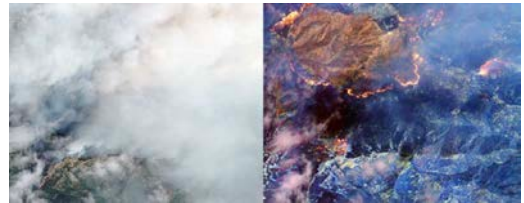
A.E. Peláez Santos, J. Alonso Bungal, I. Bustamante, C. Colodro, P. González de Chaves, Á. Pérez García, J. C. Sanluis, I. Sidrach-Cardona, S. Sordo, Á. Oscoz, P. Redondo, A. Ynigo

Instituto de Astrofísica de Canarias, aepelaez@iac.es

**Introducción:** El Instituto de Astrofísica de Canarias (IAC) es uno de los organismos líderes en investigación e instrumentación astrofísica de nuestro país. Aparte de telescopios terrestres, el IAC ha participado en el desarrollo de instrumentos para misiones espaciales como PLATO, EUCLID, SOPHI, Herschel o Planck. Aprovechando esta experiencia, el IAC creó en 2017 IACTEC-Espacio, un equipo dedicado al desarrollo de cargas útiles compactas para satélites de pequeño tamaño. Este proyecto se engloba dentro del espacio de colaboración tecnológico-empresarial del IAC, IACTEC (<https://www.iac.es/en/science-and-technology/technology-transfer-iactec>). DRAGO (Demonstrator for Remote Analysis of Ground Observations) es la primera carga útil desarrollada por el equipo de IACTEC-Espacio. Con este instrumento se ha perseguido tanto la capacitación de un equipo multidisciplinar en el ámbito espacial, como la creación de documentación bajo estándares ECSS (European Cooperation for Space Standardization) adaptados al uso de COTS (Commercial Off-The-Shelf), y la demostración de una tecnología novedosa: un sensor infrarrojo no refrigerado. En octubre de 2020 DRAGO ha superado la etapa de AIV y ya está listo para volar.

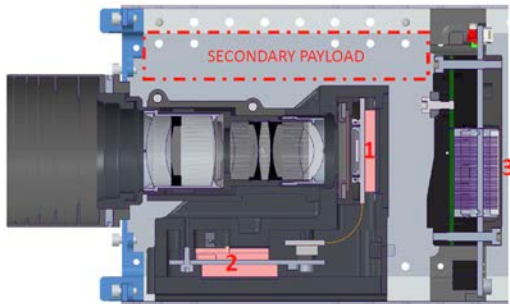
**Objetivos científicos:** El objetivo de DRAGO es mapear las Islas Canarias en el infrarrojo de onda corta (SWIR, por sus siglas en inglés) desde una órbita LEO heliosíncrona a 533 km de altitud, con una GSD de 320 m y un swath de unos 200 km. Específicamente, se han elegido dos bandas centradas en 1100 nm y 1600 nm, con las que se pretende eva-

luar la capacidad de detección de: a) humedad de la vegetación; b) vertidos de hidrocarburos en el mar; c) puntos calientes como los debidos a incendios y erupciones volcánicas. Esta última aplicación es especialmente interesante en el SWIR, ya que en este rango se puede observar a través de humo y niebla tenue [1,2].



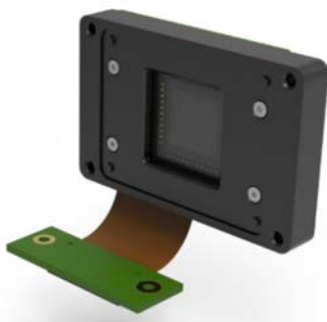
■ Figura 1: imagen de un incendio en visible (izquierda) y SWIR (derecha). (Fuente: [www.euspaceimaging.com](http://www.euspaceimaging.com))

**Diseño:** Una de las principales características de DRAGO es su diseño compacto de 1.3 U. Este volumen tan reducido se ha conseguido principalmente gracias a que la electrónica de adquisición no se encuentra adosada al sensor sino alojada en la parte inferior del instrumento. El sensor está integrado en un “heat-sink” diseñado a medida, y se comunica con la electrónica de adquisición a través de un cable flexible de kapton. Es de señalar que el volumen de DRAGO podría reducirse a tan sólo 1U si la CDPU (Control and Data Processing Unit), actualmente en la parte posterior del instrumento, se alojara en la parte superior, en un espacio actualmente vacío que en un inicio se reservó para una carga secundaria.



■ Figura 2: esquema de diseño de DRAGO, se señalan: 1) FPA; 2) electrónica de adquisición; 3) CDPU.

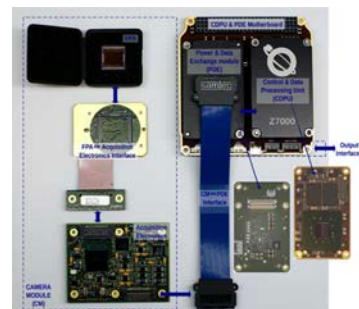
**FPA (Focal Plane Assembly):** El sensor de DRAGO está basado en la tecnología InGaAs con un pitch de 15 micras. Como se mencionó anteriormente, uno de los principales objetivos que se ha perseguido con DRAGO ha sido la demostración de la viabilidad de utilización de un sensor infrarrojo sin refrigeración termoelectrónica. Esto se logra gracias a una caracterización completa del sensor en temperatura y tiempo de exposición, lo que permite generar una imagen (“dark”) representativa de la corriente de oscuridad en función de estos dos parámetros. Las imágenes de ciencia son corregidas posteriormente por este “dark”. Esta estrategia permite la reducción del consumo del instrumento en 8.4 W, hasta los aproximadamente 5 W actuales.



■ Figura 3: FPA alojado en “heat-sink”. En la parte inferior puede verse el cable flex que comunica con la electrónica de adquisición

**Electrónica:** Uno de los aspectos más interesantes de DRAGO en cuanto a coste y rapidez de integración es la utilización de numerosos componentes COTS. El FPA, la electrónica de adquisición y la CDPU son componentes comerciales. Otros bloques, como el sub-

sistema PDE (Power and Data Exchange) ha requerido de un diseño a medida, pero también basado en el uso de componentes EEE (Electrical, Electronic and Electro-mechanical) comerciales. Uno de los aspectos que representaba un mayor desafío durante la etapa de diseño fue el endurecimiento ambiental de estos componentes para las condiciones de espacio. Para la protección de la electrónica se implementaron medidas como: a) utilización del recubrimiento MAPSIL 213-B para reducción de outgassing e impacto de vibraciones; b) imposición de “derating” de acuerdo con el ECSS (ECSS-Q-ST-30-11C) [ $<50-80\%$  para voltajes y corriente,  $<80\%$  para temperaturas]; c) utilización de “thermal pads” para la identificación de componentes críticos tras las simulaciones térmicas; d) técnicas RHBD (Radiation Hardening By Design), tanto a nivel eléctrico como físico, incluyendo el diseño de la carcasa exterior de acero con un grosor mínimo de 4 mm (hasta 6 mm en componentes críticos) para la protección frente a eventos de radiación.



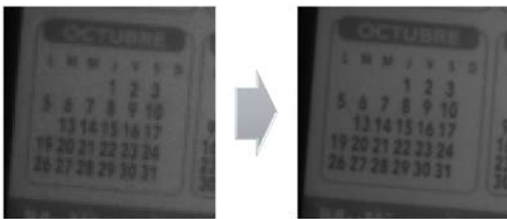
■ Figura 4: esquema de la electrónica del instrumento.

**Óptica:** La óptica del instrumento consiste así mismo en un objetivo refractivo comercial de 25 mm optimizado para SWIR. En este caso el endurecimiento ambiental consistió en la eliminación de partes móviles (sistema de enfoque e iris variable) y la sustitución de la carcasa exterior, lo que además permitió aligerar el objetivo en un 45%. Se añadieron además agujeros en la carcasa para el equilibrado de la presión. Se diseñó así mismo un baffle, exterior a la plataforma, recubierto en su interior con el coating calificado para espacio “NEXTEL Velvet” ya que se comprobó que el acero anodizado es altamente reflectante en SWIR



■ Figura 5: vista de la carcasa exterior de DRAGO.

**Capacidades de super-resolución a bordo:** Gracias a que la resolución de DRAGO no está limitada por la óptica, sino por el tamaño del píxel, es posible aplicar técnicas de super-resolución que teóricamente permitirían llegar hasta el límite de la PSF óptica [3]. Uno de los aspectos más interesantes de DRAGO es que estas capacidades se han implementado en la unidad de procesado a bordo. La toma de imágenes a la velocidad necesaria para aplicar super-resolución es posible gracias a que la adquisición se realiza a través de la FPGA y al alto frame rate del sensor (160 fps).



■ Figura 6: ejemplo de aplicación del algoritmo de super-resolución con imágenes de DRAGO. Mediante la combinación de varios frames como el de la izquierda se logra una imagen de resolución mejorada (derecha).

**Ensayos ambientales y funcionales:** En agosto de 2020 surgió la oportunidad de lanzamiento de DRAGO a bordo de la plataforma ION de D-Orbit (<https://www.dorbit.space/inorbit-now>). Parte de las pruebas del plan de AIV del instrumento ya se habían venido realizando en las instalaciones del IAC (MTF, caracterización del sensor, ensayos en cámara climática...). Las pruebas ambientales (comprobación del foco y funcionalidad en cámara de termovacío; ensayos de vibraciones seno y random) se realizaron durante el mes de septiembre en las instalaciones del INTA de

Torrejón de Ardoz, y los ensayos de choque SRS en el Centro de Tecnologías Aeronáuticas (CTA) de Vitoria. Actualmente (noviembre de 2020) DRAGO ya se encuentra integrado en la plataforma ION, aguardando para su traslado a Cabo Cañaveral donde, si todo va bien, será lanzado a bordo de un Falcon 9 como parte de la misión Transporter-1.



■ Figura 7: DRAGO sobre la plataforma de vibraciones en las instalaciones del INTA en Torrejón de Ardoz.

**Perspectivas y planes futuros:** En un inicio DRAGO fue planteado para realizar su primer vuelo como parte de la misión ALISIO-1. Actualmente existe un acuerdo con la empresa Emxys que aporta la plataforma 3-U para la misión, cuyo lanzamiento se prevé para 2021. Uno de los objetivos futuros sería incluir una versión de DRAGO con una GSD mejorada en este lanzamiento. Otro proyecto en marcha que daría continuidad a la observación en SWIR iniciada con DRAGO sería un objetivo doble VIS-NIR y SWIR con óptica propia y resolución entre 15 y 50 m. Entre los objetivos a medio plazo se cuenta así mismo el adquirir la capacidad de realizar ensayos ambientales in-house, para lo que se está trabajando en poner a punto las instalaciones para ensayos de vibraciones existentes en el IAC, así como en la adquisición de una cámara climática y de termovacío que irán alojadas en las salas limpias de las nuevas instalaciones de IACTEC en La Laguna (Tenerife).



■ Figura 8: una de las dos salas limpias del edificio IACTEC

## Referencias:

[1] Driggers, Ronald G., Van Hodgkin, and Richard Vollmerhausen (2013) *Proc. SPIE Infrared Imaging Systems: Design, Analysis, Modeling, and Testing XXIV*. Vol. 8706; 87060L [2] Allik, Toomas H., et al. (2016) *Ocean Sensing and Monitoring VIII*. Vol. 9827; 98270B [3] Sor-do, Samuel et al. (2019) "Super-Resolution Image Processing for Space Cameras On-Board Small Satellites." en *Proc. Spanish Small Satellites International Forum*



# CubeSat platform design for in-flight study of Roscoff worms

Sanz Casado, Álvaro; Sarasola Merino, Sergio; Arroyo Parejo, Carlos Álvaro; Renieblas Ariño, Miguel; Muñoz Lorente, Miguel.

Universidad Carlos III de Madrid & Interreg Sudoe NanoStar. Contact: sergio.sarasola.merino@gmail.com

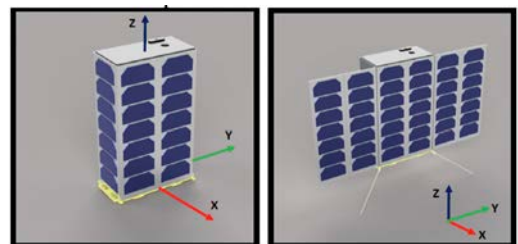
The Nanostar challenge proposes a predesign of a scientific nanosatellite to verify the survivability in space of Roscoff worms with the objective of assessing their potential capability of creating artificial ecosystems for future deep space exploration missions. The proposed design solution has to carry a minimal scientific payload that consists of a closed environment artificial ecosystem that is able to maintain alive, monitor the metabolism and retrieve data of the worm's colony.

The mission utilises a CubeSat that carries the biological payload which includes all the systems to maintain alive the self-sustained colony of Roscoff worms. It deals with the quality and flow of artificial sea water, the levels of oxygen and carbon dioxide, the quality of the light spectrum and the quantity of photons released for the photosynthesis of the "animalgae", the regulation of temperature and the regulation of the associated microbiome. For this purpose, the payload is equipped with a set of probes, a pumping system, an artificial light provided by means of a 1W-LED, a full HD resolution camera and temperature control devices.

In order to develop a solution which can accomplish this ambitious scientific mission, a concurrent design study is performed. Following the CubeSat philosophy, the objective is to find the most robust, matured and reliable solution that complies with the payload needs and requirements. The iterative design process carried out by the Star Worms UC3M team has led to an opti-

mum solution in terms of orbit selection and systems design and sizing.

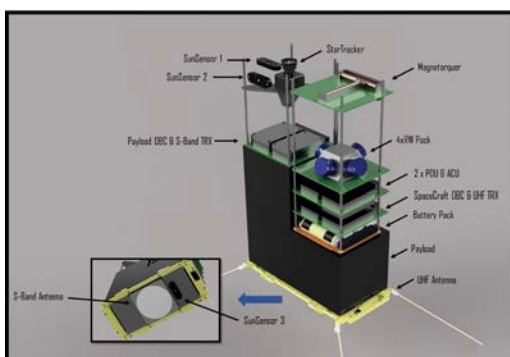
The mission implements a carefully analysed orbit design: The S/C is introduced in a Sun-synchronous Low Earth Orbit. With this, firstly, the eclipse periods are minimised which allows a more uniform thermal environment along the mission. Secondly, the power generation and power distribution strategies are more robust and less complex. Thirdly, the use of a propulsion system is avoided, which generally has the lowest maturity level in CubeSats and implies an important risk for a biological payload. And last but not least, end-of life regulation is to be accomplished naturally by interaction of the S/C with the atmosphere.



■ Figure 1: Stowed and deployed configuratio



<b>Key Science Question</b>	- Are Roscoff worms a suitable biological resource to support astronauts' life in space shuttle or space habitat in hostile environments?
<b>Science Objective</b>	- Demonstrate the capability of Roscoff worms to survive in the space environment.
<b>Orbit Geometry</b>	- Science Operations around 3 months - Sun-synchronous Low Earth Orbit - Altitude: 500 km - Inclination: 97,5 degrees - Eccentricity: 0 degrees - Launch Window from FEB to JUL (for no eclipse along the Science Ops.) - Ground Station Coverage per day 75 mins
<b>Payload</b>	- Biological Payload - 7 kg-3U-L shaped PL - 9.5 W maximum power consumption - 1 W-LED for worms' artificial light - Probes, pumping system and temperature control system to simulate and monitor worms' environment - HD resolution camera
<b>Science Prod.</b>	- 550 MB data generation per day: HD photos and videos
<b>Spacecraft Design</b>	- CubeSat size 6U with <16 kg mass - Communications: UHF deployable (Gomspace ANT-6F) antenna and UHF transceiver (Gomspace AX100) for telemetry, tracking and commands; S-Band patch antenna (Gomspace ANT2000) and S-Band transceiver (Gomspace TR600) for PL data transmission (2 Mbps). - Ground Segment: ESA CORE Network. - OBC: dedicated high-speed-high-storage payload OBC (Gomspace Z7000); S/C OBC for satellite housekeeping and GNC (Gomspace A3200). - EPS: steady power generation using solar array (44 W) (MMA Design integrating AzurSpace Solar cells) and eclipse-free orbits. Battery to cover power peaks during communication periods (Gomspace BP4). - ADCS: 3-axis stabilised S/C by means of 4 reaction wheels (Hyperion RW210) and magnetorquers (ISIS) for desaturation; star tracker (Hyperion ST200) for high pointing accuracy to maximize power generation and fine sun sensors (Solarmems nanoSSOC-D60) for system redundancy and safe mode. - TCS: semiactive thermal control strategy by means of heaters and advanced coatings. - Structure: lightweight structure with radiation shielding (ISIS 6U).



■ Figure 2: Internal component allocation

# Ingeniería concurrente “Agile-Based”: un estudio más rápido de la viabilidad de los proyectos espaciales

J.M. Alvarez

Universidad Politécnica de Madrid (UPM), Instituto Universitario de Microgravedad “Ignacio Da Riva” (IDR/UPM), ETSI Aeronáutica y del Espacio, Pza. del Cardenal Cisneros 3, Madrid 28040, España

**Introducción:** El concepto de New Space surgió para dar lugar a la nueva filosofía de proyectos espaciales

- 1) rápidos,
- 2) versátiles, y
- 3) maleables,

frente a la tendencia tradicional de grandes proyectos que conllevaban una gran cantidad de tiempo y presupuesto. Sin embargo, de la misma manera que cambian los proyectos, así deben surgir nuevos procesos de diseño, así como metodologías de trabajo, que se adapten a este entorno [1].

La Ingeniería Concurrente (CE, por sus siglas en inglés *Concurrent Engineering*) o *Diseño Concurrente (CD, Concurrent Design)*, surge de la necesidad de adaptarse a este nuevo marco de trabajo, en el cual se prioriza un estudio más rápido de la viabilidad de los proyectos. Éste propone paralelizar los procesos de diseño, trabajando en todas las disciplinas (o subsistemas en un satélite) a la vez y en el mismo lugar, incluyendo las relaciones que existen entre sí en cada una de dichas disciplinas. Así, el flujo de información es mejorado en comparación con las metodologías tradicionales, consiguiéndose un diseño más próximo al óptimo gracias al entorno de colaboración [2]. De acuerdo con la definición de la ESA

“la Ingeniería Concurrente es un enfoque sistemático para el desarrollo integrado de productos que enfatiza

la respuesta a las expectativas del cliente. Encarna los valores del equipo de cooperación, confianza y compartir de tal manera que la toma de decisiones se realiza por consenso, involucrando todas las perspectivas en paralelo, desde el comienzo del ciclo de vida del producto”

La Ingeniería Concurrente normalmente se desarrolla en una sala de diseño preparada completamente para su aplicación, denominada Sala o Instalación de Diseño Concurrente (o CDF por sus siglas en inglés, *Concurrent Design Facility*). Normalmente es una sala equipada con las herramientas adecuadas (un conjunto de ordenadores conectados en red, equipos de proyección, un servidor...) para aplicar el concepto de Ingeniería Concurrente (CE) de manera óptima. Una CDF permite unificar en tiempo y espacio los esfuerzos de diseño, así como a todos los especialistas dedicados a éste.



■ Estudio preliminar de una misión espacial (ESA Challenge) en la Sala de Diseño Concurrente o CDF del Instituto IDR/UPM en el campus universitario de Montegancedo (Madrid)[3]

**Problemática en la aplicación de la Ingeniería Concurrente:** Aunque la Ingeniería Concurrente es ampliamente conocido en la industria espacial, y pese a proporcionar una considerable mejora frente al diseño tradicional, existen aún varios frentes de mejora, en los cuales la pérdida de tiempo y el incremento de coste es aún considerable. La Ingeniería Concurrente no ha sufrido ninguna evolución sustancial o mantenida a largo plazo desde su origen y primera implementación, mientras que el entorno de trabajo y la definición de los proyectos actuales sí que han sufrido muchos cambios tanto en sus conceptos como en la evolución y el desarrollo de estos [4].

Su principal problemática surge en la organización del proceso de diseño: la Ingeniería Concurrente no proporciona una estructuración adecuada, lo cual se ve especialmente notable en el comienzo de diseño, donde los subsistemas implicados están aún en una etapa de definición muy temprana, de manera que el flujo de diseño genera un cuello de botella en aquellos subsistemas que necesitan de muchos parámetros de diseño los cuáles aún no se han definido. Esto a su vez se traduce en una mala optimización en el uso del principal recurso del cual dispone una Sala de Diseño Concurrente o CDF, los expertos de diseño.

**Integración de las Metodologías Agile:** Entre dichos aspectos de mejora se encuentra la priorización de tareas, un aspecto, por el contrario, que técnicas de gestión del diseño de otras disciplinas utilizan de manera regular, como por ejemplo aquellas generadas y adoptadas por el diseño de software.

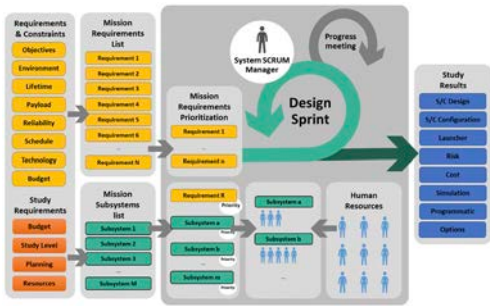
Unas de las tendencias más marcadas en cuanto a la gestión de diseño que está saltando de la ingeniería de Software hacia el resto de las disciplinas son las denominadas metodologías Agile, las cuales se basan en adaptarse a esta nueva tendencia de proyectos rápidos y versátiles y en los cuales la priorización de las tareas es uno de los pilares fundamentales [5]. Las metodologías ágiles se caracterizan por el desarrollo iterativo, la integración continua de código y la capacidad de manejar los requisitos comerciales cambiantes. Se aplican en proyectos rápidos, con tiempos de entrega reducidos que buscan evitar la dispersión y centran toda la atención en un conjunto de tareas designadas.

De toda la familia de metodologías Agile, SCRUM es la metodología que presenta una mayor compatibilidad con la Ingeniería Concurrente, además de aportar muchas de las carencias de las cuales se habla en este trabajo. SCRUM se basa en una Priorización de los requisitos, enfocando el esfuerzo de diseño para lograr los requisitos que afectan directamente a las necesidades de los clientes. Esta metodología es aplicable a cualquier proyecto, especialmente en aquellos con plazos agresivos, requisitos complejos y un grado elevado de singularidad. Además, como complemento a la Ingeniería Concurrente, facilita la búsqueda de soluciones óptimas a los problemas que pueden surgir en el proceso de desarrollo del proyecto [6].

**Ingeniería Concurrente Agile-based:** Este trabajo presenta una metodología de trabajo nueva, basada en la Ingeniería Concurrente, pero adoptando ciertas características favorables de las metodologías Agile. Esto permite la optimización de los recursos para continuamente mejorar las soluciones de diseño, distribuyendo los esfuerzos en el diseño dependiendo de las propiedades del proyecto, el estado del diseño y de los requisitos del proyecto.

Tal y como se muestra en la siguiente figura, la metodología comienza como cualquier diseño preliminar en la Ingeniería Concurrente, con una lista de requisitos y restricciones, normalmente basados en los objetivos, en el entorno, en la tecnología actual, etc. A partir de dichos parámetros iniciales se genera la lista de requisitos de misión y de subsistemas de misión. En este punto se aplican los principales conceptos de la metodología SCRUM. Ésta se basa en dividir el desarrollo del proyecto en ciclos de diseño denominados Design sprint, en los cuales se trabaja con una lista de requisitos reducida. En esta lista, denominada SCRUM log, se incluyen aquellos requisitos que se hayan priorizado en una reunión que involucra tanto a los expertos de diseño como al cliente y a figura del SCRUM manager, papel que en esta metodología adopta el ingeniero de sistemas.

Para la distribución de los recursos de diseño (expertos de diseño), en esta metodología se cogen cada uno de los requisitos que se han priorizado en el design sprint (sprint log), además de los diferentes subsistemas aso-



■ Esquema de la metodología combinada entre CE y SCRUM

ciados a dicho requisito. Combinando la prioridad de dicho requisito con la prioridad de cada uno de los subsistemas se organizan los diferentes expertos de diseño. Con un nuevo sprint se incluirán nuevos requisitos, que modificarán el reparto de los diferentes diseñadores, bien por la inclusión de nuevos subsistemas o bien por la modificación de la prioridad de éstos (si varios requisitos apuntan a un mismo subsistema, el “peso” de éste se verá incrementado).

Con la nueva distribución entre los subsistemas, esta metodología propone que los diseñadores se muevan entre subsistemas que guarden relación entre ellos, de manera que así no sólo se conoce del estado del proyecto, y concretamente, de las opciones de diseño de un subsistema por los parámetros de diseño que vienen de éste, sino porque se ha participado en el diseño de este. Por ejemplo, tras definir la órbita en “análisis de misión”, uno de los responsables puede trasladarse al diseño del subsistema de potencia, de manera que tendrá información de primera mano sobre los parámetros orbitales seleccionados, no únicamente por la información puntual de los parámetros de diseño.

Por último, se proponen reuniones de progreso dentro de cada sprint, con lo que se pretende que todos los miembros del equipo sepan del estado global del proyecto, así como de los posibles problemas surgidos y tomen partido de las soluciones propuestas.

Software de soporte desarrollado: La nueva metodología de gestión de los procesos de diseño propuesta se está aplicando en los proyectos de viabilidad que se desarrollan en la Sala de Diseño Concurrente (CDF) del Instituto IDR/UPM. Además, se está aplicando esta nueva metodología en una serie de softwares de soporte

que faciliten la ejecución de esta. Se ha desarrollado una aplicación web que funciona de interfaz con la base de datos del Instituto IDR/UPM. De esa manera, se hace posible acceder a los parámetros de diseño y a los proyectos que se desarrollan en la CDF sin la necesidad de estar físicamente en ella, algo que ha resultado muy conveniente para este periodo de pandemia que se está viviendo con el COVID-19.

Además, se está desarrollando una herramienta que facilita la gestión de los recursos, a la vez que organiza las fases del proyecto de acuerdo con la filosofía planteada y la normativa (ECSS, European Cooperation for Space Standardization) [7][8]. Con esta herramienta se estructura el desarrollo del proyecto mediante las diferentes fases asociadas a un prediseño en las ECSS, una iniciativa establecida para desarrollar un conjunto único y coherente de normas fáciles de usar para su uso en todas las actividades espaciales europeas. En dichos estándares se incluyen las siguientes fases: Mission Requirement Review (MRR), Systems Requirement Review (SRR) y prediseño (fases 0/A). Además, permite gestionar el proyecto de acuerdo con los diferentes sprints, y distribuye automáticamente a los expertos de diseño en los diferentes subsistemas, tanto en función de la prioridad de éstos como de aquéllos.

**Conclusiones:** Aunque la CE es una herramienta muy potente para los prediseños de proyectos espaciales y los estudios de viabilidad, ésta presenta una serie de desventajas que se traducen en una mala gestión de los recursos y, por tanto, en una no tan buena optimización de los resultados. SCRUM aporta solución a una de las principales carencias que presenta la Ingeniería Concurrente, la priorización de tareas. De esta manera se consigue una mayor optimización de los esfuerzos de diseño, ya que en lugar de tratar de optimizar el diseño cuando este se ha convergido completamente, se buscan soluciones óptimas desde un primer momento, aumentando el esfuerzo de diseño en los requisitos y los subsistemas con mayor prioridad. Con este reparto y organización del equipo, los expertos de diseño cuentan con un mayor conocimiento sobre el estado global del proyecto, no sólo con la distribución y comunicación entre subsistemas, sino con las reuniones de progreso y las reuniones de “sprint”.

**Reconocimientos:** En este trabajo es fundamental reconocer en primer lugar el trabajo de mi directora de Tesis, la Prof. Elena Roibás Millán, así como a todo el personal del Instituto Universitario de Microgravedad “Ignacio Da Riva” que han hecho posible el desarrollo de este trabajo.

## Referencias:

- [1] E. Casani, R. Metzger, (1995) *Reengineering the project design process*, Acta Astronautica 35, 681–689. [2] S. Wall (2000) *Use of concurrent engineering in space mission design*, Proceedings of European Systems Engineering Conference, Vol. 1144, 1–6. [3] E. Roibás-Millán, F. Sorribes-Palmer, M. Chimenó-Manguán (2018) *The MEOW lunar project for education and science based on concurrent*, Acta Astronautica 148, 111–120. [4] G. Loureiro, W. Panades, A. Silva, (2018) *Lessons learned in 20 years of application of systems concurrent engineering to space products*, Acta Astronautica 151, 44–52. [5] A. Manifesto, (2001) *The Agile manifesto*. [6] K. Schwaber, M. Beedle (2002) *Agile software development with Scrum*, Prentice Hall Upper Saddle River, Vol. 1. [7] ESA/ESTEC Requirements and Standards Division, (2017) *ECSS-M-ST-10C Space project management. Project planning and implementation*. [8] ESA/ESTEC Requirements and Standards Division (2017) *ECSS-E-ST-10C Space engineering. System engineering*.

# OpenKit, a flexible payload development platform

---

Daniel Sors Raurell [dani@open-cosmos.com](mailto:dani@open-cosmos.com)

---

Open Cosmos provides simple and affordable space missions to help solve the world's biggest challenges, enabling organizations from across a wide range of industries to use space technologies as a tool. Open Cosmos removes space access barriers by simplifying space technology, offering a one-stop-shop to orbit, reducing time and costs. The offering covers constellation services, in-orbit demonstration and validation services as well as payload development and qualification services.

The tools developed are currently reducing the three main space access barriers, mainly: complex technology, time-consuming paperwork and high costs. This is achieved using OpenKit, a flexible payload development platform and OpenApp, an innovative online software platform. OpenKit replicates the mechanical and electrical constraints of the satellite platform while still being modular to enable payload developers to change the configuration and physical dimensions. OpenApp enables full mission and systems development and space simulation capabilities when the payload is integrated into OpenKit. With those tools, users can focus on developing their technology, run mission designs and simulations, proceed to hardware development and then send it over to us to integrate it into our satellites, OpenSat. We do all the quality testing, then we support the launch campaign with our launching partners so

our satellites can reach orbit smoothly. Once in orbit, we continue to provide assistance, operating the satellites for our customers so they can concentrate on what they need: the data and their services and applications. The objective is to allow customers to be fully focused on what brings value to them – their payload and their in-orbit data – while Open Cosmos takes care of everything else. This includes satellite manufacturing, testing, launch procurement, satellite operations and the paperwork involved, such as the frequency registration, insurance, export compliance, logistics etc. We reduce the access barriers to start developing and integrating space technologies, providing a platform that de-risks payload development and advances the interface validation with the spacecraft. This massively reduces the overall mission development time and costs.

Our presentation will review the progress done and milestones achieved so far developing each of the innovative tools that simplify and optimise nanosatellite space missions, with a focus on the latest release of OpenApp tools. It will review the rationale behind using a fast-track approach towards space applications highlighting the potential of those tools currently being used in 80+ universities and research institutions around the world and also in soon-to-be-launched missions.

# Comparing Fossasat-1 temperatures with thermal analyses

D. Criado<sup>1</sup>, L. González<sup>2</sup>

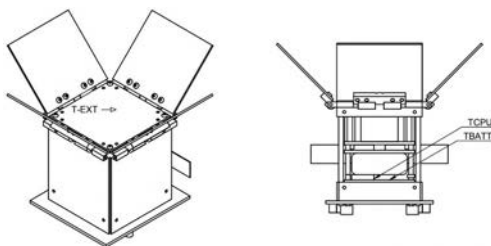
<sup>1</sup>Radian Systems (david@radian.systems)

<sup>2</sup>Radian Systems (laura@radian.systems)

On December 2019, FossaSat-1 was successfully launched into space, becoming our first case study to reach orbit. FossaSat-1 is a 5-cm sided PocketQube designed to create a global, low-cost IoT network.

All systems are operational to this day. However, the superior panels did not deploy, preventing the folded antennas from deploying too. Nonetheless, the packets received so far have been conclusive enough to validate our thermal analyses.

FossaSat-1 is equipped with three temperature sensors (see Fig. 1), one on the outside and two on the inside. TEXT is attached to the superior panel, TCPU belongs to the onboard computer, and TBATT measures the battery temperature. It is worth mentioning that the telemetry from TCPU has been discarded, as Fossa Systems recommended, because of a lack of data integrity.

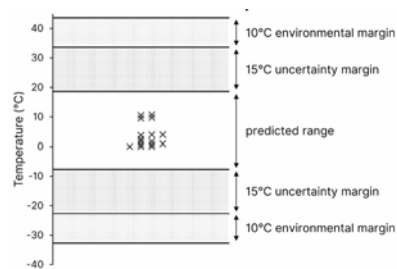


■ Figure 1 - FossaSat-1 temperature sensors

The thermal analyses carried out by Radian Systems comprised a hot case and cold case, derived from the solar irradiance and FossaSat-1 operational modes. They were simulated assuming the deployment of the

folded elements, thus deviating from the actual radiative heat fluxes. The degree of detail matched a feasibility study for the thermal subsystem.

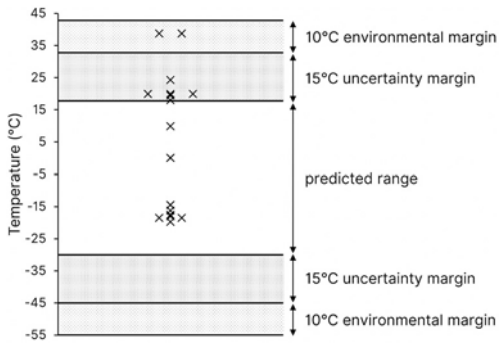
Taking into account the extreme temperatures for both cases, the predicted range for TEXT and TBATT is shown in Fig. 2 and Fig. 3. In addition, a 15 °C uncertainty margin is included due to the preliminary character of the modelling assumptions, and a 10 °C environmental margin for mission deviations (see [1] and [2]). No further adjustments were made, even though correlation activities from both testing and flight data are considered for future study.



■ Figure 2 - Temperature data from TBATT compared with analysis ranges

The telemetry data sets comprise 16 samples from TBATT and 20 samples from TEXT, between 7 December 2019 and 26 January 2020. It is worth noting that 2 TEXT measures lie within the mission margin, and 6 measures lie within the uncertainty margin.





■ Figure 3 - Temperature data from TEXT compared with analysis ranges

As it is presented in both figures, FossaSat-1 flight temperatures lie within the predicted ranges and margins calculated from Radian's thermal analyses.

## Referencias

- [1] ECSS E-HB-31-03A – Thermal Analysis Handbook (15 November 2016)
- [2] ECSS E-ST-31C – Thermal control general requirements (15 November 2008).

# IACTEC Espacio – De la ciencia a la industria, transferencia de tecnología con Nanosats

I. Bustamante<sup>1</sup>, J. Alonso Bungal<sup>1</sup>, A.E. Peláez Santos<sup>1</sup>, C. Colodro<sup>1</sup>, P. González de Chaves<sup>1</sup>, Á. Pérez García<sup>1</sup>, J. C. Sanluis<sup>1</sup>, I. Sidrach-Cardona<sup>1</sup>, S. Sordo<sup>1</sup>, Á. Oscoz<sup>1</sup>, P. Redondo<sup>1</sup>, A. Ynigo<sup>1</sup>

<sup>1</sup>Instituto de Astrofísica de Canarias (ibustamante@iac.es)

**Introducción: El Instituto de Astrofísica de Canarias (IAC), centro científico de referencia mundial** en el campo de la astrofísica y la tecnología espacial, ha desarrollado la iniciativa IACTEC, espacio de cooperación tecnológico-empresarial. El objetivo de IACTEC es capitalizar la experiencia acumulada del IAC a lo largo de su historia, desarrollando tecnologías y ofreciendo servicios en el sector espacial, y fomentando la creación y atracción de empresas a nivel local, nacional e internacional. En particular, la línea de investigación IACTEC-Espacio desarrolla instrumentación espacial para plataformas de pequeño tamaño, o Nanosats, con la misión de convertir a las Islas Canarias en un punto de referencia mundial en el sector de los pequeños satélites.

Excelencia en ciencia y tecnología espacial - IAC: El IAC consta de tres áreas de actuación: investigación astrofísica, enseñanza superior e instrumentación científica, y gestiona, además, dos observatorios astronómicos punteros, el Observatorio del Teide y el de Roque de los Muchachos. Estos juegan un papel clave garantizando la excelencia de la institución, y de su desarrollo científico-tecnológico, lo que permite una explotación exitosa de los mismos. Con el objetivo de impulsar la coproducción de conocimiento tecnológico con las empresas del sector, se ha creado IACTEC, cuya misión es desarrollar en Canarias un ecosistema innovador para la transferencia de alta tecnología entre el sector público y las empresas, aprovechando el capital científico y tecnológico del IAC



■ Figura 1: Sede central de IACTEC, sita en San Cristóbal de la Laguna, Tenerife.

IACTEC tiene como prioridad consolidarse como un centro de referencia a nivel nacional e internacional, para la cooperación entre el sector público y el privado en el ámbito de la instrumentación astrofísica aplicada y tecnologías afines, además de fortalecer las competencias del IAC alcanzando el nivel de excelencia de sus áreas de instrumentación y complementando su actividad de I+D.

Para ello, IACTEC cuenta con las siguientes líneas de actividad:

- *Programa de Espacio*: innovación y desarrollo tecnológico relacionados con instrumentación para pequeños satélites, teledetección y comunicaciones ópticas
- *Programa de Tecnología Médica*: detección y análisis

de patrones térmicos anómalos utilizando radiación natural en el infrarrojo y en microondas.

- *Programa de Grandes Telescopios*: proyectos de instalaciones astronómicas en los Observatorios de Canarias, como el CTA (*Cherenkov Telescope Array*), EST (*European Solar Telescope*) o NRT (*New Robotic Telescope*), así como otros proyectos internacionales.
- *Centro de Sistemas de Óptica Avanzada (CSOA)*: producción de espejos y otros elementos ópticos para telescopios, satélites e instrumentación astronómica, y desarrollo de nuevas técnicas de fabricación y procedimientos para superficies ópticas activas.

**Transferencia de excelencia – IACTEC Espacio:** El programa de IACTEC-Espacio es el proyecto dentro de IACTEC que impulsa la innovación y el desarrollo relacionados con el sector aeroespacial. Nuestro enfoque inicial está centrado en la observación de la Tierra, comenzando con la misión ALISIO y la cámara SWIR (*Short-Wave Infrared*) DRAGO, con miras a desarrollar nuestras capacidades tecnológicas para su aplicación a proyectos de observación espacial con este tipo de satélites.

IACTEC Espacio tiene como misión la creación de un equipo multidisciplinar de ingeniería orientado a instrumentación, tratamiento de imágenes aeroespaciales y comunicaciones en el espacio, además de generar una red de negocio de primer nivel en las Islas Canarias, y lanzar los primeros nano y microsátélites canarios para la observación de la Tierra y para astronomía, convirtiendo a las Islas y al IAC en referentes del *New Space*.

**DRAGO:** DRAGO será uno de los primeros instrumentos que explotará el uso de tecnología InGaAs no refrigerada para aplicaciones de observación de la Tierra a bordo de nanosatélites. Usando esta tecnología, la cámara DRAGO funcionará observando en dos bandas SWIR (*centradas en 1.1 y 1.6 micras*), empleando para ello un filtro especial colocado en la parte superior del sensor. El diseño se ha llevado a cabo siguiendo el concepto SWAP (*Size, Weight and Power*), por lo que puede integrarse fácilmente en un nano-satélite 3U.



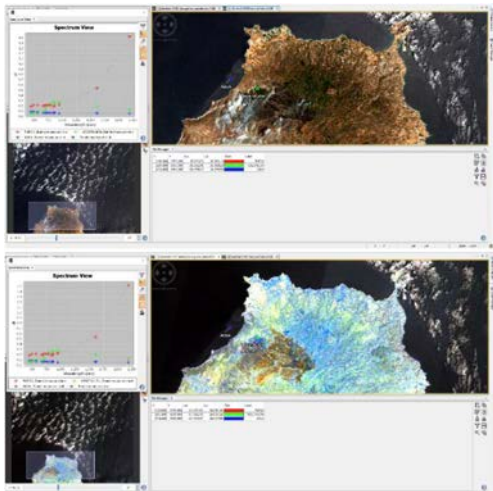
■ Figura 2: Vista de la cámara DRAGO desarrollada por el equipo de instrumentación de IACTEC Espacio.

La cámara también incluye hardware y software de alto rendimiento, desarrollado en IACTEC, para la adquisición de imágenes a alta velocidad (hasta 160 fps). Estos dispositivos electrónicos permiten el procesamiento a bordo de las imágenes, incluidas características como superresolución, compresión sin pérdida de información y cifrado [1]. Para garantizar una vida útil de 3 años, se han protegido los componentes electrónicos sensibles y se ha desarrollado un sistema especial para aislar y recuperarse automáticamente de los eventos SEE (Single Event Effect).

**Observando en SWIR:** La observación en banda SWIR proporciona información crucial no disponible en el rango visible. El análisis en esta región del espectro permite, por ejemplo, la creación de índices de vegetación, la detección de puntos calientes en incendios o la detección y caracterización de derrames de petróleo. La adición de esta banda de observación aumentará significativamente la cantidad de aplicaciones disponibles para su uso en pequeñas plataformas.

*Programa de Teledetección:* incluido como parte de IACTEC-Espacio, el Programa de Teledetección tiene como objetivos apoyar al equipo de instrumentación estudiando nichos de observación, desarrollo y mercado, para aportar información clave en la toma de decisiones durante el desarrollo de los proyectos del equipo. Asimismo, diseña e implementa aplicaciones de *remote sensing de carácter científico, industrial y social*, fomentando las colaboraciones a nivel nacional e internacional en diferentes proyectos europeos en el campo de la

teledetección, principalmente del programa *Copernicus* de la ESA/EC. También realiza tareas para el fomento del desarrollo empresarial de ámbito local en el sector de las aplicaciones de observación de la Tierra.



■ Figura 3: Imágenes del software SNAP de la ESA para el procesamiento de imágenes del programa Copernicus. Arriba, imagen RGB del incendio de Gran Canaria de agosto de 2019, con datos de Sentinel 2. Abajo, misma imagen en bandas SWIR. En la parte superior izquierda pueden observarse el espectro en diferentes zonas de la imagen: zona boscosa, zona incendiada, y océano.

**Proyectos futuros:** además de los proyectos con DRAGO y los diferentes programas de teledetección, en IAC-TEC-Espacio ya se están desarrollando las semillas de nuevas ideas a llevar a cabo en el futuro, entre las que se encuentran:

- Nanosatélites con nuevas prestaciones: desarrollo de cámaras de mayor rango espectral, integrando el visible y el infrarrojo cercano junto al *SWIR*.
- *Astrofísica: desarrollo de nanosatélites para aplicaciones astrofísicas.*
- Transferencia de tecnología: creación de redes de colaboración para el fomento de la industria local en el sector espacial

- Proyectos demostradores de comunicaciones ópticas.
- Aplicaciones de observación de la Tierra junto con redes neuronales y metodologías de *machine learning*.

## Referencias

[1]Sordo, Samuel et al. (2019) “Super-Resolution Image Processing for Space Cameras On-Board Small Satellites.” en *Proc. Spanish Small Satellites International Forum*

# Metodologías de ensayo de equipos en el entorno New Space

Eladio Montoya (eladio.montoya@altertechnology.com),  
Gonzalo Fernández (gonzalo.fernandez@altertechnology.com)

Alter Technology

**Introducción:** La exuberancia actual del sector New Space se caracteriza, entre otros factores, por el uso de componentes COTS y reducción de los ensayos y garantía de productos a los requisitos mínimos. Esto, unido al estado de desarrollo de muchas de las tecnologías empleadas, da como resultado en última instancia a tasas de fracaso relativamente altas de las misiones (aunque disminuyen año tras año, todavía por encima del 20% excluidas los fallos de lanzamiento [1]). Esto se acepta por la madurez relativamente baja del sector New Space y el propósito de mera demostración tecnológica de muchos de las misiones. Sin embargo, las fuertes inversiones recientes y planificadas en constelaciones de satélites pequeños requieren un dominio de la confiabilidad de las plataformas y cargas útiles y una estrategia de gestión de riesgos. Esto implica que los constructores de pequeños satélites deben desarrollar una capacidad de gestión de riesgos, contrariamente a la eliminación de riesgos del sector espacial tradicional. En Alter Technology, basándonos en nuestra experiencia de más de 30 años en el sector espacial, hemos identificado varias actividades clave en la garantía de productos y las pruebas de pequeños satélites que deben abordarse para una misión comercial exitosa.

**1. Desarrollar un Plan de Aseguramiento de Producto adaptado a la misión:** los planes de aseguramiento de producto tienen como objetivo elegir componentes, procedimientos de fabricación y estrategias de prueba en todos los niveles que aseguren la confiabilidad requerida para el proyecto. En el sector espacial, estos

planes deben evaluar la vida útil de los componentes en condiciones difíciles:

- a. Ciclos de vacío térmico debido a los ciclos día / noche.
- b. dureza de la radiación gamma (al menos 10-20 krad para LEO, más para MEO, GEO y misiones en el espacio profundo),
- c. Ensayos SEE para misiones MEO, GEO y al espacio profundo.

Existen estándares específicos como IEC-TR-62380, FIDES 2009, MIL-HDBK-217 o Siemens SN 29500 para calcular el MTTF (tiempo medio de falla) en función de las condiciones ambientales y el grado del componente. En estos modelos, la tasa de falla de cada componente de la lista de materiales se conoce por experiencia (o estimada) y esto permite el cálculo de un MTTF global de un equipo. Por supuesto, cuanto mayor sea el grado del componente, menor será la tasa de fallas para un conjunto dado de condiciones ambientales. La selección de grados de componentes puede beneficiarse de una gran variedad de grados, como espacial, militar, automoción, “enhanced” COTS COTS simples.

También es necesario desarrollar una estrategia de prueba específica en los planes de garantía de producto, y esto puede ser una combinación de pruebas a nivel de componentes, subsistemas o sistemas. También es posible hacer uso de HALT (Highly Accelerated Life Tests) que permiten identificar modos de fallo de manera prematura. En la actualidad, Alter Technology está desarrollando planes de garantía de productos para em-

presas de New Space en función de sus requisitos de misión y hardware específicos

**2. Ingeniería de componentes:** la selección del grado correcto de componentes electrónicos es fundamental para garantizar la confiabilidad de la misión. La tendencia actual en New Space es elegir componentes COTS simples o de automoción, pero los COTS simples no pueden asegurar una vida útil de todo el subsistema más allá de los 20 meses incluso en LEO debido a los efectos de la radiación. Por otro lado, no todos los componentes han de tener el mismo grado y, por ejemplo, los componentes clave como sensores, FPGA, convertidores DC-DC, ADC, se pueden elegir con un grado más alto que, digamos, componentes pasivos, en para aumentar la confiabilidad general del sistema.

Alter Technology, basada en sus 30 años de experiencia en la adquisición y prueba de componentes, ha desarrollado la plataforma DOEEET ([www.doeet.com](http://www.doeet.com)) que contiene más de 20 millones de referencias de componentes de espacio y otros grados, con información sobre especificaciones técnicas, obsolescencia, histórico, ensayos, etc.

**3. Ensayos de componentes:** Los actores de New Space suelen ser muy reacios a probar componentes debido a restricciones presupuestarias. Para ayudar a resolver esto y aumentar la confiabilidad en New Space, la plataforma DOEEET incluye una herramienta llamada "Crowdtesting" con la que diferentes partes pueden compartir los costos de probar el componente clave por Alter Technology. Una vez más, una selección adecuada de las pruebas que se realizarán a los componentes puede reducir drásticamente los riesgos tecnológicos sin demasiado coste adicional.

**4. Encapsulado adaptado:** En muchos casos, los COTS o componentes de automoción pueden ser válidos pero necesitan ser reencapsulados en cerramientos cerámicos para que estén limpios o resistentes a altas temperaturas. Alter Technology cuenta con instalaciones de fabricación y embalaje internas, como corte en cubitos de obleas, flip-chip, unión de alambres y golpes, encapsulación y sellado, unión de fibras o ensamblaje de diodos láser.

**5. Pruebas de equipos:** las compañías de New Space con frecuencia limitan las pruebas al nivel de satélite

completo y solo se fabrican un modelo estructural (SM) y un modelo de protovuelo (PFM). Los ensayos están frecuentemente limitados a los requisitos mínimos del lanzador, consistentes en vibración y vacío térmico. Sin embargo, nuestra propuesta es que para misiones comerciales, se deben aplicar las siguientes pautas de prueba:

- a. Diseñe su hardware para obtener la máxima observabilidad de la prueba: incluya sensores y puertos que permitan monitorizar la variable que permitan un diagnóstico completo del equipo.
- b. Incluir unidades de repuesto para las campañas de prueba.
- c. No limite las pruebas a los requisitos del lanzador, sino a los requisitos de la misión.

El plan de prueba debe incorporar:

- i. Prueba de radiación a nivel de componente / sistema cuando sea necesario.
- ii. Evaluación térmica, incluida la cobertura de temperaturas extremas, ciclos térmicos y al vacío cuando sea posible
- iii. Integridad mecánica, que comprende vibraciones, SRS y otras tensiones mecánicas con un análisis físico fina
- iv. iv. Ensayos HALT
- v. v. Prueba de comunicaciones y EMC



## 6. Adoptar un esquema de certificación de terceros.

El sector espacial tradicional no es una fabricación en serie industria, pero el New Space sí lo es, cuando se

trata de una constelación de decenas de satélites. Todos los sectores en los que la fabricación se realiza en serie (automoción, electrónica, aeronáutica, militar...) utilizan sistemas de certificación de terceros y las constelaciones de pequeños satélites no deberían ser una excepción. Cuando se fabrican decenas de satélites, la prueba completa de cada unidad puede ser demasiado costosa y, por lo tanto, la estrategia generalmente adoptada es calificar completamente la primera unidad y garantizar que el AIV sea consistente.

Para hacer esto, el propietario de la constelación, que no es necesariamente un especialista espacial, puede contratar a un tercero independiente. La tarea de este certificador externo es garantizar que

- la configuración del diseño está actualizada, completa y no existen inconsistencias
- la cadena de suministro es sólida: todos los proveedores están calificados
- se siguen todos los procesos de montaje e integración

- Se siguen los procedimientos de prueba y se calibra el equipo de prueba.

**Conclusión:** En conclusión, el sector de New Space se caracteriza por limitaciones presupuestarias y tiempos de desarrollo rápidos que conducen a un concepto industrial de fiabilidad “dominada”, en contraposición a una fiabilidad “total” del sector espacial tradicional. Esta confiabilidad dominada se traduce en todos los aspectos de calidad (grado de componente, empaque, diseño, ensamblaje, integraciones y pruebas) para asegurar la rentabilidad final de los proyectos de New Space. Hemos presentado aquí varias formas que creemos que pueden ayudar a los actores de New Space a adaptar sus procesos de producción para lograr sus objetivos de calidad.

## Referencias

- [1] Thyrso Villela et al. International Journal of Aerospace Engineering Volume 2019, Article ID 5063145 <https://doi.org/10.1155/2019/5063145>.



# Innovador dispositivo inalámbrico de transferencia de energía que utiliza arrays generadores $\mu$ -termoeléctricos a bordo de un Cubesat 3-u: Wiptherm

F. Navarro-Medina<sup>1</sup>, U. García-Luis<sup>1</sup>, F. Aguado Agelet<sup>2</sup>, V. Botelho<sup>2</sup>, Y. Hallak<sup>2</sup>, V. Dragos Darau<sup>2</sup>, C. Ulloa Sande<sup>1</sup>, P. Orgeira-Crespo<sup>1</sup>

<sup>1</sup>Área de Ingeniería Aeroespacial, Escuela de Ingeniería Aeronáutica y del Espacio, Universidade de Vigo, Campus de Ourense As Lagoas s/n, 32004 Ourense, Galicia, Spain (fermin.navarro.medina@uvigo.es)

<sup>2</sup>ETSE Telecomunicación, Universidade de Vigo, Campus Lagoas- Marcosende, 36310 Vigo, Galicia, Spain.

**Introducción:** Los CubeSats se están convirtiendo en una alternativa real para la exploración espacial. La investigación tanto de la tecnología como en la aplicabilidad de estas pequeñas plataformas ha sido objeto de gran interés durante los últimos años. Representan un mercado tecnológico emergente (con un crecimiento CAGR de 37.91 % en el período de 2017-2021) [1], donde numerosas aplicaciones como la información meteorológica, investigación climática, seguridad del transporte o navegación están acudiendo a esta tecnología. Los motivos son varios, pero destacan entre ellos tanto el bajo coste que suponen respecto a los satélites convencionales, así como el corto período de desarrollo.

Proporcionar la potencia necesaria para alimentar los dispositivos a bordo de los CubeSats, requiere cada vez de mayores superficies de placas solares, así como de una mayor eficiencia en el almacenamiento y distribución de la energía. Todas estas características, hacen del Energy Power and Storage (EPS) uno de los subsistemas más exigentes de los CubeSats. Por otra parte, posibilitar el acceso de estas plataformas a la investigación de escenarios del entorno espacial con una baja disponibilidad de energía, como las misiones

de espacio profundo, también requiere de una previa mejora de este subsistema.

En este contexto, nos encontramos con otras fuentes de energía tales como los métodos de transferencia de energía a distancia (Wireless Energy Transfer, WET), los cuales suponen una alternativa a las vías tradicionales de suministrar energía a las plataformas (paneles solares y baterías), por lo que su viabilidad merece ser estudiada.

**Tecnología en desarrollo:** Con el objetivo de analizar una de estas metodologías, los autores de este artículo están involucrados en un proyecto europeo llamado WiPTherm (Wireless Power devices using micro-arrays of Thermoelectric generators). El funcionamiento del dispositivo WET consiste en la transformación de energía fotónica en energía eléctrica, a través de los gradientes térmicos generados [2], basándose para ello en el efecto Seebeck. Es, por lo tanto, una tecnología novedosa, limpia y barata, lista para diseñar, implementar y dirigir un innovador sistema WET, cuyos arrays de células del sistema Hybrid Photo-Thermoelectric Plasmonic (HPTP) son capaces de recargar las baterías sin necesidad de interrumpir el funcionamiento del CubeSat.

El origen de la energía fotónica incidente en las células no será otro que un láser pulsado de alta potencia y largo alcance. Para ello, el control electrónico del láser conducirá el haz generador a un subsistema de distribución de haz, desde donde será enfocado por un sistema de lentes para ser transmitido incidente a las celdas del generador HPTP dispuestas en el satélite. De esta forma, el láser podría operar a lo largo de miles de kilómetros. A lo largo de este abstract se abordarán las ideas principales tras la tecnología propuesta, su aplicabilidad, así como los recientes progresos logrados por el equipo que lo desarrolla. Es importante destacar el carácter multidisciplinar del mismo, compuesto por grupos de investigación que están especializados en campos que van desde ciencia de los materiales, óptica, fotónica además de CubeSats.

**Concepto de funcionamiento:** Se presentan a continuación dos posibles escenarios para su operación, en términos de requisitos de misión y análisis. El primero de ellos consiste en el apuntamiento al satélite con una fuente de láser pulsado de gran alcance controlado ubicado en la Tierra, en el caso de misiones en órbita terrestre (en una órbita SSO). La segunda opción considerada pasa por comprobar la viabilidad de alojar la fuente láser en un satélite ('maestro') desde el que apuntar y cargar las baterías del CubeSat ('esclavo'), y de esta forma lograr analizar su potencial en misiones de espacio profundo.



■ Concepto de funcionamiento para el segundo escenario contemplado: apuntamiento desde un satélite. (Fuente: creación propia).

**Objetivos:** Entre los objetivos principales están (i) el desarrollo de la tecnología del generador HPTP hasta un TRL 3, (ii) modelar el comportamiento en un entorno espacial y (iii) ensayar el generador HPTP. Respecto

a esta última parte, se llevarán a cabo un conjunto de experimentos de validación. La primera campaña de ensayos sobre el dispositivo HPTP, se ejecutará en un entorno de laboratorio y a corto alcance (10 m de distancia). Luego, la evaluación se realizará al aire libre a una distancia de 500 m.

Respecto a otros objetivos secundarios de la misión, estos son los siguientes: (i) ensayar la carga de la batería mediante el HPTP, (ii) analizar si es factible almacenar la energía en el CubeSat y además (iii) comprobar la posibilidad de miniaturizar la fuente láser, posibilitando su uso en el escenario de carga del CubeSat desde un satélite maestro.

**Trabajo desarrollado:** Dentro del consorcio europeo, la Universidad de Vigo es la responsable del diseño del CubeSat, donde se instala el dispositivo HPTP. El impacto del sistema WET debe ser analizado y tenido en cuenta para el diseño de la aeronave. En este contexto, es relevante mencionar que uno de los desafíos a resolver por el subsistema de control térmico, consiste en asegurar los gradientes térmicos necesarios para un buen funcionamiento del HPTP, al mismo tiempo que mantener la temperatura del satélite entre unos límites aceptables.

Para garantizar que todos los componentes mantienen la temperatura dentro de su rango operacional, los dos potenciales escenarios anteriormente presentados serán estudiados numéricamente (cuya computación será realizada con el software de control térmico ES-ATAN-TMS). Para lograrlo, se implementaron varios modelos de complejidad creciente, basándonos para ello en componentes comerciales y CubeSats lanzados previamente por la Universidad de Vigo. De esta forma, se logró refinar su geometría hasta lograr una fiel representación del modelo real. Además, otro de los puntos clave objeto de estudio del modelo térmico es el 'duty cycle', para evitar el sobrecalentamiento de la estructura a la vez que maximizar la energía generada. En particular, se espera que el momento más exigente de la operación del satélite (y a la vez el caso más caliente) se dé en el supuesto de apuntar con el láser justo antes de la entrada en la zona de eclipse, con la mayoría de carga útil encendida.

Por otra parte, nos enfrentamos a una gran incertidumbre con respecto a las propiedades físicas y ópticas del dispositivo termoelectrico asignado en una cara del 3-U CubeSat. Para obtener estas características se requieren muchos experimentos, y la precisión de las técnicas de medición sigue siendo un tema de discusión entre la comunidad científica de TE. Para aclarar estas propiedades, se realizará otra simulación térmica y análisis de incertidumbre (en este caso, modelando solo un elemento HPTP) para obtener la conductividad térmica y emplearla como input para todo el modelo.

**Reconocimientos:** Este proyecto ha recibido financiación del programa de Investigación e Innovación Horizonte 2020 de la Unión Europea en virtud del acuerdo de subvención No 863307, Ref. H2020-FETOPEN-2018-2019-2020-01.

**Resto de socios del consorcio:** IFIMUP – Institute of Physics for Advanced Materials, Nanotechnology and Photonics, Department of Physics and Astronomy, Fa-

culty of Science, University of Porto, Rua do Campo Alegre 687, 4169-007 Porto, Portugal

CeNTI – Centre for Nanotechnology and Smart Materials, Rua Fernando Mesquita 2785, 4760-034 Vila Nova de Famalicão, Portugal

University of Limoges, CNRS, XLIM, UMR 7252, F-87000 Limoges, France

INESC – TEC and Department of Physics and Astronomy, Faculty of Sciences, University of Porto, Rua do Campo Alegre 687, 4150-179 Porto, Portugal.

## Referencias

- [1] Global Nano Satellite Market – Analysis and Forecast (2017-2021), disponible online en <https://bisresearch.com/industry-report/global-nano-satellite-market-2021.html>. [2] Mauser et al. “Resonant thermoelectric nanophotonics” Nature Nanotechnology 12,770-775 (2017)

# Electrónica de Crisa en Vega-C y Ariane 6

Jesús Ortiz Martín, [jesus.ortiz-martin@airbus.com](mailto:jesus.ortiz-martin@airbus.com)

CRISA, C/Torres Quevedo, 9 28760 Tres Cantos

**Introducción:** Crisa ha desarrollado tres equipos electrónicos para la nueva generación de lanzadores europeos, VEGA-C y Ariane 6, además del cableado de la etapa superior de VEGA-C. En estos desarrollos Crisa ha hecho suyos los retos a los que se enfrentan estos lanzadores, reduciendo al máximo el tiempo necesario para desarrollar tecnología y usarla en un producto.

En el presente artículo se describirán los retos afrontados, las novedades tecnológicas introducidas y los equipos desarrollados.

**Retos de Ariane 6 y VEGA-C:** después de años en producción, con vuelos inaugurales en 1996 (Ariane 5) y 2012 (VEGA), Europa necesita modernizar sus dos principales vehículos de lanzamiento, para seguir garantizando el acceso independiente al Espacio y para poder competir en el mercado comercial. En los últimos años ha cambiado de forma radical tanto el mercado de satélites (tamaño, necesidades de inyección orbital...) como el de lanzadores, con la entrada de nuevos actores, que han revolucionado el sector (Space X, como paradigma).

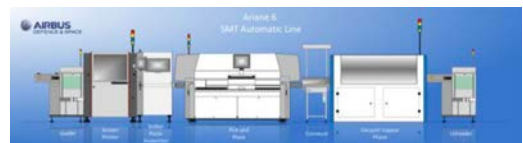
Para responder a estos desafíos los nuevos lanzadores tienen que reducir drásticamente el coste por kg lanzado y aumentar su flexibilidad, para poder acometer una gran variedad de misiones, manteniendo la actual fiabilidad.

**Retos para la aviónica:** la aviónica, aun no siendo el sistema más costoso del lanzador, sí que representa una parte no despreciable del precio final del mismo. Por esta razón se requiere reducir significativamente el precio respecto a los actuales lanzadores, manteniendo o aumentando sus prestaciones.

La reducción en los costes de la aviónica se ha conseguido, principalmente, gracias a:

- El uso de componentes no calificados para Espacio.
- La selección de la arquitectura de la unidad, teniendo en cuenta desde el inicio del proyecto de desarrollo los costes y la facilidad para fabricar y probar. La fabricación y los ensayos de aceptación (producción) se pueden realizar, en gran medida, de forma automática.

Para poder llevar a la práctica los puntos anteriores, Crisa ha creado una línea de producción para productos sin plomo, compatibles con la directiva RoHS. Esta línea de producción está muy automatizada y ha sido dimensionada para poder asumir grandes cadencias de producción. Los productos que podrán ser producidos con esta calidad de fabricación son los destinados a lanzadores, grandes constelaciones y, en general, lo que se conoce como *New Space*.



■ Línea de soldadura automática sin Pb

Además de la reducción de costes, los nuevos lanzadores europeos necesitan aumentar sus capacidades de lanzamiento y los servicios ofrecidos a las cargas de pago. Las unidades desarrolladas por Crisa contribuyen a alcanzar estos objetivos, gracias a:

- Su alto nivel de integración, incluyendo un alto número de funciones en un único equipo
- El uso de componentes comerciales, más ligeros y con mejores prestaciones que los calificados para aplicaciones espaciales
- Desarrollo de nuevas funciones, para dotar de más flexibilidad al lanzador y poder acceder a más tipos de cargas de pago. En este catálogo de funciones merece la pena reseñar el comando de NEAs (actuadores no explosivos) o el suministro de distintas líneas de alimentación eléctrica a distintas tensiones.
- El uso de tecnologías más limpias. Estas nuevas unidades cumplen rigurosamente con las directivas RoHS (ya mencionada anteriormente) y REACh.

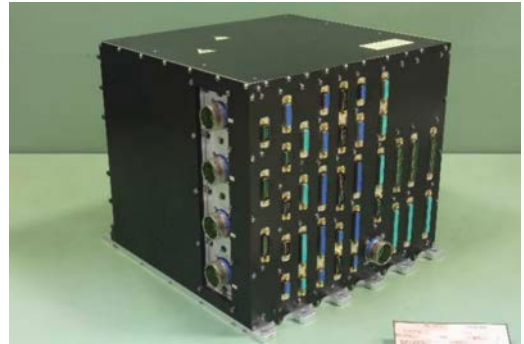
Además, para desarrollar estos productos ha sido necesario incorporar tecnologías con pocos antecedentes en aplicaciones espaciales en Europa. Por ejemplo:

- Activación de iniciadores opto-pirotécnics (Ariane 6)
- Elementos clave, como el switch, para la red de comunicaciones de Ariane 6, basada en un protocolo de Ethernet determinista (*Time-Triggered Ethernet*, TTE)

**Productos para VEGA-C:** VEGA-C es la evolución del lanzador VEGA, particularmente adecuado para poner en órbita LEO o SSO satélites pequeños / medianos. Con VEGA-C se busca aumentar su capacidad de lanzamiento (de 1.400 kg a 2.200 kg en órbita polar de 700 km), incrementando el rango de misiones, sin aumentar el precio de lanzamiento. Las principales modificaciones que se han hecho en el lanzador han sido la sustitución del motor de la primera etapa (P80 por P120C), del motor de la segunda etapa (Z23 por Z40), para dotar de mayor empuje al lanzador, y una mejora en ciertos equipos de la aviónica, entre los cuales está la MFU desarrollada por Crisa.

*MFU (Multi-Functional Unit): integra varias funciones importantes del lanzador, siendo la unidad de VEGA-C con mayores conexiones con el resto de la aviónica. Este equipo está dotado de más funciones que la MFU*

de VEGA, también desarrollada por Crisa, consiguiendo un coste recurrente incluso más bajo.



■ VEGA-C MFU

Las funciones más importantes de la MFU son:

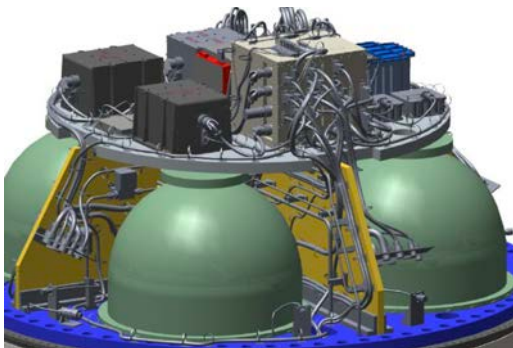
- Distribución de potencia: la MFU controla la alimentación del resto de equipos de la aviónica, exceptuando la alimentación de los equipos del sistema de salvaguardia y la alta potencia requerida por los actuadores electro-mecánicos de las toberas de las primeras tres etapas. Las líneas de alimentación son de distinto tipo: 28V, 55V, protegidas o no por limitadores de corriente. La MFU puede entregar hasta 2.3 kW a estos equipos. Una importante mejora introducida respecto a VEGA es la segregación total de la alimentación para los equipos de telemetría respecto a la de los equipos funcionales. La MFU recibe alimentación desde 7 baterías embarcadas distintas. Para 4 raíles de alimentación también existe la alimentación equivalente desde Tierra; la MFU proporciona la función de paso de alimentación de Tierra a embarcada
- Repetidor del bus de comunicaciones, MIL-STD-1553B. La MFU tiene un repetidor de 10 canales. El repetidor retransmite al resto de canales los mensajes enviados en el bus activo, manteniendo el cumplimiento estricto de los requisitos del protocolo 1553. La lógica del repetidor está embebida en una FPGA, con IP desarrollado por Crisa. Esta función es crítica para garantizar el correcto funcionamiento del sistema de comunicaciones del lanzador durante todas las etapas de la misión, evitando los

problemas asociados a la desadaptación del bus cuando las etapas inferiores se van desprendiendo.

- Activación de distintos tipos de actuadores, pirotécnicos, no explosivos (NEAs), electroválvulas... La MFU incluye hasta 128 líneas de comandos para NEAs, compatibles con una gran variedad de actuadores (los más usados en el mercado para desplegar cargas de pago pequeñas). Los comandos de los iniciadores pirotécnicos y los NEAs son alimentados por baterías dedicadas, con segregación completa respecto al sector funcional de la unidad.
- Generación de los comandos de inhibición de la neutralización instantánea del lanzador, siendo la única interfaz entre la aviónica funcional y la de salvaguardia del lanzador.
- Líneas de servicio para las cargas de pago, entre las que tenemos comandos de relé, líneas de alimentación a distintas tensiones (5V, 12V y 28V)

Actualmente la MFU está siendo sometida a la campaña de calificación, estimando su finalización a inicios de 2021. El primer modelo de vuelo ha sido ya fabricado y cuatro más están ya en producción

*Cableado etapa superior:* Crisa ha desarrollado, al igual que para VEGA, el cableado de la cuarta etapa del lanzador (exceptuando el del módulo de propulsión y el cableado de las señales RF). El desarrollo ha incluido el diseño eléctrico y mecánico, usando para éste último un modelo 3D de la etapa superior.



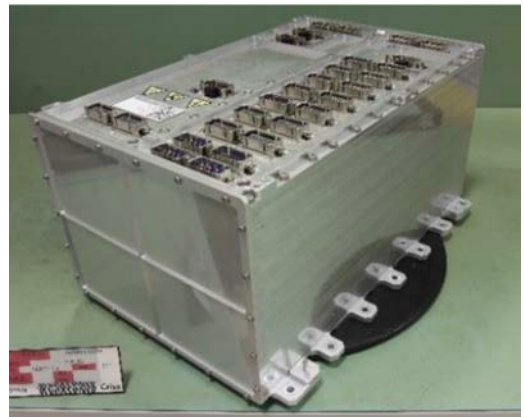
■ Cableado 4ª etapa (AVUM) VEGA-C

El cableado consta de 55 mazos, entre los que se encuentran los dedicados a la distribución de potencia,

envío de comandos, adquisición de telemetrías y todo el sistema de comunicaciones MIL-STD-1553B del lanzador (en todas las etapas).

**Productos para Ariane 6:** Ariane 6 parte de un concepto totalmente nuevo y no puede considerarse, como VEGA-C, una evolución de su predecesor, Ariane 5. Tiene un diseño parcialmente modular, con dos posibles configuraciones: A62 y A64, con dos y cuatro motores P120C, respectivamente. Por lo que respecta al sistema de la aviónica, éste cambia radicalmente respecto a Ariane 5. El número de unidades se reduce drásticamente, aumentando la integración de funciones en un mismo equipo.

*CMFU (Centralized Multi-Functional Unit):* como la MFU de VEGA-C, esta unidad engloba varias funciones vitales para el lanzador.



■ Ariane 6 CMFU

- Las principales funciones son las siguientes:
- Ordenadores de abordo: la CMFU tiene hasta dos tarjetas procesadoras, una para ejecutar el software de vuelo y la otra el de tratamiento de los datos de telemetría (generación de las tramas CCSDS y su tratamiento de corrección de errores). Estos ordenadores incluyen, como importante novedad, el uso de microprocesadores ARM comerciales, con arquitectura triplicada para mitigar los efectos de la radiación espacial.
- Conmutador *Time-Triggered Ethernet*: todos los equipos de la aviónica se comunican a través de este conmutador. El protocolo TTE permite usar

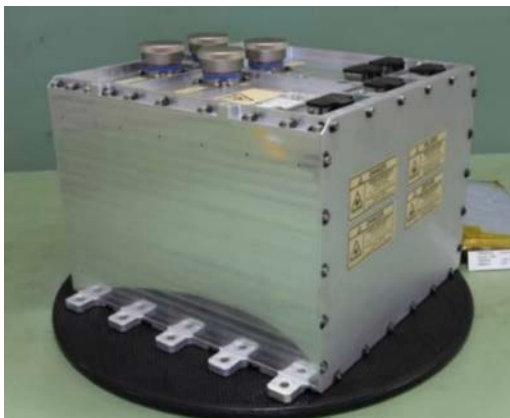


en el mismo medio de transmisión tráfico de datos con diferente nivel de criticidad, segregándolos por protocolo. Además es compatible con equipos que se comuniquen a través de Ethernet estándar, como los puramente comerciales.

- Distribución de potencia al resto de equipos del sistema de la aviónica, con tensiones de 55V y 28V, con protección contra sobrecargas. La CMFU gestiona también el paso de la alimentación de Tierra a la embarcada y viceversa.
- Generación de los comandos de activación de electroválvulas, solenoides y motorizadas, y de comandos de relés.
- Gestión de la ejecución secuencial de los comandos temporizados, con precisión del orden de ms.

Gracias a su concepto modular es posible usar tres configuraciones distintas de la unidad en el lanzador. Está previsto alcanzar la calificación de la CMFU, al igual que la PFU, descrita a continuación, en la primera mitad de 2021.

*PFU (Pyrotechnical Functional Unit):* unidad dedicada al comando de todos los dispositivos pirotécnicos del lanzador, excepto los pertenecientes al sistema de salvaguarda (neutralización). Estos pirotécnicos sirven para ejecutar la separación de estructuras / etapas, encendido de motores, activación de válvulas, encendido de baterías térmicas...



■ Ariane 6 PFU

Las principales funciones son las siguientes:

- Comandado de dispositivos electro-explosivos.
- Comandado de dispositivos opto-explosivos. La PFU contiene diodos láser de potencia, que emiten una señal óptica de 30 W durante 10 ms. Crisa ha tenido que habilitar zonas específicas para la fabricación de los módulos ópticos, con niveles muy altos de control de la limpieza ambiental, y para los ensayos, para evitar accidentes asociados a quemaduras por láser de alta potencia.

Al igual que la CMFU este equipo tiene una concepción modular, permitiendo usar la misma arquitectura con dos configuraciones distintas

*Baterías:* Crisa ha participado activamente en el desarrollo de las baterías de 55V y de 28V usadas para alimentar la aviónica de baja/media potencia. El desarrollo de la tarjeta electrónica, los sistemas de carga / descarga de las baterías y el acopio de parte de las piezas mecánicas ha sido responsabilidad de Crisa. Actualmente está en proceso la transferencia de la producción desde Airbus SAS en Toulouse a Crisa; las baterías a partir del decimosexto lanzador serán fabricadas por Crisa.



■ Baterías Ariane 6 (fuente: AIRBUS SAS)

**Reconocimientos:** Crisa querría agradecer el apoyo recibido por Airbus, CDTI y ESA para financiar estos desarrollos, así como la contribución de los contratistas principales de VEGA-C y Ariane 6, AVIO y Ariane-Group. También querría reconocer el trabajo de diseño de tres módulos de A6 CMFU hecho por Airbus SAS.

Nota: Crisa es una empresa de Airbus Defence and Space



# Análisis de susceptibilidad a fallos provocados por radiación del software de arranque de la unidad de control del instrumento (ICU) del detector de partículas energéticas (EPD) a bordo de Solar Orbiter

J. Sánchez<sup>1,2</sup>, Ó. R. Polo<sup>1</sup>, A. da Silva<sup>1</sup>, P. Parra<sup>1</sup>, A. Martínez Hellín<sup>1</sup>, A. Carrasco<sup>1</sup>, S. Sánchez<sup>1</sup>

<sup>1</sup> Universidad Carlos III de Madrid (UC3M). Avda. Universidad 30, 28911. Leganés. (jcamoto@ing.uc3m.es junevado@ing.uc3m.es),

<sup>2</sup> Ingeniería de Sistemas para la Defensa de España (ISDEFE). Calle Beatriz de Bobadilla, 3. 28040. Madrid.

**Introducción:** La previsibilidad y la tolerancia a fallos son características clave en el desarrollo del software espacial. Por ello, es altamente deseable llevar a cabo tareas de verificación software en etapas muy tempranas del ciclo de desarrollo, especialmente de aquel software dependiente del hardware, como es el software de arranque (Boot Software) [1]. En este trabajo se ha analizado el comportamiento frente a errores permanentes en memoria del Software de Arranque (Boot Software, o BSW) de la Unidad de Control de Instrumento (Instrument Control Unit o ICU) del Detector de Partículas Energéticas (Energetic Particle Detector o EPD). Este instrumento forma parte de la misión Solar Orbiter que se lanzó en febrero de 2020 [2]. El trabajo, además, ha comprobado la efectividad de los mecanismos de tolerancia a fallos proporcionados por la plataforma junto a un método propio que permite evitar que estos fallos afecten de forma permanente a la ejecución del BSW.

Contexto de la misión Solar Orbiter: La misión Solar Orbiter tiene como objetivo principal estudiar la heliosfera, el viento solar y el propio Sol. Debido a esto, su órbita planificada alrededor del Sol permitirá a la nave acercarse hasta las 0,3 Unidades Astronómicas, donde las partículas de alta energía pueden causar efectos del tipo SEE (Single Event Effects) en los dispositivos electrónicos, de forma que la correcta ejecución del software se vea comprometida.

La ICU de EPD está compuesta por un procesador LEON 2 y tres bancos de memoria de distinto tipo: PROM, EEPROM y SDRAM. Dadas sus características, la memoria PROM tiene tolerancia a fallos muy superior a la EEPROM y la SDRAM. Para la información crítica no volátil almacenada en EEPROM se ha empleado la Redundancia Triple Modular como técnica de tolerancia a fallos. Para evitar que la menor tolerancia de la SDRAM afecte a la ejecución del BSW, su código se ejecuta directamente desde la PROM. Sin embargo, el BSW necesita utilizar una región de la SDRAM, de 32 KB, con el fin de almacenar las variables globales y la pila de ejecución. Es en esta región de la SDRAM donde los SEEs causados por la radiación pueden afectar a la ejecución del BSW, poniendo en peligro el proceso nominal de arranque del sistema.

**Plataforma para el análisis:** Para estudiar el efecto de los posibles SEEs en el proceso nominal de arranque se ha utilizado una plataforma virtual con capacidad de inyección de fallos diseñada por el mismo grupo de investigación denominado LEONViP. De esta manera, ha sido posible ejecutar exactamente el mismo binario como si se ejecutara en el sistema físico real, pero en un entorno controlado de inyección de fallos, lo que permite cubrir una mayor cantidad de casos de error, y por tanto, una verificación de requisitos de tolerancia más estricta.

**Pruebas realizadas:** Las pruebas que se han llevado a cabo consistieron en la inyección de un bit fijado a 0 o a 1 en cada bit del bloque de 32 KB empleado por el BSW con el fin de comprobar su respuesta. Como criterio de tolerancia se ha tomado que el BSW sea capaz de mantener la ruta de ejecución nominal, en la que despliega y pasa el control al Software de Aplicación. Este software tiene como punto de entrada la dirección de una instrucción predeterminada que el BSW debe de alcanzar en unos 27 millones de instrucciones. Las pruebas realizadas, en las que se ha dejado evolucionar al BSW hasta 30 millones de instrucciones, han mostrado tres posibles resultados de ejecución: 1) El caso nominal en el que se alcanza el Software de Aplicación, que consideraremos como éxito; 2) el caso del modo seguro, en el que el BSW detecta algún problema en la ejecución y entra en modo seguro para recibir instrucciones desde Tierra, no llegando nunca a dar paso al Software de Aplicación; 3) el caso de errores de ejecución graves, como pueden ser la generación de TRAPs de instrucciones implementadas, accesos desalineados u otros errores que terminan la ejecución abruptamente.

Las pruebas se han realizado bajo diferentes enfoques de diseño del BSW y considerando que el sistema, como es habitual, cuenta con una SDRAM que incorpora EDAC (Error Detection And Correction), siendo este capaz de restaurar automáticamente un bit de fallo en una palabra, y de lanzar una excepción en el caso de fallos en dos o más bits. En los dos primeros enfoques analizados se emplea un diseño clásico, donde la asignación de la memoria SDRAM es estática. La diferencia entre ellos reside en cómo es su respuesta ante la detección de un SEE permanente en la memoria estática utilizada. En el primer enfoque se considera necesario reiniciar el sistema tras detectarse cualquier excepción, y para evitar un bucle infinito de reinicio en caso de un SEE permanente, se deshabilita el mecanismo de EDAC. En el segundo, en cambio, se mantiene el EDAC activo, tratando la excepción asociada a un doble fallo de EDAC sin efectuar reinicio, desechando la ejecución de la instrucción afectada por el SEE, y continuando con la ejecución de la siguiente instrucción.

Evento	Eventos fijado a 0	Porcentajes fijado a 0	Eventos fijado a 1	Porcentajes fijado a 1
Timeout	2.857	1,0899%	6.539	2,4944%
Instrucción no implementada	5	0,0019%	40	0,0153%
Dirección no alineada	3	0,0011%	13	0,0050%
Doble TRAP	0	0,0000%	8	0,0031%
"On Exit" TRAP	1	0,0004%	0	0,0000%
Total de fallos	2.866	1,0933%	6.600	2,5177%
Éxitos	259.278	98,9067%	255.544	97,4823%
Subtotal	262.144	100,0000%	262.144	100,0000%

■ Resultados de las pruebas sin el mecanismo de EDAC

**Análisis de los resultados:** Los resultados de las pruebas para el primer enfoque muestran que el sistema es sensible a los SEEs permanentes, y que la mayor cantidad de errores son del tipo 2, en los que el BSW quedando a la espera de telecomandos desde Tierra sin lograr desplegar el software de aplicación. Se ha constatado, además, que el BSW es más sensible a SEEs en los que el bit queda fijado a 1

Las pruebas realizadas con el segundo enfoque, en el que el EDAC se mantiene habilitado y no se reinicia el sistema tras un doble fallo de EDAC, muestran que, para un subconjunto reducido de direcciones de memoria, se evita la ejecución anómala. Sin embargo, en la gran mayoría de direcciones que mostraban sensibilidad en el primer enfoque se constata que cualquier error en la dirección desemboca en la entrada al modo seguro.

**Solución propuesta:** Para dotar al BSW de tolerancia a SEEs permanentes, se decidió implementar un mecanismo de asignación de SDRAM dinámica y repetir las pruebas anteriores. Este mecanismo divide la RAM en bloques de 32 KB y los analiza en busca de errores antes de desplegar la pila y variables globales del BSW. Si se detecta que un bloque tiene un error, se pasa a analizar el siguiente hasta encontrar uno sin errores. En el caso de que aparezca un error durante la ejecución del BSW, el "memory scrubbing" forzaría un reinicio controlado del BSW, permitiendo detectar el error en el bloque, pasando a asignar la pila y las variables globales del BSW en el siguiente bloque libre de errores. Además, sobre este diseño se ha constatado con pruebas de inyección de SEEs permanentes en EEPROM, que las variables de ejecución críticas almacenadas

en EEPROM, al ser gestionadas con el mecanismo de Redundancia Triple Modular, nos aseguran una alta tolerancia a fallos.

**Conclusiones:** El estudio realizado muestra que a pesar de ejecutar el BSW desde la PROM, este puede ser afectado por los errores permanentes en la SDRAM y la EEPROM. Estos problemas pueden ser evitados por el mecanismo de asignación dinámica junto con el uso

del mecanismo de Redundancia Triple Modular para almacenar las variables críticas en EEPROM.

### Referencias:

- [1] Stephen A. Jacklin (2015) Space Tech Expo Conference May 19-21.
- [2] J. Rodríguez-Pacheco et al. (2020) A&A 642 A7.

# Estado del arte de la arquitectura Risc-V desde una perspectiva para aplicaciones espaciales

M. Jiménez Arribas<sup>1</sup> (miguel.jimenez@uah.es), I. Gamino del Río<sup>1</sup>, A. Oliva Aparicio<sup>1</sup>, A. Martínez Hellín<sup>1</sup>

<sup>1</sup>Departamento de Automática - Space Research Group (www.srg.uah.es), Universidad de Alcalá

**Introducción:** La arquitectura de computadores RISC-V es un estándar abierto cuyo desarrollo comenzó en la Universidad de Berkeley en 2010 con un objetivo meramente académico [1]. Sin embargo, desde entonces y tras un gran trabajo de desarrollo que todavía hoy en día continúa, ha superado con creces las expectativas iniciales y, debido a las características de la misma, está comenzando a ser utilizado como arquitectura base para implementaciones de todo tipo, tanto comerciales como académicas. Además, en los últimos años RISC-V está comenzando a ser vista como una arquitectura viable y muy atractiva para aplicaciones espaciales [2].

Utilizando la experiencia acumulada en el Space Research Group (SRG) de la Universidad de Alcalá (UAH), habiendo participado en muchas misiones espaciales, como por ejemplo Solar Orbiter [3] en los últimos años, en la actualidad uno de los nuevos desarrollos en los que se está trabajando es una CPU basada en dicha arquitectura. Gracias a esto se ha obtenido un profundo conocimiento sobre el desarrollo de la especificación de RISC-V y el entorno generado a su alrededor, encontrándose actualmente en pleno apogeo. En concreto, en el ámbito espacial existen numerosas empresas y organizaciones trabajando sobre esta arquitectura [4].

**Discusión:** *Características de RISC-V.* Las características que han convertido a RISC-V en una alternativa tan interesante en ámbitos tan dispares son su naturaleza libre, gratuita, extensible y modular [5]. Las primeras dos se ven al comprobar que la especificación de la ar-

quitectura está siendo llevada a cabo como un proyecto colaborativo dirigido por el consorcio RISC-V International. Esto implica que cualquier persona o empresa es capaz de licenciar la arquitectura y crear variantes de la misma tanto con objetivos académicos como comerciales, siendo estas variantes y sus implementaciones distribuidas tanto de forma abierta como explotadas de manera propietaria.

Por otro lado, respecto a la modularidad y la extensibilidad, la especificación considera que las implementaciones puedan utilizar únicamente las extensiones de la arquitectura que sean útiles de cara al propósito de cada una de ellas, pudiendo incluso añadir nuevas extensiones a la arquitectura externas al estándar principal, lo que se conoce como *custom extensions*.

La última característica principal de RISC-V es, como su propio nombre indica, el hecho de ser una arquitectura RISC. Esto significa que el número de instrucciones de la misma es reducido y entonces, tanto el trabajo necesario para su implementación como el tamaño de recursos que ocupa es menor que otras arquitecturas más complejas.

Una pega que se le podría dar a esta simplicidad es que ciertas instrucciones que sí son soportadas por otras arquitecturas no son soportadas por RISC-V, sin embargo, estas instrucciones pueden ser emuladas por varias instrucciones más pequeñas y normalmente de manera incluso más rápida que la ejecución de instrucciones tan complejas. Además, dada la modularidad de

la arquitectura, si alguna implementación decidiera que este tipo de instrucciones complejas fueran necesarias siempre se podrían implementar como una extensión fuera del estándar. Asimismo, esta capacidad de poder especializar la arquitectura de cara a cada aplicación es de gran utilidad en la industria espacial ya que una de las últimas áreas de mayor investigación en esta industria es la creación de ordenadores de abordo con mayor capacidad de cómputo para el procesamiento de datos científicos de forma previa al envío a Tierra. La creación de una extensión de RISC-V específica para este tipo de aplicación podría aumentar el rendimiento computacional de las misiones sobremanera.

#### *Estado del arte de la especificación general de RISC-V.*

En la actualidad, las dos bases más importantes de la especificación de RISC-V [5] son las encargadas de las operaciones con enteros, tanto para 32 bits como para 64 bits, estando ambas ratificadas. Esto significa que está garantizado por parte del consorcio que se encarga de su desarrollo, que dichas bases están congeladas y no va a haber modificaciones de las mismas en el futuro. De la misma manera que ambas bases están ratificadas, también lo están las extensiones que se consideran de propósito general y algunas otras extensiones de gran utilidad en espacio como son la extensión M, que contiene las operaciones de multiplicación y división; la extensión A, encargada de aunar todas las operaciones atómicas; todas las extensiones encargadas de operaciones con coma flotante en diferentes precisiones, desde precisión normal hasta cuádruple precisión, las extensiones F, D y Q; la extensión C, que crea otro espacio de direccionamiento diferente con las instrucciones más utilizadas para la compresión del tamaño del código; la extensión Zicsr, que contiene todas las operaciones encargadas del acceso a los registros de control y estado (CSRs); y, por último, la extensión Zifencei que contiene funcionalidad para la creación de barreras lógicas en el código y la posibilidad de sincronizar la escritura y la ejecución sobre la memoria de instrucciones.

Al igual que están ratificadas estas extensiones, así lo están también los diferentes modelos de acceso a memoria de la especificación. Por último, también están ratificadas las operaciones privilegiadas de modo supervisor y modo máquina, por lo que, como puede

verse, en la actualidad ya es completamente posible la implementación de procesadores con RISC-V de propósito general, y así se está viendo incluso dentro de la industria espacial como puede ser la implementación por parte de Cobham Gaisler de NOEL-V [4].

*Estado del arte de la especificación de RISC-V sobre unidades de estadísticas y módulos de debug y traza.* Tras la visión de la situación general de la especificación ahora se procede a dar una visión del estado del arte de aquellas características de la arquitectura que tienen mayor relevancia para la industria espacial. Estas son las referentes a las unidades de debugging, trazado de código y de realización de estadísticas [5], ya que su uso puede facilitar altamente el desarrollo del software embarcado, así como reducir al máximo su indeterminismo, facilitar el proceso de análisis encargado de garantizar el cumplimiento de los tiempos de ejecución del mismo y, en general, aumentar la fiabilidad de los componentes críticos para este tipo de misiones.

En primer lugar, la especificación referente a los módulos de estadísticas todavía no está ratificada debido a que pueden darse ciertos errores de cuenta en los mismos, según las circunstancias. No obstante, el diseño lleva sin variar en grandes rasgos durante años, así que es probable que aparte de corregir los errores existentes no vaya a ver grandes modificaciones en su definición. De esta manera, la especificación consta de tres contadores obligatorios y 29 contadores opcionales. Los tres primeros miden el número de ciclos de ejecución, el tiempo real transcurrido y el número de instrucciones retiradas, mientras que el resto de contadores son específicos de la plataforma, pudiendo cada implementación diseñar los contadores que más le interese.

En segundo lugar, en cuanto a la especificación de debugging, actualmente se encuentra ratificada, y, pese a que advierten que habrá actualizaciones con mejoras y nuevas funcionalidades, garantizan que aquellos apartados ratificados se mantendrán compatibles de cara a futuras versiones. En la actualidad, las funciones soportadas por el estándar incluyen, entre otras, la capacidad de detener, reanudar y saltar una a una el flujo de instrucciones de manera que se pueda analizar el estado de la memoria y los registros, tanto los de pro-

pósito general como los CSRs, para poder solucionar los posibles errores del software o del hardware.

Por último, en relación con la especificación de trazado de código, esta fue ratificada en febrero de 2020, encontrándose en el mismo estado que la de debug, es decir, pendiente de actualizaciones para añadir nuevas capacidades más avanzadas pero con garantías de que lo que está especificado ahora mismo será compatible en un futuro. El mecanismo de funcionamiento del trazado es mediante *branch tracing*, lo cual presenta ventajas en cuanto a la no intrusividad de los datos recolectados pero presenta un problema en cuanto a la cantidad de recursos consumidos y a la complejidad para soportar esta especificación. Tanto es así que en la industria espacial, debido a los márgenes tan rígidos de peso y consumo, y que se tratan de evitar mecanismos complejos, dado que implican pruebas exhaustivas de todo componente de vuelo, no suele ser común utilizar el *branch tracing* y en su lugar se suele emplear el trazado mediante instrucciones [3]. Esta es la razón por la que desde nuestro grupo de investigación estamos trabajando en la creación de un IP core consistente en un procesador basado en la arquitectura RISC-V orientado a espacio pero con una custom extensión encargada de soportar el trazado mediante instrucciones, al igual que, por ejemplo, la familia de procesadores LEON lo soporta en la actualidad. No obstante, utilizando nuestra experiencia con esta problemática durante el desarrollo de uno de los instrumentos a bordo de la misión Solar Orbiter, nuestra solución pretende ser no intrusiva, teniendo por lo tanto las mismas capacidades

que el diseño de la especificación pero con una menor utilización de recursos [6].

**Conclusiones:** En nuestra opinión, conocer las circunstancias que rodean a esta arquitectura, especialmente aquellas específicas al dominio espacial, es una ventaja estratégica que puede ser muy útil de cara al futuro. Tras el análisis aquí recogido, donde consideramos de particular trascendencia aquellas prestaciones relacionadas con las unidades de debugging, trazado de código y la realización de estadísticas, se concluye que, salvando las distancias debidas a la relativa juventud de la arquitectura y teniendo en cuenta tanto la velocidad de desarrollo actual como la cantidad de apoyo que tiene detrás, RISC-V se plantea como una alternativa muy interesante de cara al futuro de las arquitecturas de computadores en la industria espacial.

**Reconocimientos:** Trabajo financiado por el Fondo Social Europeo (FSE), específicamente dentro del marco de Iniciativa de Empleo Juvenil (YEI) y por el Ministerio de Ciencia, Innovación y Universidades. Contrato: PEJ2018-004178-A.

## Referencias

- [1] Waterman A., Asanović K., et al. (2011) *UCB/EECS-2011-62*. [2] Di Mascio, S., Menicucci, A., et al. (2019) *Journal of Aerospace Inf. Sys., 16, Acta Astronautica, 95ADA USER, 41(2)*, [5] Waterman A., Asanović K., et al. (2019) *The RISC-V Instruction Set Manual, UCB, 1 y 2*. [6] Gamino, I., Martínez, A., et al. (2020) *Electronics, 9(11), 1873*.

# Técnicas de modelización simplificada de paneles solares

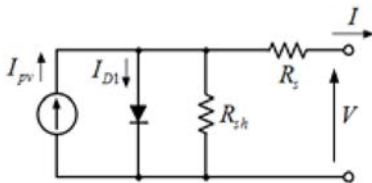
Pindado, E. Roibas-Millan, J.L. Cubero-Estallrich, A. González-Estrada, R. Jado-Puente, M. Sanabria-Pinzón, J.M. Alvarez, D. Alfonso-Corcuera, J. Cubas

Instituto Universitario de Microgravedad "Ignacio Da Riva" (IDR/UPM), Universidad Politécnica de Madrid (UPM), ETSI Aeronáutica y del Espacio, Pza. del Cardenal Cisneros 3, Madrid 28040, España (santiago.pindado@upm.es)

**Introducción:** La modelización del comportamiento de paneles solares es un aspecto de especial interés para gran cantidad de proyectos espaciales [1,2]. En el Instituto IDR/UPM se ha constatado en los últimos años la necesidad de contar con modelos de simulación lo más simples posible (sin devaluar su precisión) ante la necesidad de:

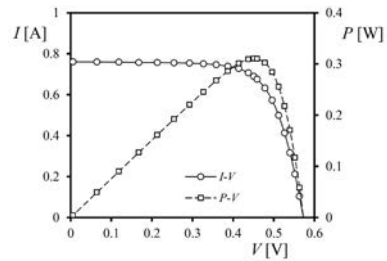
- realizar cálculos en procesos de diseño concurrente, y
- realizar cálculos de tipo acoplado (por ejemplo, de tipo termo eléctrico realizados en ESATAN) [3].

*Modelización de un panel solar:* Modelización de un panel solar: El modelo más conocido de panel solar es el circuito eléctrico equivalente de 1 diodo y 2 resistencias, o modelo 1D/2R (Fig. 1), mediante el cual se puede modelar con precisión el comportamiento de una célula o panel solar; esto es, su curva I-V, que rela-



ciona la corriente de salida,  $I$ , con la tensión de salida,  $V$  (Fig. 2) [4].

■ Fig. 1 Modelo 1D/2R de una célula/panel solar.



■ Fig. 2 Curvas I-V (corriente-voltaje) y P-V (potencia-voltaje)

**Modelo 1D/2R:** Este modelo es representado por la siguiente ecuación [4]:

$$I = I_{pv} - I_0 \left[ \exp\left(\frac{V + IR_s}{naV_T}\right) - 1 \right] - \frac{V + IR_s}{R_{sh}} \quad (1)$$

en la que  $I_{pv}$  es la corriente suministrada por la fuente ideal,  $I_0$  es la corriente de saturación del diodo,  $R_s$  y  $R_{sh}$  son las resistencias en serie y en paralelo,  $a$  es la constante de idealidad,  $n$  es el número de células conectadas en serie, y  $V_T = kT/q$ , en donde  $T$  es la temperatura,  $q$  la carga del electrón y  $k$  la constante de Boltzmann.

Para resolver de forma analítica la ecuación (1) es preciso conocer las corrientes y tensiones en los tres puntos característicos de la curva I-V: corriente de cortocircuito,  $I_{sc}$ , tensión de circuito abierto,  $V_{oc}$ , y corriente y tensión en el punto de máxima potencia,  $I_{mp}$  y  $V_{mp}$ . Una vez se ha escogido un valor razonable del factor de idealidad,  $a \gg 1$ , es posible calcular, primero  $R_s$  [5]:

$$R_s = A(W - (B(C)) - (D + C)) \quad (2)$$



en donde:

$$A = \frac{naV_T}{I_{mp}}, B = -\frac{V_{mp}(2I_{mp} - I_{sc})}{V_{mp}I_{sc} + V_{oc}(I_{mp} - I_{sc})}, \quad (3)$$

$$C = -\frac{2V_{mp} - V_{oc}}{naV_T} + \frac{V_{mp}I_{sc} - V_{oc}I_{mp}}{V_{mp}I_{sc} + V_{oc}(I_{mp} - I_{sc})}, D = \frac{V_{mp} - V_{oc}}{naV_T},$$

y luego el resto de parámetros:

$$R_{sh} = \frac{(V_{mp} - I_{mp}R_s)(V_{mp} - R_s(I_{sc} - I_{mp}) - naV_T)}{(V_{mp} - I_{mp}R_s)(I_{sc} - I_{mp}) - naV_T I_{mp}}, \quad (4)$$

$$I_{pv} = \frac{R_{sh} + R_s}{R_{sh}} I_{sc}, I_0 = \frac{(R_{sh} + R_s)I_{sc} - V_{oc}}{R_{sh} \exp\left(\frac{V_{oc}}{naV_T}\right)}$$

Con ello es posible calcular la corriente de salida,  $I$ , en función de la tensión,  $V$ , mediante la ecuación (1), o mediante la forma explícita de esta [6]:

$$I = \frac{R_{sh}(I_{pv} + I_0) - V}{R_{sh} + R_s} - \frac{naV_T W_0 \left( \frac{R_{sh}R_s I_0}{naV_T(R_{sh} + R_s)} \exp\left(\frac{R_{sh}R_s(I_{pv} + I_0) + R_{sh}V}{naV_T(R_{sh} + R_s)}\right) \right)}{R_s} \quad (5)$$

En las ecuaciones (2) y (5) aparecen respectivamente las ramas negativa y positiva de la función de Lambert,  $W$  (véase más adelante).

**Modelos explícitos:** Desarrollados como alternativa a la dificultad de la resolución del modelo 1D/2R [7,8]

*Modelo de El-Tayyan:*

$$I = I_{sc} - C_1 \exp\left(-\frac{V_{oc}}{C_2}\right) \left( \exp\left(\frac{V}{C_2}\right) - 1 \right), \quad (6)$$

en donde:

$$C_1 = \frac{I_{sc}}{1 - \exp\left(-\frac{V_{oc}}{C_2}\right)}, C_2 = \frac{V_{mp} - V_{oc}}{W_{-1}\left(\left(1 - \frac{V_{oc}}{V_{mp}}\right)\left(\frac{I_{mp}}{I_{sc}}\right)\right)}, \quad (7)$$

si  $V_{oc}/C_2 \gg 1$ .

*Modelo de Karmalkar & Haneefa:*

$$\frac{I}{I_{sc}} = 1 - (1 - \gamma) \left(\frac{V}{V_{oc}}\right) - \gamma \left(\frac{V}{V_{oc}}\right)^m, \quad (8)$$

en donde:

$$W_{-1}\left(-\left(\frac{V_{oc}}{V_{mp}}\right)^{\frac{1}{K}} \left(\frac{1}{K}\right) \ln\left(\frac{V_{mp}}{V_{oc}}\right)\right) + \frac{1}{K} + 1, \quad (9)$$

$$m = \frac{1 - \left(\frac{I_{mp}}{I_{sc}}\right) - \left(\frac{V_{mp}}{V_{oc}}\right)}{2\left(\frac{I_{mp}}{I_{sc}}\right) - 1}, \gamma = \frac{2\left(\frac{I_{mp}}{I_{sc}}\right) - 1}{(m-1)\left(\frac{V_{mp}}{V_{oc}}\right)^m}$$

*Modelo de Das:*

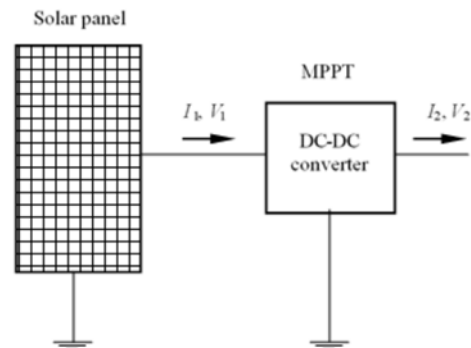
$$\frac{I}{I_{sc}} = \frac{1 - \left(\frac{V}{V_{oc}}\right)^k}{1 + h\left(\frac{V}{V_{oc}}\right)}, \quad (10)$$

en donde:

$$k = \frac{W_{-1}\left(\left(\frac{I_{mp}}{I_{sc}}\right) \ln\left(\frac{V_{mp}}{V_{oc}}\right)\right)}{\ln\left(\frac{V_{mp}}{V_{oc}}\right)}, h = \left(\frac{V_{oc}}{V_{mp}}\right) \left(\frac{I_{sc}}{I_{mp}} - \frac{1}{k} - 1\right). \quad (11)$$

Como ocurre en la anterior sección, en las ecuaciones (7), (9) y (11) aparece la función de Lambert,  $W$  (concretamente, su rama negativa).

**Modelización de convertidores DC-DC:** Para lograr que un panel solar trabaje en su punto de máxima potencia, se ha de llevar a un determinado punto su tensión de salida ( $V$  en la Fig. 1). Esto puede realizarse mediante un convertor DC-DC (véase la Fig. 3).

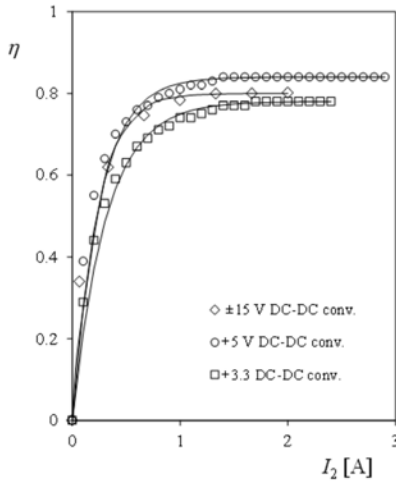


■ Fig. 3. Esquema de un panel solar conectado a un convertor DC-DC actuando como MPPT (Maximum Power Point Tracking).

El comportamiento de un convertor DC-DC puede ser definido por su eficiencia, esto es, el cociente entre la potencia de entrada y salida:

$$\eta = \frac{V_2 I_2}{V_1 I_1} \quad (12)$$

Este parámetro se ha representado en la Fig. 4 en función de la corriente de salida,  $I_2$  (véase la Fig. 3).



■ Fig. 4. Eficiencia,  $\eta$ , de los tres convertidores DCDC del UPMSat-2, en función de la corriente de salida,  $I_2$ .

En la Fig. 4 se han ajustado a los datos experimentales a la siguiente ecuación:

$$\eta = \eta_{\max} \left( 1 - \exp(g(I_2)) \right) \quad (13)$$

en donde  $\eta_{\max}$  es la eficiencia máxima y  $g$  es una función (en general, polinómica), que depende de la corriente de salida,  $I_2$ . Tomando la aproximación más simple,  $g(I_2) = -I_2/I_{ch}$  ( $I_{ch}$  es una constante característica), la ecuación (12) queda reescrita así:

$$I_2 = \frac{V_1 I_1}{V_2} \eta_{\max} \left( 1 - \exp\left(-\frac{I_2}{I_{ch}}\right) \right) \quad (14)$$

cuya solución es:

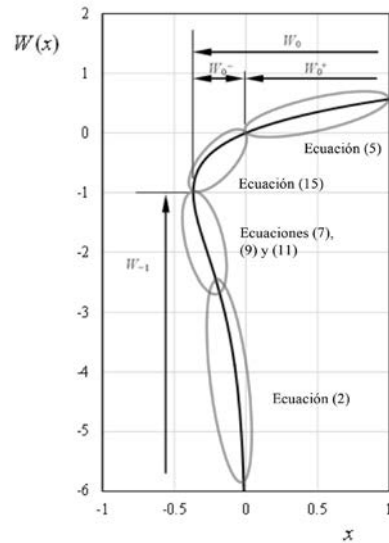
$$I_2 = I_{ch} \left( \lambda + W_0^-(-\lambda \exp(-\lambda)) \right), \lambda = \frac{V_1 I_1}{V_2 I_{ch}} \eta_{\max} \quad (15)$$

en donde  $W_0^-$  es una sub-rama de la función de Lambert.

**La Función de Lambert, W:** Esta función resulta una ayuda muy valiosa para resolver ecuaciones implícitas que involucren términos exponenciales. Esta función se define como

$$z = W(z) \exp(W(z))$$

en donde  $z$  es un número complejo. En la Fig. 5 se muestra la función tomando la variable en el plano de los números reales (y no complejos). Pueden observarse dos ramas principales,  $W_{-1}$  y  $W_0$ , y dentro de esta última dos sub-ramas,  $W_0^-$  y  $W_0^+$ . Puede observarse que esta función no tiene una definición explícita sencilla, aunque hay trabajos en este sentido [9]. En la Fig. 5 se han indicado las zonas en las cuales se han acotado las soluciones de las ecuaciones escritas anteriormente en las cuales se emplea  $W$ .



■ Fig. 5. Función W de Lambert.

Solución a la ecuación (2):

$$W_{-1}(x) = 2.4978 \cdot 10^{-5} \ln(-x)^3 + \quad (16)$$

$$2.8111 \cdot 10^{-3} \ln(-x)^2 + 1.1299 \ln(-x) - 1.4733$$

con precisión del 0.4% para  $x \in [-10^{-3}, -10^{-20}]$ .

Solución a la ecuación (5): Se proponen tres tramos:

$$W_0^+(x) = x \exp(0.71116x^2 - 0.98639x), \quad (17)$$

con precisión del 0.4% para  $\chi \in [-10^{-3}, -10^{-20}]$ .

$$W_0^+(x) = -1.6579 + 0.1396(2.9179 \cdot 10^5 - (x - 22.8345)^4)^{0.25}, \quad (18)$$

con precisión del 0.16% para  $\chi \in [0.2, 1.2]$ .

$$W_0^+(x) = -1.2216 + 3.4724 \cdot 10^{-2} (1.7091 \cdot 10^8 - (x - 114.146)^4)^{0.25}, \quad (19)$$

con precisión del 0.08% para  $\chi \in [1.2, 10]$ .

Solución a las ecuaciones (7), (9) y (11): Se proponen dos tramos:

$$W_{-1}(x) = -1 - \sqrt{42.949x^2 + 37.694x + 8.0542}, \quad (20)$$

con precisión del 0.23% para  $\chi \in [-0.36785, -0.27]$ .

$$W_{-1}(x) = 0.14279 \ln(-x)^3 + 1.04416 \ln(-x)^2 + 3.92 \ln(-x) + 1.65795, \quad (21)$$

con precisión del 0.02% para  $\chi \in [-0.27, -0.0732]$ .

Solución a la ecuación (15): Se proponen tres tramos:

$$W_0^-(x) = x, \quad (22)$$

con precisión del 0.8% para  $\chi \in [-8 \cdot 10^{-3}, 0]$ .

$$W_0^-(x) = 3.50621x^3 - 0.7188x^2 + 1.0104x, \quad (23)$$

con precisión del 0.82% para  $\chi \in [-2.15 \cdot 10^{-1}, -8 \cdot 10^{-3}]$ .

$$W_0^-(x) = 1.56322(x + e^{-1})^{\frac{1}{24}} - 1, \quad (24)$$

con precisión del 1.86% para  $\chi \in [-e^{-1}, -2.15 \cdot 10^{-1}]$ .

**Reconocimientos:** El presente trabajo se ha realizado en el marco del Proyecto de Innovación Educativa PIRAMIDE de la Universidad Politécnica de Madrid, que trata de acercar a alumnos de grado y máster a las técnicas de investigación para así mejorar su rendimiento académico. Los autores de este trabajo quieren agradecer al Director del Instituto IDR/UPM de la Universidad Politécnica de Madrid, D. Ángel Sanz Andrés, su constante apoyo.

## Referencias:

- [1] [1] E. Roibás-Millán, A. Alonso-Moragón, A. Jiménez-Mateos, S. Pindado, Testing solar panels for small-size satellites: the UPMSAT-2 mission, Meas. Sci. Technol. 28 (2017) 1–12. [2] E. Roibás-Millán, J.L. Cubero-Estalrich, A. Gonzalez-Estrada, R. Jado-Puente, M. Sanabria-Pinzón, D. Alfonso-Corcuera, J.M. Alvarez, J. Cubas, S. Pindado, Lambert W-function simplified expressions for photovoltaic current-voltage modelling, in: 20TH IEEE Int. Conf. Environ. Electr. Eng. - IEEE EEEIC 2020, Institute of Electrical and Electronics Engineers, IEEE, Madrid, Spain, 2020: pp. 1630–1635. [3] J. Cubas, A.M. Gomez-Sanjuan, S. Pindado, On the thermoelectric modelling of smallsats, in: 50th Int. Conf. Environ. Syst. - ICES 2020 (12-16 July 2020. Lisbon, Port., Lisbon, Portugal, 2020: pp. 1–12. [4] J. Cubas, S. Pindado, M. Victoria, On the analytical approach for modeling photovoltaic systems behavior, J. Power Sources. 247 (2014) 467–474. [5] J. Cubas, S. Pindado, C. de Manuel, Explicit Expressions for Solar Panel Equivalent Circuit Parameters Based on Analytical Formulation and the Lambert W-Function, Energies. 7 (2014) 4098–4115. [6] L. Peng, Y. Sun, Z. Meng, Y. Wang, Y. Xu, A new method for determining the characteristics of solar cells, J. Power Sources. 227 (2013) 131–136. [7] S. Pindado, J. Cubas, Simple mathematical approach to solar cell/panel behavior based on datasheet information, Renew. Energy. 103 (2017) 729–738. [8] S. Pindado, J. Cubas, E. Roibás-Millán, F. Bugallo-Siegel, F. Sorribes-Palmer, Assessment of explicit models for different photovoltaic technologies, Energies. 11 (2018) 1–22. [9] D.A. Barry, J.Y. Parlange, L. Li, H. Prommer, C.J. Cunningham, F. Stagnitti, Analytical approximations for real values of the Lambert W-function, Math. Comput. Simul. 53 (2000) 95–103.

# MFOC Project: MPSoC-Based Multi-Purpose Execution Platform

Santiago Lozano<sup>1</sup>, Juan Fombellida<sup>1</sup>, Carlos Rodríguez<sup>1</sup>, Cristina Tato<sup>1</sup>, Jesús Carretero Pérez<sup>2</sup>

<sup>1</sup> SENER Aeroespacial

<sup>2</sup> Universidad Carlos III de Madrid

Space systems have traditionally been characterized by requiring very high reliability and determinism, which is why the engineering processes associated with them are usually heavy and expensive. In addition, the electronic components used are usually significantly older than in other sectors, so the performance they offer is limited. In recent years, a trend called "new space" has appeared, and missions are being proposed that require better processing capacity, lower costs and a determinism not as high as in traditional missions. This opens the door to consider COTS components as an actual alternative in the industry. Among these options, MPSoCs are especially interesting for their power, their compactness and their cost. This article presents a multi-layer architecture for aerospace systems, which can be ported between MPSoC components from different manufacturers. The result of this work will be a multi-purpose platform able to execute several space system applications with high reliability levels and improving the classic space systems capabilities.

**Introduction:** The success of space missions is highly dependent on obtaining deterministic system behavior over long periods of time and, at times, with limited ground support. Furthermore, the particular characteristics of each mission and the hostile space environment (vacuum, radiation, extreme temperatures ...) lead to complex, lengthy and expensive processes to design, develop and test space systems. In the case of electronics, this has also led to the use of components that have hardly evolved in recent decades. Typically, the priority is to use components that have proven

their reliability after many successful missions, so they are outdated compared to solutions used in other industries and the performance obtained from them is usually low. In fact, in many cases, the performance offered by current solutions has been largely outmatched by the needs of the application.

Over the last few years, a concept called "new space"[1] has appeared in the industry. It is a non-institutional market based on small platforms (typically less than 300 kg), with lighter design and manufacturing processes and less stringent reliability criteria. This market enables new types of missions, such as mega-satellite constellations, in-orbit demonstration missions, or space debris removal. To meet these new needs, the space industry needs a change that allows to improve the processing performance and, at the same time, to reduce the cost of development. In addition to this, the processes and methodologies adopted must integrate all the "old school" knowledge that has been acquired during decades of successful exploitation of the space business.

**Background:** Traditionally, the most widely used processors in the space industry were single-core. In recent years, the emergence of "new space" applications have led to an increasing use of COTS (Commercial Off the Shelf) components. Today, it is possible to find a greater variety in the electronic equipment of space systems. Regarding the processing systems, we can distinguish three types of solutions:

- Traditional processor systems, usually with a sin-

gle core and devoted chips for specific processing functions, external memory banks and dedicated devices for communications interfaces (1553, SpW...)[2].

- Embedded multicore solutions that implement one or more processing cores on an FPGA as an IP core. They still have external memory banks and can have both internal and external communication interfaces. Most of these solutions consist on non-reprogrammable FPGAs like RTAX[2].
- MPSoC, conceptually similar to integrated multicore solutions, but with memory banks integrated into the chip, thus facilitating memory consistency and management[3]. Both the functionality that runs in the processors and the functionality implemented in the FPGA can use the hardware, and the chips handle time synchronization. FPGAs can be reprogrammed and data transfer between software and firmware domains becomes easier

SENER Aeroespacial is exploring new ways of developing space systems to meet the new needs posed by the "new space". Specifically, a multipurpose execution platform based on MPSoC is being designed, developed and validated, which could represent a significant advance in the processing capabilities of small satellites and launchers over existing capacities.

## MULTI-PURPOSE MPSOC PLATFORM

### MFOC Environment

Madrid Flight On Chip (MFOC) is a project constituted by a consortium of private companies and public 2 research centers of the Community of Madrid. In the long term, the results of the project are expected to place the industry in a privileged position in the market for small satellites. The main technical objective of the project is to use Model Based Systems Engineering (MBSE) methodologies for the development of complex space systems on a platform based on MPSoC.

Each member of the consortium has a role in the project, developing different complementary components that make up a multipurpose execution platform, as well as a development environment with tools and methodologies associated with the platform. SENER

Aeroespacial assumes the direction of the project coordination and is responsible for defining the requirements and the architecture of the system. Several UC3M university departments participate in different areas dedicated to the communications system (GCOM), application of radiation tolerance techniques to electronics (DMA), knowledge management aimed at optimizing reuse (KR) and application to a small generic space mission (Aero). The IMDEA SW institute is a public institute that will focus its work on the development of automatic SW VV techniques to streamline validation processes and reduce the associated cost. The consortium is completed by several SMEs: The Reuse Company is in charge of developing an integrated environment of tools for the development of space projects and MARM, CENTUM and GENERA will develop reusable SW and FW blocks.

### Requirements and Specification

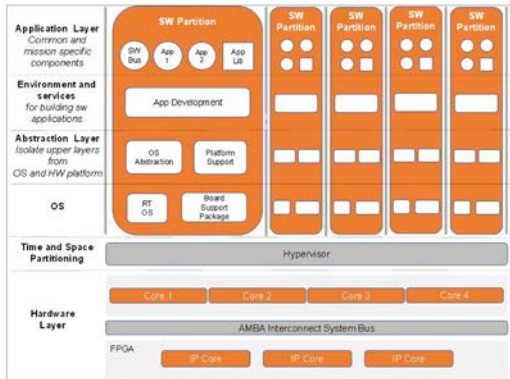
The execution platform under development provides a framework of mission-independent, reusable services, with the following objectives and features:

- Provide applications with a generic set of services; development efforts will focus on applications without modifying the underlying infrastructure.
- Isolate mission-dependent applications development from platform services development.
- Execute different types of applications, covering several avionics functions.
- Provide flexible frameworks and architectures, capable of scaling with mission requirements.
- Facilitate the integration and implementation of third-party applications.
- Develop proof of concept with different use cases.

MPSoC systems are made up of a set of interconnected software, hardware and firmware elements, and the functionality is spread across all of these elements. Therefore, part of the project is to explore different hardware/software design alternatives and approaches to meet performance criteria, functional and interface specifications

## Platform Architecture

MFOC Execution Platform solution is based on a multi-layered approach, which is shown in Figure 1. Each layer is presented below:



■ FIG. 1. MFOC Architecture Depiction

- **Application Layer:** In the application layer, the specific functionality of each mission is implemented.
- **Service Layer:** The service layer is the core of the software architecture, and implements all functionality transversal to all the systems developed on the MFOC platform (for example, communication between applications or event handling).
- **Abstraction Layer:** This layer abstracts the application and service layers from the lower layers of the architecture. It acts as a proxy, so that the specific functions of each operating system or each hardware platform are mapped to generic function names.
- **Operating System Layer:** This layer provides typical operating system functionality, such as memory management or task scheduling. Note that all this functionality is accessed through generic calls defined in the abstraction layer
- **Boot and Time and Space Partitioning:** This is the lowest software layer in the architecture. The main functionalities of this layer are the initialization and startup of the platform and offering time and space partitioning services.
- **Hardware Layer:** This layer includes the hardware

resources of the architecture, such as the processing system (multi-core), on-chip interconnection logic or the FPGA components.

**Conclusions:** The architecture presented in this article forms a high-performance runtime platform capable of safely running avionics applications from different sources based on time and space partitioning techniques. The modular avionics solution[4] allows for easy application integration, even from third parties. During its development, modern design methodologies and flows have been explored, which allow speeding up and making development cheaper, while maintaining the determinism and radiation resistance requirements imposed by space. The functional architecture has been presented, as well as the high-level characteristics of each of its layers.

**Acknowledgments:** Project co-financed by the Community of Madrid within the framework of the call for grants for the completion of industrial doctorates resolved by Order 52/2019 of November 27 of the Councilor for Science, Universities and Innovation, reference IND2019/TIC-17261

## References

- [1] D. Paikowsky, "What is new space? the changing ecosystem of global space activity," *New Space*, vol. 5, no. 2, pp. 84–88, 2017.
- [2] J. Andersson, M. Hjorth, F. Johansson, and S. Habinc, "Leon processor devices for space missions: First 20 years of leon in space," in *2017 6th International Conference on Space Mission Challenges for Information Technology (SMC-IT)*, IEEE, 2017, pp. 136–141.
- [3] A. Bansal *et al.*, "Evaluating the memory subsystem of a configurable heterogeneous mpsoc," in *Workshop on Operating Systems Platforms for Embedded Real-Time Applications (OSPERT)*, 2018, p. 55.
- [4] M. A. Sánchez-Puebla and J. Carretero, "A new approach for distributed computing in avionics systems," in *Proceedings of the 1st international symposium on Information and communication technologies*, 2003, pp. 579–584.



# Tecnologías dirigidas por modelos para el desarrollo de software para aplicaciones aeroespaciales

A. Montalvo<sup>1</sup> (aaron.montalvo@uah.es), P. Parra<sup>1</sup>, O. R. Polo<sup>1</sup>, A. Carrasco<sup>1</sup>, A. da Silva<sup>1</sup>, A. Martínez<sup>1</sup>, S. Sánchez<sup>1</sup>

<sup>1</sup>Departamento de Automática - Space Research Group (www.srg.uah.es), Universidad de Alcalá

**Introducción:** El Space Research Group de la Universidad de Alcalá ha definido un enfoque de ingeniería dirigido por modelos para el proceso de desarrollo de software para aplicaciones espaciales siguiendo las normas ECSS-E-ST-40C [1] y ECSS-Q-ST-80C Rev.1 [2]. Ambos estándares, definidos por la European Cooperation for Space Standardization (ECSS), se emplean en el desarrollo de aplicaciones para las misiones de la Agencia Espacial Europea (European Space Agency o ESA), pudiendo adaptarse parcialmente en cada proyecto. Uno de los aspectos del proceso que estos estándares definen es la documentación a entregar en cada fase de proyecto, dónde se relaciona, además, la parte de la documentación relativa a requisitos y diseño del software con la parte que corresponde a su validación y verificación

**Procesos de desarrollo de software aeroespacial:** La gestión de los procesos de desarrollo software aeroespacial implica elaboración de documentos y matrices de trazabilidad, y la necesidad de mantener en todo momento la coherencia de la configuración de los requisitos con el código, las pruebas y los informes de análisis. Esto exige un esfuerzo que puede mitigarse si se dispone de las herramientas adecuadas. En este sentido, ya hay en el mercado herramientas de gestión de requisitos, como Rational DOORS [3] que monitoriza cambios de requisitos y cobertura de todos ellos en las pruebas de validación. También hay herramientas de propósito general, como Sparx Systems Enterprise Architect [4], que usa el estándar UML (Unified Mo-

deling Language) para la gestión de requisitos. Estas herramientas facilitan la tarea de los desarrolladores, tanto en la gestión de posibles cambios, como en la verificación de que las pruebas de validación definidas cubren todos los requisitos.

Sin embargo, estas herramientas comúnmente usadas son eficaces para un desarrollo software siguiendo el estándar ECSS-E-ST-40C, pero no permiten definir y generar automáticamente Tests Funcionales, que ocupan gran parte del esfuerzo de validación del software. Nuestro enfoque MDE (Model-Driven Engineering, ingeniería dirigida por modelos) permite ir un paso más allá en esta dirección.

Ingeniería dirigida por modelos para validación: Este enfoque se basa en la utilización de modelos para la definición de los diferentes elementos constitutivos del proceso, esto es, la especificación, los requisitos y los procedimientos de validación. El enfoque propuesto proporciona a los equipos de desarrollo un conjunto de funcionalidades que conforman una solución integrada al proceso de desarrollo del software. Entre esas funcionalidades se encuentran la utilización de técnicas de verificación de modelos para evitar incoherencias entre los distintos elementos y la posibilidad de obtener datos de entrada de forma automática a partir de distintas fuentes. Concretamente, nuestra solución facilita la comprobación automática de cualquier incoherencia durante la definición o modificación de cualquier elemento contenido en el proceso, ya sea en



la especificación, en los requisitos, en el diseño o en la validación. Esta comprobación automática de la coherencia es fundamental para acelerar el proceso y prevenir posibles errores. Además, facilita la integración de la base de datos de telemetría y telecomandos en la que están definidos todos los paquetes posibles que la nave espacial o el instrumento pueden enviar o recibir.

Por último, el enfoque permite la definición de transformaciones para generar diferentes productos que van desde documentos entregables cuyo formato se puede personalizar mediante plantillas, hasta archivos de configuración para un software de equipo de apoyo en tierra que permita la ejecución automática de pruebas funcionales. De esta forma, a partir de la definición de las pruebas de validación se puede realizar la configuración automática de una herramienta capaz de realizar esas pruebas. Esta herramienta, denominada SRG-GSS (Space Research Group - Ground Support Software) se ha utilizado para la validación del software de a bordo

de la unidad de control del instrumento del Energetic Particle Detector que forma parte de la misión Solar Orbiter de la ESA. [53]

**Reconocimientos:** FEDER/Ministerio de Ciencia, Innovación y Universidades/Agencia Estatal de Investigación/Proyecto ESP2017-88436-R

**Referencias:** [1] ECSS Secretariat, "Space Engineering. Software," ECSS-E-ST-40C, Marzo 2009. [2] ECSS Secretariat, "Space Product Assurance. Software Product Assurance," ECSS-E-ST-80C Rev.1, Febrero 2017. [3] IBM, "IBM Engineering Requirements Management DOORS Family". [4]. Sparx Systems, "Enterprise Architect User Guide". [5] J. Rodriguez-Pacheco, R. F. Wimmer-Schweingruber, G. M. Mason, G. C. Ho, S. Sanchez-Prieto et al., "The Energetic Particle Detector - Energetic particle instrument suite for the Solar Orbiter mission", *Astronomy & Astrophysics (A&A)*, vol. 642, Oct. 2020

# Tilelink: un bus de altas prestaciones, libre y abierto para llevar la revolución de Risc-V más allá del microprocesador como alternativa en aplicaciones espaciales

A. Oliva Aparicio<sup>1</sup> (antonio.oliva@uah.es), M. Jiménez Arribas<sup>1</sup>, I. Gamino del Río<sup>1</sup>, A. Martínez Hellín<sup>1</sup>

<sup>1</sup>Departamento de Automática - Space Research Group (www.srg.uah.es) de la Universidad de Alcalá.

**Introducción:** En vista del éxito del que ha gozado la arquitectura de computadores RISC-V en los últimos años, algunos de sus creadores han llevado sus principios más allá, dando lugar a TileLink: un bus que conecta dispositivos en un mismo chip y cuyo diseño sigue la filosofía RISC-V. La ESA ha puesto el foco recientemente en esta arquitectura, destacando su carácter abierto y la modularidad que ofrece [1]. Esto podría ser un precedente para proponer alternativas en el ámbito del bus *on chip*.

**Estado del arte en el sector espacial europeo:** Se conoce como bus on chip a aquel que interconecta los diferentes módulos de un ecosistema diseñado en torno al microprocesador. El concepto surge de la necesidad de estandarizar las interfaces entre componentes, que pueden estar creados por diferentes fabricantes, facilitando su integración. Así, se pueden crear librerías reutilizables, como es el caso de la GRLIB de Cobham Gaisler. Esta está articulada en base a AMBA; siendo, respectivamente, el fabricante y el estándar de bus de referencia en el sector espacial europeo.

Más allá del planteamiento inicial de la ESA sobre RISC-V [1], Cobham Gaisler apuntaló la apuesta con el anuncio del NOEL-V, basado en esta arquitectura y rompiendo así la genealogía pura de los procesadores LEON, con arquitectura SPARCv8. Por otro lado, aunque AMBA es el estándar de facto, no está amparado bajo los estándares oficiales de la agencia: los ECSS.

De hecho, la rama de comunicaciones (ECSS-E-ST-50) no contiene ningún bus concebido con funciones on chip. Esto facilita la opción a considerar alternativas, como podría ser TileLink frente a AMBA, siguiendo el ejemplo de RISC-V y la familia LEON.

**TileLink:** Se trata de un estándar de bus on chip concebido con la nociones de RISC-V, pasando de una arquitectura con un conjunto reducido de instrucciones (RISC) a un protocolo reducido de mensajes (RMP). Para su diseño se combina la perspectiva académico-pedagógica con el interés más industrial, ofreciendo simultáneamente sencillez y valor comercial. La especificación de TileLink [2] es generada y actualizada por SiFive, empresa creada por los fundadores de RISC-V a raíz del éxito que ha traído consigo. Además de que la especificación es completamente abierta, el propio entorno RISC-V fomenta el código libre para que los desarrolladores puedan compartir sus diseños, lo que facilita enormemente su implantación tanto en la universidad como en la empresa. Prueba de ello es que la propia SiFive da soporte a una iniciativa para que cualquiera pueda usar un generador parametrizado de SoC (System on Chip), conocido como Rocket Chip [3].

TileLink sigue la comunicación maestro-esclavo, pero deja atrás el esquema centralizado y multiplexado de su homólogo AHB de AMBA. El estándar se divide en tres niveles de conformidad, de modo que se puede adaptar la complejidad necesaria a los requisitos del

hardware empleado, desde el nivel más bajo, sin coherencia de caché ni ráfagas de datos, para periféricos de escaso rendimiento, hasta el nivel completo que soporta la gestión de la memoria compartida. Los enlaces están compuestos de cinco canales definidos en orden ascendente de prioridad estricta:  $A < B < C < D < E$ . Su propio diseño evita que se produzca bloqueo en la red, a diferencia de la mayoría de los buses actuales.

**Propuesta para aplicaciones espaciales.** El Space Research Group es un grupo multidisciplinar científico-tecnológico que incluye una rama de investigación sobre la electrónica de vuelo y, en concreto, sobre mejoras en la arquitectura de procesadores orientas a aplicaciones espaciales.

Los motivos por los que desde el grupo de investigación hemos decidido explorar las opciones de TileLink en sistemas espaciales residen sobre todo en la analogía con RISC-V, con la que ya estamos trabajando. La modularidad de este último es comparable a la jerarquía por niveles de conformidad, mencionados anteriormente. Esto permite adaptarlo a diferentes escenarios, particularmente el de la coherencia de caché; pues se trata de un estándar diseñado desde un principio para lidiar con este tema tan cadente en la actualidad, principalmente por el uso cada vez más extendido de multinúcleo. El soporte que ofrece para gestionar la memoria compartida es fundamental para configurar -

ciones multinúcleo, cuyo mejor rendimiento se está abriendo paso en espacio, como el propuesto en [4].

Un aspecto fundamental es que, al tratarse de un diseño sencillo e insensible al bloqueo, facilita la labor de verificar los posibles escenarios y predecir fallos de funcionamiento antes de ser desplegado, ofreciendo un sistema más determinista.

Sin duda, el escollo más importante es que se trata de un estándar muy novedoso; sin embargo, cuenta con la gran ventaja de su carácter abierto y libre, lo que promueve la colaboración entre los miembros de la comunidad RISC-V, favoreciendo una rápida maduración de la tecnología. De hecho, este fue uno de los factores determinantes que catapultaron RISC-V al sector espacial europeo, como se ha mencionado anteriormente.

**Reconocimientos:** Este contrato está cofinanciado por el Fondo Social Europeo dentro del Programa Operativo de Empleo Juvenil, para el periodo de programación 2014-2020, así como la Iniciativa de Empleo Juvenil (YEI).

## Referencias

- [1] Di Mascio S. et al. (2019) *JATS*, 16, 11.
- [2] SiFive (2020) TileLink Specification 1.8.1.
- [3] Savas S. et al. (2020) *Microprocessors and Microsystems*, 72, 102908.
- [4] Andersson, J. et al. (2010) *Next Generation Multi-Purpose Microprocessor*.

# Wireless Innovative MMIC S.L. (WIMMIC)

---

Braulio Quintana Sánchez (braulio.quintana@wimmic.com)

---

WIMMIC se especializa en el diseño de circuitos integrados monolíticos de microondas (MMICs) para aplicaciones concretas en el ámbito de las telecomunicaciones, el espacio y la defensa. Estos sectores están sufriendo actualmente grandes cambios debido a las innovaciones tecnológicas actuales que están actuando como factores cambiantes y disruptivos. El desarrollo de antenas planas de apuntamiento electrónico (antenas phased array) o el lanzamiento de mega constelaciones de satélites son solo algunos ejemplos de las oportunidades que están surgiendo. Por ello, la empresa enfoca todo su esfuerzo en cumplir con los requisitos tecnológicos que requieren estos sectores gracias a los procesos, tecnologías y bandas de frecuencia en las que está especializada.

La industria de las comunicaciones satelitales (SATCOM) se encuentra actualmente en uno de los momentos de mayor cambio de su historia. Tradicionalmente, las comunicaciones satelitales han dado servicio, sobretodo, con satélites geoestacionarios (GEO), pero en los últimos años están surgiendo multitud de nuevos operadores de satélites LEO y MEO (órbitas baja y media) que han anunciado, y están empezando a lanzar, constelaciones de cientos y en algunos casos miles de satélites que proporcionarán velocidades casi de fibra óptica y darán cobertura global.

Mientras los satélites GEO orbitan el planeta a unos 36.000 km a la misma velocidad de rotación de la Tierra (siendo visibles en todo momento desde una ubicación particular en la Tierra), las nuevas mega constelaciones de satélites LEO y MEO orbitan a una altura mucho menor y, por tanto, a velocidades mucho mayores. Por ello, estos nuevos satélites tienen un pequeño campo de visión momentáneo de cada ubicación en la Tierra lo

que implica que se requiere de una red o constelación de estos satélites para proporcionar cobertura continua. Este cambio tecnológico se traslada a las antenas de transmisión y recepción. Si bien para satélites GEO la solución de usuario es una simple parabólica en la azotea de la vivienda, para acceder a servicios de comunicaciones con LEO y MEO se debe disponer de al menos dos antenas motorizadas que sean capaces de apuntar y seguir cada una a un satélite de la constelación durante su corto paso por el campo de visión de estas. Para comunicaciones en banda ancha, hoy en día solo existen soluciones de antenas mecánicas, “campos de antenas” o estaciones terrenas de antenas que se mueven. Cada estación, o gateway, actual consta de al menos 16 parabólicas de 6m de diámetro separadas entre si lo suficiente para que no se hagan sombra

Varios fabricantes a nivel mundial están compitiendo por sacar al mercado antenas phased array totalmente planas, de apuntamiento totalmente electrónico que se basan en un array de multitud de elementos radiantes. Se trataría de una antena única, mucho más sencilla, que apenas ocuparía espacio, de mantenimiento (y costes asociados) mucho menores y que cumpliría los requisitos técnicos necesarios para los nuevos despliegues de comunicaciones que las estaciones terrenas convencionales no pueden satisfacer.

Además, dentro del mercado SATCOM, surge un mercado mucho más exigente que es el de las comunicaciones con terminales móviles que se segmenta en diferentes categorías dependiendo del campo de aplicación: marítimo, aeronáutico o terrestre.

Marítimo: para estas aplicaciones, el tamaño de la antena no suele ser el parámetro crítico. Generalmen-

te, se emplean terminales en base a parabólicas con movimientos mecánicos. Sin embargo, el crecimiento reciente de embarcaciones de tamaño mediano y pequeño, pero con claras necesidades de conectividad, está cambiando este panorama, ya que estos barcos, a diferencia de los grandes cruceros, no pueden permitirse un terminal parabólico móvil de gran tamaño.

**Aeronáutico:** en este segmento es donde la demanda de terminales electrónicos es mayor. Para ello, hay dos razones principales: Primero, evitar terminales con movimientos mecánicos es un factor importante para aumentar la fiabilidad ya que el coste de parar un avión comercial para reparaciones es muy alto. Asimismo, en aeronaves pequeñas (drones, por ejemplo), los movimientos mecánicos pueden afectar al centro de masas

y dificultar su vuelo. Por otro lado, y siendo el factor principal, la reducción del tamaño de la antena y su impacto en la aerodinámica tiene un impacto muy significativo en el consumo de combustible de la aeronave. Este hecho y el alto sobrecoste por cada centímetro de altura de la antena hace que este mercado esté dispuesto a hacer una inversión en terminales de mayor coste frente a soluciones más voluminosas.

**Terrestre:** En vehículos terrestres, tanto el perfil como el precio son los dos aspectos críticos. Actualmente, los sistemas basados en parabólicas o paneles planos motorizados son los dominantes de este escenario. Sin embargo, un abaratamiento de las soluciones electrónicas provocaría un vuelco en este mercado.

# Estudio sobre la extensibilidad de código para modelado hardware orientado a la ESA

I. Gamino del Río<sup>1</sup> (ivan.gamino@uah.es), A. Oliva Aparicio<sup>1</sup>, M. Jiménez Arribas<sup>1</sup>, A. Martínez Hellín<sup>1</sup>

<sup>1</sup>Departamento de Automática - Space Research Group (www.srg.uah.es), Universidad de Alcalá.

**Introducción:** Hoy en día es de vital importancia que, a la hora de escribir código, este sea entendible para su futuro mantenimiento e interpretación por una persona ajena a la que haya sido legado. Para ello, a lo largo del tiempo se han establecido códigos de buenas prácticas que guían la escritura de código para que este sea de calidad.

Estas pautas dependen claramente del lenguaje al que se vayan a aplicar, pero siempre hay elementos comunes en todas ellas: El código tiene que ser fácilmente entendible, extensible, reusable y verificable. El ámbito espacial no es una excepción, las guías son un pilar sobre el que basarse dadas las innumerables pruebas y certificaciones por las que tiene que pasar un código para que, en definitiva, sea implementable

El equipo SRG-UAH (Space Research Group de la Universidad de Alcalá) está implicado en múltiples proyectos relacionados con el ámbito espacial. En concreto, el grupo está actualmente desarrollando un procesador RISC-V enfocado al espacio, haciendo hincapié en la capacidad de extensión del procesador. En general, se puede afirmar que es de gran importancia la capacidad y flexibilidad en la extensión del modelado hardware. La extensibilidad facilitará la realización de modificaciones o ampliaciones sobre el código del procesador y es el siguiente paso lógico en la aplicación de guías de código limpio al modelado hardware con VHDL propuestas por la ESA.

**El estándar de la ESA:** El VHDL (VHSIC-HDL, Very High Speed Integrated Circuit Hardware Description Language), en palabras de la propia ESA, es considerado como el lenguaje ideal [1], además de ser el estándar para el modelado y desarrollo de hardware de la agencia. Sin embargo, como todo lenguaje, necesita de unas guías para poder aprovechar al máximo sus capacidades. Para cubrir esta necesidad, la ESA tiene publicadas unas pautas a seguir a la hora de modelar hardware en VHDL [2], asegurando de esta manera que el código con el que trabajan es un código de calidad adecuada teniendo en cuenta la criticidad de los sistemas con los que tratan.

Debido al gran peso que tienen la validación y verificación en los proyectos de ámbitos espaciales y al hecho de que la mayoría de los desarrollos que se emplean en este tipo de proyectos son delegados, a través de contratos, a la industria espacial de los estados miembros, la ESA publicó en los años 90 unas guías para facilitar este proceso. Dichas guías están principalmente enfocadas al entendimiento y a la verificación automática del código, dejando un poco de lado la extensibilidad.

**Profundizando en la extensibilidad:** No es hasta más tarde con la publicación de Jiri Gaisler [3] que se introduce una herramienta del lenguaje VHDL con el que se mejora la extensibilidad del código de una manera indirecta. Esta utilidad se denomina “records” y se trata de una estructura de datos que puede ser utilizada en la declaración de los puertos de los componentes.

Si se hace uso de esta utilidad del lenguaje de una manera recursiva para agrupar todas las salidas por un lado y entradas de un componente por otro, se consigue reducir el número de cambios necesarios a realizar en caso de tener que hacer alguna modificación sobre alguno de los puertos, además de conseguir una mayor extensibilidad del código.

Por ejemplo, en un diseño estructural en el que la salida de un componente es la entrada de otros  $N$  componentes y se quisiera realizar una modificación respecto a las señales de salida de dicho componente, implicaría en el peor de los casos, no solo la modificación del propio componente, sino la de todos aquellos  $N$  puertos de los componentes que necesitan de la nueva señal. Con el uso de los “records” el número de cambios se reduciría únicamente a cambiar la estructura de señales de salida del componente del cual se va a extraer la nueva señal. En el resto de los puertos de entrada no habría que realizar ningún cambio ya que se pasa la referencia al puerto de salida ya modificado

**Reconocimientos:** Muchas gracias a Don Juan Ignacio García Tejedor, miembro del Space Research Group por enseñarme que existen estas guías de la ESA. Este trabajo ha sido realizado gracias a las ayudas predoctorales “Diseño e implementación de mejoras sobre la arquitectura RISC-V” y “Mejoras sobre el procesador LEON” por la Youth Employment Initiative (YEI) del European Social Fund (ESF), bajo el Operational Program of Youth Employment (POEJ), a través de PEJD-2018-PRE/TIC-9016 y PEJD-2019-PRE/TIC-16525.

#### **Referencias:**

[1] Sinander, P. (1995, April). The Usage of VHDL in the European Space Agency. In Proceedings of the Workshop on Libraries, Component Modeling and quality Assurance (pp. 26-29). [2] Creasey, R., & Coirault, R. (1994). VHDL Modelling Guidelines. [3] Gaisler, J. (2011). A structured VHDL design method. Fault-tolerant microprocessors for space applications, 41-50.



# AOCS technologies: historical evolution and challenging future missions at SENER

J. Salvador Llorente (salvador.llorente@aeroespacial.sener)

SENER Aeroespacial, S.A

The control of the satellite orientation in space is performed by the Attitude Control System (ACS), usually also in charge of executing the orbital manoeuvres necessary to maintain the satellite in the desired orbit, in which case the subsystem becomes AOCS. The AOCS is typically in charge to acquire and maintain the line of sight of the observations in the desired direction and with the necessary accuracy, the correct spacecraft pointing in relation with the Sun, and the adequate stabilisation of the spacecraft dynamics during the whole mission. Those functions are essential for the mission, and it is one of the core subsystems of the spacecraft, being it critical in order to ensure the mission operation, and even more critical for the satellite survival in case of any anomaly.

The AOCS technology has evolved in close relationship with the functionalities and performance required for the different space missions, and with the different technologies being applied to the subsystem, including mainly attitude sensors, actuators, data processing and software, control technology, and development and verification processes

This paper provides an overview of the AOCS technology evolution through the different AOCS activities and AOCS subsystems developed and flown at SENER, in relation with other relevant missions. The AOCS itself has also an intrinsic close relationship with the trajectory control, and consequently with the control of 6 DOF GNCs being applied for forced trajectory control of satellites in space, and such relationship will be also reviewed in relation with the AOCS evolutions.

Starting with the early old missions, the review will concentrate on the AOCS's of Herschel mission, which includes the largest (at its launch) space telescope, deployed in a large Lissajous orbit around L2. In the case of Planck, the orbit was significantly smaller amplitude, and the satellite was spinning at 1rpm, while the AOCS was applying TDI technology in Star-Tracker for the first time in Europe, and was one of the first spinning satellites with on-board autonomous attitude manoeuvres and control. Both were two of the most advanced and demanding missions and AOCS in the last decades. More recently, the review will enter with the currently leading-edge AOCS of EUCLID, with unprecedented attitude-pointing stability performance, and with application of new SW autocoding technologies applied for the first time in this type of science missions. This AOCS is currently under qualification for flight on 2022. Additionally, and in relation with the In Orbit Operation and Flight Formation applications, the review will touch the former SMART-OLEV initiative and the currently under development PROBA#3, as well as some additional new initiatives, in which AOCS and GNC become fused in the 6DOF SC control. Finally, the developments in drag-free control, currently under development for the future gravitational waves detection (LISA), will also be touched in relation with the control technologies being applied.

# Guiado, navegación y control para órbitas en torno a un asteroide con estimación in-situ de parámetros gravitatorios

J.C. Sanchez<sup>1</sup>, R. Vazquez<sup>1</sup>, J.D. Biggs<sup>2</sup>, F. Bernelli-Zazzera<sup>2</sup>

<sup>1</sup> Universidad de Sevilla (jsanchezm@us.es, rvazquez1@us.es),

<sup>2</sup> Politecnico di Milano (jamesdouglas.biggs@polimi.it, franco.bernelli@polimi.it)

**Introducción:** La exploración de pequeños objetos celestes, como asteroides y cometas, permite mejorar la comprensión sobre el pasado evolutivo del Sistema Solar y de los procesos planetarios [1]. Actualmente, se están llevando a cabo misiones de recogida de muestra a los asteroides 101955 Benu (OSIRIS-REX) [2] y 162173 Ryugu (Hayabusa 2) [3].

Los cuerpos celestes pequeños se caracterizan por generar un campo gravitatorio no homogéneo que hace diferir el movimiento de la sonda de la dinámica Kepleriana [4]. En particular, suelen existir trayectorias naturales de escape y colisión. Lo anterior dificulta el mantenimiento de órbita en las proximidades de un asteroide al requerirse un control activo o insertarse en las denominadas frozen orbits que permiten mantener ciertos parámetros orbitales constantes en promedio [5]. Sin embargo, la determinación de dichas órbitas requiere conocer con exactitud el campo gravitatorio del asteroide o cometa.

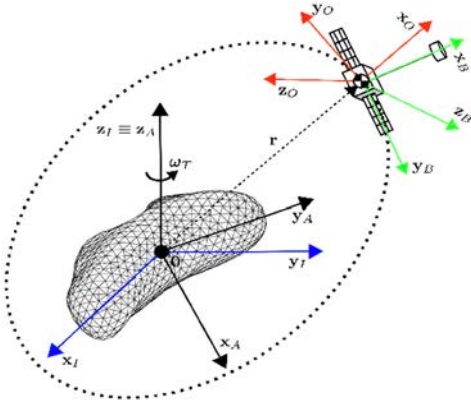
Habitualmente, antes de la llegada de la sonda, la información disponible sobre el cuerpo es escasa (órbita, rotación y orientación polar) si no ha sido visitado con anterioridad. En concreto, la determinación del campo gravitatorio requiere mantener una órbita lo suficientemente cercana a la superficie del objeto para maximizar el impacto de la no homogeneidad del campo gravitatorio sobre las medidas. Posteriormente, la sonda envía sus mediciones al centro de control terrestre donde son

procesadas con objeto de inferir los parámetros gravitatorios del asteroide o cometa [6].

El objetivo de este trabajo es automatizar el proceso anterior mediante la estimación in-situ de la gravedad del asteroide [7]. Para ello, se diseña un esquema de guiado, navegación y control (GNC) que mantiene de forma activa la órbita y actitud de la sonda mientras se lleva a cabo la estimación gravitatoria. El estado y la gravedad son estimados de forma conjunta por el filtro de navegación. Por otra parte, el guiado y control de la sonda se basa en la generación de una referencia ficticia cuasi-natural que es posteriormente mantenida por un algoritmo de control predictivo basado en modelo (MPC) [8].

Recientemente, con el auge de la arquitectura CubeSat, es factible emplear constelaciones de pequeños satélites que de forma coordinada persiguen un objetivo común [9]. Bajo dicho concepto, este trabajo también explora dicho concepto en la estimación gravitatoria para luego comparar los resultados con respecto a misiones mono-satelitales.

**Modelo dinámico:** se considera un satélite en la vecindad de un asteroide rotando uniformemente respecto a su eje mayor de inercia, ver Figura 1.



■ Figura 1: sistemas de referencia (I=inercial, A=asteroide, O=órbita, B=cuerpo).

Dinámica orbital. Se emplean elementos equinocciales modificados,  $\chi_{orb} = [p, f, g, h, k, L]^T$ , con las ecuaciones variacionales de Gauss

$$\dot{\mathbf{x}}_{orb} = \mathbf{f}(\mathbf{x}_{orb}, \mathbf{F}_p, \mathbf{F}_u), \quad (1)$$

donde  $\mathbf{F}_p$  es la aceleración de perturbación no Kepleriana y  $\mathbf{F}_u$  la aceleración de control. La única perturbación a considerar es la no homogeneidad del campo gravitatorio modelada en términos de los esféricos armónicos

$$\mathbf{F}_p = \sum_{i=2}^{i_{max}} \sum_{j=0}^i \frac{\mu}{r^2} \left(\frac{R_g}{r}\right)^2 \mathbf{P}(\lambda, \phi, C_{ij}, S_{ij}), \quad (2)$$

donde  $[C_{ij}, S_{ij}]$  parametrizan el campo gravitatorio.

Dinámica de actitud. Se emplea los parámetros modificados de Rodrigues  $\sigma = [\sigma_1, \sigma_2, \sigma_3]^T$  para describir la orientación. En consecuencia:

$$\dot{\boldsymbol{\sigma}} = \mathbf{C}(\boldsymbol{\sigma})\boldsymbol{\omega}, \quad (3)$$

$$\mathbf{J}\dot{\boldsymbol{\omega}} = \mathbf{T}_p + \mathbf{T}_u - \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{J}\boldsymbol{\omega}, \quad (4)$$

donde  $\mathbf{T}_p$  es el par de perturbación y  $\mathbf{T}_u$  el par de control. El par de perturbación se modela partiendo de la hipótesis de que la sonda se asemeja a un conjunto de masas puntuales

$$\mathbf{T}_p = \sum_{l=1}^{l_{max}} m_l \Delta \mathbf{r}_l \times \mathbf{F}_g(\mathbf{r} + \Delta \mathbf{r}_l, \boldsymbol{\sigma}), \quad (5)$$

donde se suma la contribución al par de cada masa individual. El estado de actitud queda definido como  $\mathbf{x}_{att} = [\boldsymbol{\sigma}^T, \boldsymbol{\omega}^T]^T$ .

## Guiado, navegación y control

**Navegación.** La estrategia de navegación se compone de un filtro de actitud y otro de órbita. El algoritmo implementado es el filtro de Kalman en modo unscented (UKF) con estimación de ruido del proceso. Dichos algoritmos hacen una estimación del estado extendido definido como  $\mathbf{y}_{orb} = [\mathbf{x}_{orb}^T, C_{ij}, S_{ij}]^T$  en el caso órbita e  $\mathbf{y}_{att} = [\mathbf{x}_{att}^T, C_{ij}, S_{ij}, \Delta\boldsymbol{\omega}_{gyro}^T]^T$  en el caso de la actitud. De esta forma, se obtiene una estimación de los parámetros gravitatorios. Si se considera una constelación de sondas orbitando el asteroide, podría obtenerse una estimación única del campo gravitatorio promediando cada contribución individual

$$\hat{C}_{ij} = \sum_{\eta=1}^{\eta_{max}} \frac{\hat{C}_{ij}[\eta]}{\eta_{max}}, \quad \hat{S}_{ij} = \sum_{\eta=1}^{\eta_{max}} \frac{\hat{S}_{ij}[\eta]}{\eta_{max}}, \quad (6)$$

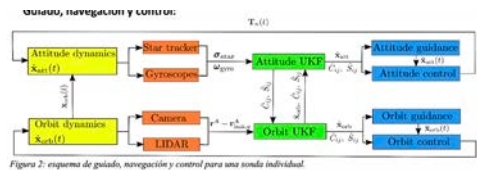


Figura 2: esquema de guiado, navegación y control para una sonda individual.

■ Figura 2: esquema de guiado, navegación y control para una sonda individual.

lo cual permite tener en cuenta toda la información disponible así como evitar potenciales valores extremos. En lo referente a sensores se considera cada sonda equipada con una cámara y un dispositivo LIDAR para la navegación orbital. De forma simplificada, la combinación de dichos sensores es capaz de proveer distancia relativa entre la sonda y puntos distintivos (landmarks) en la superficie del asteroide. Por otra parte, para la actitud se considera un rastreador de estrellas y giróscopos. Es por ello que se ha de estimar el sesgo del giróscopo,  $\Delta\boldsymbol{\omega}_{gyro}$ , en el filtro de actitud

**Guiado.** El objetivo del algoritmo de guiado es generar una referencia que pueda ser posteriormente mantenida por el algoritmo de control. Con objeto de reducir la acción de control es deseable que esta referencia sea lo más natural posible. Para llevar a cabo la estimación

gravitatoria los dos requisitos son el mantenimiento de una órbita cerrada así como el garantizar el apuntamiento de los dispositivos ópticos a la superficie del asteroide. Lo anterior conlleva la siguiente referencia

$$\{\bar{a}, \bar{e}\} \equiv \text{cte} \rightarrow \{\bar{p}, \bar{f}, \bar{g}\} \equiv \text{cte},$$

$$\bar{\sigma}_{B/O} \equiv \text{cte} \rightarrow \bar{\omega}(t) = \omega_{O/I}(t),$$

donde la condición de órbita cerrada implica que tres de los elementos equinocciales queden fijados. El mantenimiento de una actitud constante con respecto a ejes órbita conlleva que la velocidad angular en ejes cuerpo tenga que ser exactamente igual a la velocidad angular de los ejes órbita. La referencia de los restantes elementos equinocciales evoluciona de una forma cuasi-natural ficticia (al asumirse que con un control nulo se puede mantener la referencia de los elementos a controlar) tal que

$$\begin{aligned} \dot{\bar{p}} = \dot{\bar{f}} = \dot{\bar{g}} = 0, \quad \dot{\bar{h}} &= (\bar{x}_{\text{orb}}, \bar{F}_p, \mathbf{0}), \\ \dot{\bar{k}} &= (\bar{x}_{\text{orb}}, \bar{F}_p, \mathbf{0}), \\ \dot{\bar{L}} &= (\bar{x}_{\text{orb}}, \bar{F}_p, \mathbf{0}), \end{aligned} \quad (8)$$

por tanto la referencia varía con el tiempo de la forma  $\bar{x}_{\text{orb}}(t) = [\bar{p}, \bar{f}, \bar{g}, \bar{h}(t), \bar{k}(t), \bar{L}(t)]^T$ . De igual manera la referencia de actitud es  $\bar{x}_{\text{att}}(t) = [\bar{\sigma}_{B/O}, \bar{\omega}^T(t)]^T$ .

**Control.** La misión del algoritmo de control es calcular una aceleración y par de control que haga que el estado de la sonda siga las referencias anteriormente generadas. Para ello se plantea un problema de optimización donde se minimiza la norma de una media ponderada del error,  $\Delta x(t) = x(t) - x(t)$ , con la acción de control. Linealizando la dinámica del problema respecto a la referencia de guiado y discretizando se obtiene el siguiente problema de optimización cuadrática tanto para el caso de órbita como de actitud:

$$\begin{aligned} \min_{\Delta x_k, u_k} \quad & \sum_{k=1}^N \gamma \Delta x_k^T W \Delta x_k + u_k^T u_k, \\ \text{s.t. } \Delta x_k &= \Phi(t_k, t_0) \Delta x_0 + \Delta \bar{x}_k \\ &+ \sum_{i=1}^k \Phi(t_k, t_i) \left( \int_{t_{i-1}}^{t_i} \Phi(t_i, \tau) B(\tau) d\tau \right) u_i, \\ & -u_{\text{max}} \leq u_k \leq u_{\text{max}}, \\ & u_{k,h} \\ &= 0 \text{ para control órbita,} \end{aligned}$$

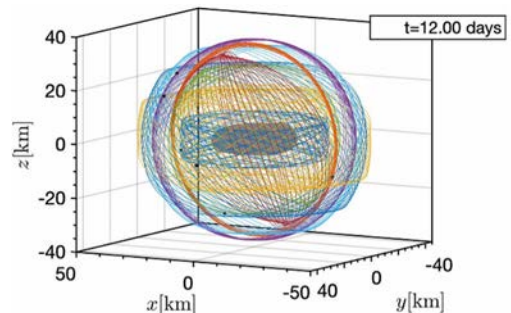
donde se hace uso de la matriz de transición entre estados,  $\Phi$ , para tratar la dinámica de forma discreta. El término  $\gamma$  es un peso que pondera la importancia relativa del seguimiento de la referencia respecto al esfuerzo de control. La matriz  $W$  se encarga de seleccionar las variables a controlar:  $\{p, f, g\}$  en el caso órbita y  $\sigma_{B/O}$  en el caso de la actitud. Nótese que para el caso orbital se restringe la componente de control fuera del plano orbital con objeto de no efectuar acciones de control que pudieran ser eficientes a corto plazo (por el acoplamiento entre distintos elementos orbitales) pero no a largo (la forma de la órbita está dominada por el control en el plano orbital).

**Resultados:** se considera el asteroide 433 Eros con un modelo gravitatorio de decimocuarto orden. Los filtro de órbita y actitud estiman gravedad hasta cuarto y segundo orden respectivamente. Cada satélite se compone de cinco masas puntuales de 200 kg cada una dando lugar a  $\{J_{-11}, J_{-22}, J_{-33}\} = [2, 16.4, 17.6]$  t·m<sup>2</sup>. Las características de los sensores embarcados son las siguientes:

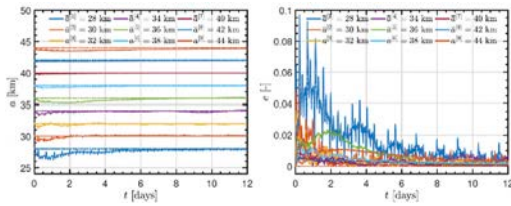
Sensor	Variable	Media	1-
Cámara/LIDAR	r-r <sub>limk</sub>	0 m	5 m
Sensor de estrellas	$\theta_{\text{rot}}$	0 arcsec	5 arcsec
Giróscopo	$\omega_{\text{gyro}}$	5 °/h	0.05 °/h

Tabla 1: datos de sensores embarcados.

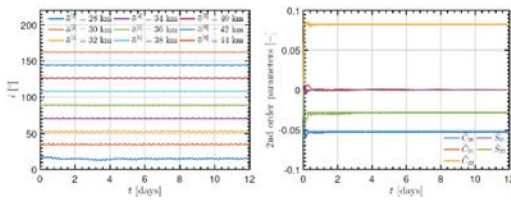
Las constelaciones se componen de sondas que intentan mantener órbitas circulares de entre 28-44 km de radio. Los resultados para una constelación compuesta de 9 satélites se muestran en las Figura 3 Figura 7.



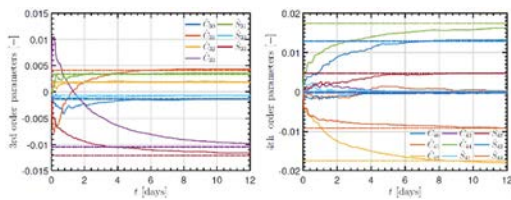
■ Figura 3: trayectorias de la constelación.



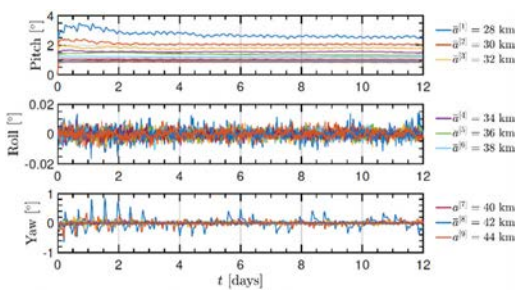
■ Figura 4: semieje mayor y excentricidad.



■ Figura 5: inclinación y armónicos de segundo orden.



■ Figura 6: armónicos de tercer y cuarto orden.



■ Figura 7: actitud.

Las Figura 3 y 4 muestran el cumplimiento del objetivo de control orbital al mantenerse órbitas cerradas. La Figura 5 muestra que la inclinación del plano orbital permanece constante mientras que los armónicos del potencial gravitatorio de segundo orden se estiman con bastante precisión. En la Figura 6 los armónicos de tercer y cuarto orden presentan resultados menos precisos en su estimación pero aún próximos a los valores reales. La Figura 7 muestra el cumplimiento en promedio

del mantenimiento de una orientación estacionaria de cada satélite. Finalmente, la Tabla 2 compara la mejora porcentual en la estimación de parámetros gravitatorios con el concepto constelación (3, 5, 7, 9 satélites) respecto a misiones mono-satelitales (5 escenarios con diferentes inclinaciones orbitales). De entre los casos en los que no hubo mejora, solo un 10% de los de armónicos de 4º orden empeoraron con la arquitectura de constelación.

Armónicos	Precisión	Convergencia
2º orden	100%	100%
3º orden	75%	50%
4º orden	80%	40%

Tabla 2: porcentaje de armónicos gravitatorios significativos con mejora en su estimación.

**Conclusiones:** se ha presentado una arquitectura GNC que permite la estimación de la gravedad de un asteroide. Los algoritmos GNC se basan en el filtro de Kalman *unscented* y el control predictivo. También se ha explorado el concepto de usar una constelación, en lugar de una misión mono-satelital, lo cual mejora los resultados en la estimación gravitatoria. Se deja como trabajo futuro el robustificar el algoritmo frente a incertidumbres.

**Reconocimientos:** Los autores agradecen la financiación de la Universidad de Sevilla mediante su V Plan Propio de Investigación (PP2016-6975) y del Ministerio de Ciencia e Innovación (PGC2018-100680-B-C21).

## Referencias

[1]Castillo-Rogez J.C. et al. (2012) (2017)208, 1–14. [4] Ceccaroni M., Biggs J.D. (2013) 1, 74-85. [5]Jiang Y. et al. (2016) 152, 137-147. [6]Miller J.K. et al., (2002) 150, 3-17. [7]Biggs J.D., Ciccarelli E. (2019) . [8]Gavilan F. et al. (2012).



# El satélite universitario UPMSat-2

Santiago Pindado Carrión, Elena Roibás Millán, Javier Cubas Cano, José Miguel Álvarez Romero

Instituto Universitario de Microgravedad "Ignacio Da Riva" (IDR/UPM), Universidad Politécnica de Madrid (UPM), ETSI Aeronáutica y del Espacio, Pza. del Cardenal Cisneros 3, Madrid 28040, España (santiago.pindado@upm.es)

**Introducción:** El satélite universitario UPMSat-2 fue lanzado el 2 de septiembre de 2020 desde la Guayana Francesa en un vehículo lanzador VEGA, dentro de la misión VV16, que incluía la puesta en órbita de 7 micro-satélites y 46 nano-satélites.



■ Lanzamiento del UPMSat-2 a bordo del lanzador VEGA desde la Guayana Francesa, septiembre de 2020.

Con este hito se completaba la primera parte de una misión que comenzó oficialmente en 2011, y que había sido precedida por el UPMSat-1 [1], primer satélite universitario español y décima misión universitaria de la Historia [2]. En este trabajo se describen brevemente algunos aspectos relevantes de esta misión.

**Antecedentes:** El Instituto Universitario de Microgravedad "Ignacio Da Riva" (IDR/UPM) es un centro enfocado hacia la investigación, el desarrollo de sistemas y la formación académica relativos a la ciencia y tecnología espaciales. Fue fundado en 1974 bajo la dirección del profesor Ignacio Da Riva, con el nombre de LAMF/ETSIA [3].

En 1999, el primer satélite universitario y completamente español, el UPMSat-1, fue lanzado desde la Guayana Francesa. Este satélite, desarrollado por profesores del mencionado LAMF/ETSIA fue inyectado en una órbita polar helio-síncrona a 670 km. Este vehículo espacial completaba una vuelta alrededor de la Tierra cada 98 minutos y tuvo una vida operativa de 213 días. El UPMSat-1 fue un micro-satélite de 47 kg de masa seca.

Tras el éxito del programa y como una continuación lógica, el proyecto UPMSat-2 se ha desarrollado en los últimos años. Este proyecto se ha llevado a cabo gracias al trabajo de equipos formados por profesores, personal contratado del IDR y alumnos de Grado, Máster y Doctorado; siendo esto un pilar básico en el desarrollo del Máster Universitario en Sistemas Espaciales (MUSE) de la UPM, un programa de Máster Oficial dirigido y organizado completamente por el Instituto IDR/UPM [3–6].

**El UPMSat-2:** El satélite universitario UPMSat-2 es un micro-satélite de 50 kg cuyas características principales son: Vida estimada: 2 años; Órbita: Heliosíncrona, 530 km altitud; Dimensiones: 0.5 m × 0.5 m × 0.6 m; Control de Actitud: Magnético; Control térmico: Pasivo; Potencia: 5 paneles solares (Selex GalileoSPVS-5, Azur Space 3G28C), batería Saft 18 A·h; Ordenador/Caja Electrónica: Tecnobit S.L.; Comunicaciones: 4 antenas monopares, 436 MHz, tarjeta Emxys; Cargas útiles: Bartington, SSBV, Iberespacio, Tecnobit S.L.

**Cronografía del lanzamiento:** Aunque finalmente el lanzamiento del UPMSat-2 fue un éxito, originalmente hubo varios intentos de lanzamiento en los que surgie-

ron una serie de imprevisto que llevaron a su postposición. El primer intento de lanzamiento se produjo en septiembre de 2019, debido a la cancelación del lanzamiento producido por un fallo del VEGA VV15, el lanzamiento anterior. Tras la correspondiente investigación por parte de Arianespace, la nueva integración en el VEGA VV16 fue realizado en febrero de 2020, programando un nuevo lanzamiento para finales de marzo de 2020. Sin embargo, por motivos provocados por la pandemia del covid-19, este lanzamiento también fue suspendido.

En junio de 2020 se anuncia una nueva fecha de lanzamiento, el 19 de junio de 2020. Tras una serie de retrasos sucesivos, finalmente se suspendió nuevamente debido al viento a gran altura. En agosto de 2020 se volvió a suspender el lanzamiento debido al tifón “Bavi” en Corea, el cuál afectaba a la estación de tierra del vehículo lanzador. Finalmente, el 2 de septiembre de 2020, se produce el lanzamiento del UPMSat-2 con el cohete VEGA.

**Campaña de integración y lanzamiento:** La campaña de integración y ensayos del UPMSat-2 se puede dividir en dos fases principales: la primera, realizada en la sala limpia de las instalaciones del IDR/UPM en el campus de Montegancedo; y una segunda etapa de integración, realizada en las instalaciones de la ESA en la Guayana Francesa.

La fase inicial de integración en Montegancedo se llevó a cabo por el personal tanto del Instituto IDR/UPM como del grupo de investigación STRAST de la UPM, y por profesores y alumnos del MUSE. Esto incluyó tanto la planificación, como el montaje y la posterior verificación de este

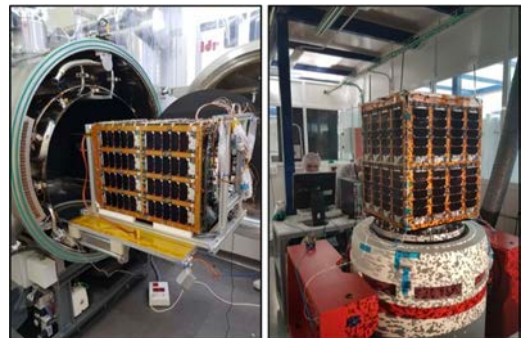


■ Campaña de fin de integración con el ministro y astronauta Pedro Duque en las instalaciones del IDR/UPM, en el campus de Montegancedo.



■ Equipo del IDR/UPM junto con el UPMSat-2 en las instalaciones de la ESA en el puerto espacial de Kourou.

En esta fase el UPMSat-2 se sometió a una serie de ensayos que debían verificar que la integración se había realizado correctamente, y que el satélite era capaz de cumplir con todos los requisitos impuestos, es decir, que sería capaz de operar en las condiciones orbitales. Estos ensayos incluyeron, por ejemplo, los ensayos de vibraciones y de choque, o los ensayos térmicos y de vacío [7–16].



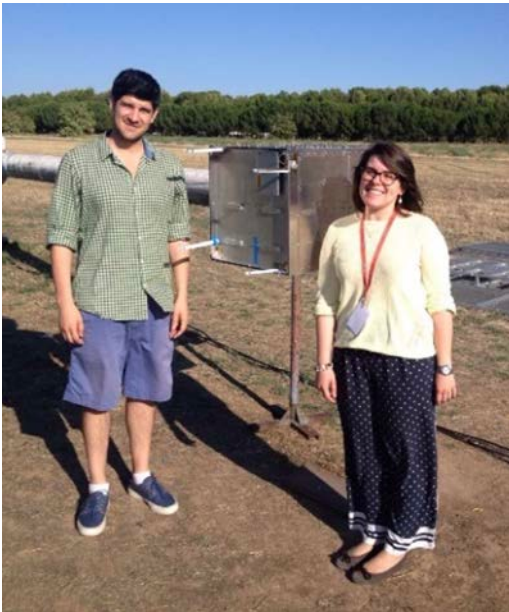
■ Ensayos del de vacío térmico (zda.) y de vibraciones (dcha.) UPMSat-2 en las instalaciones del Instituto IDR/UPM (Campus de Montegancedo, UPM).

Una vez el satélite se encontró en las instalaciones de Arianespace de la Guayana Francesa, un equipo del Instituto IDR/UPM y de STRAST, formado por Gustavo Alonso, Elena Roibás-Millán, Javier Pérez-Álvarez, Jorge Garrido y Santiago Pindado, se encargó de las últimas operaciones de integración y de mantenimiento.

**El proyecto UPMSat-2:** El proyecto UPMSat-2 ha proporcionado en su totalidad tres principales fun-



ciones que han aportado un gran valor al IDR/UPM: Una función técnica (i), una función académica (ii), y una función profesional (iii). La función técnica (i) va muy ligada a la vanguardia técnica y de investigación, que se ha visto reflejada tanto en una mejora docente como en los diferentes proyectos en los cuales está involucrado el Instituto IDR/UPM. Todas las actividades que se han desarrollado para este satélite han supuesto un gran avance técnico en cuanto a los procesos y acciones a llevar a cabo en un proyecto espacial. La función académica (ii) ha venido desarrollada mediante la participación de los alumnos del MUSE, que se han visto involucrados en todas las etapas del proyecto: han participado en los ensayos de los diferentes equipos y componentes, en la campaña de integración o en el diseño mismo del UPMSat-2. Además, se ha integrado el proyecto completo en el máster, mediante una metodología de educación basada en proyectos (*Project-Based Learning* o PBL) [4,5].



■ Alumnos del MUSE en los ensayos del sistema de comunicaciones realizados en las instalaciones del INTA.

El UPMSat-2 ha servido como fuente técnica y científica para la investigación. Más de treinta Trabajos de Fin de Grado (TFG) y Máster (TFM), y nueve tesis doctorales (de momento) han sido desarrollados en relación con este satélite. La obtención de la futura informa-

ción servirá como fuente de datos nuevos, permitiendo mejorar los algoritmos existentes o desarrollar nuevas tecnologías<sup>1</sup>.



■ Ejemplos de algunas empresas con las cuales se han forjado lazos de colaboración durante el proyecto UPMSat-2.

Por último, la función profesional (iii) viene dada tanto por la mejor adaptación de los egresados del MUSE al trabajo profesional, al verse involucrados en proyectos reales como éste en los que está involucrado el Instituto IDR/UPM; como por las distintas relaciones profesionales que han surgido con diferentes empresas del sector espacial (cargas útiles, adquisición de materiales, apoyo técnico...).

**Conclusiones:** La misión UPMSat-2 ha contribuido de múltiples formas a los miembros y estudiantes del Instituto IDR/UPM: la creación de nueva experiencia basada tanto en el proyecto en sí, como en los procesos y actividades que un proyecto espacial conlleva; nuevas colaboraciones con diferentes empresas del sector espacial; y la generación de una importante fuente de proyectos de investigación para el MUSE.

Los próximos años de vida de la misión estarán sujetos a los datos transmitidos por el satélite y sus experimentos, así como en las actividades de seguimiento e interpretación de datos, que se integrarán también en el MUSE.

Por último, este proyecto servirá de base para un futuro nuevo satélite universitario, el UPMSat-3.

**Reconocimientos:** Los autores de este trabajo quieren reconocer y agradecer el apoyo de todos los que han participado y colaborado con la misión UPMSat-2.

<sup>1</sup> <http://aerobib.aero.upm.es/upmsat-2/bibliografia.htm>

## Referencias

- [1] J. Meseguer, A. Sanz-Andrés, El satélite UPM-Sat 1, 1998. [2] M. Swartwout, Reliving 24 Years in the Next 12 Minutes: A Statistical and Personal History of University-Class Satellites, in: Proc. 32nd AIAA/USU Conf. Small Satell., 2018: pp. 1–20. [3] S. Pindado, A. Sanz, F. Sebastian, I. Perez-grande, G. Alonso, J. Perez-Alvarez, F. Sorribes-Palmer, J. Cubas, A. Garcia, E. Roibas, A. Fernandez, Master in Space Systems, an Advanced Master ' s Degree in Space Engineering, in: Athens ATINER'S Conf. Pap. Ser. No ENGEDU2016-1953, Athens. Greece, 2016: pp. 1–16. [4] S. Pindado Carrion, E. Roibás-Millán, J. Cubas Cano, A. García, A.P. Sanz Andres, S. Franchini, M.I. Pérez Grande, G. Alonso, J. Pérez-Álvarez, F. Sorribes-Palmer, A. Fernandez-López, M. Ogueta-Gutierrez, I. Torralbo, J. Zamorano, J.A. de la Puente Alfaro, A. Alonso, J. Garrido, The UPMSat-2 Satellite: an academic project within aerospace engineering education, in: Athens ATINER'S Conf. Pap. Ser. No ENGEDU2017-2333, Athens Institute for Education and Research. ATINER, Athens. Greece, 2017: pp. 1–28. [5] S. Pindado, J. Cubas, E. Roibás-Millán, F. Sorribes-Palmer, Project-based learning applied to spacecraft power systems: a long-term engineering and educational program at UPM University, CEAS Sp. J. 10 (2018) 307–323. [6] E. Roibás-Millán, F. Sorribes-Palmer, J. Cubas, S. Pindado, M. Chimeno-Manguán, G. Alonso, A. Sanz-Andrés, J. Perez-Alvarez, S. Franchini, I. Perez-Grande, Implementation of Concurrent Engineering Approach in MUSE (Master in Space Systems ) Master ' s Degree in Space Engineering, in: Athens ATINER'S Conf. Pap. Ser. No ENGEDU2018-2537, 2018: pp. 1–19. [7] A. García-Pérez, Á. Sanz-Andrés, G. Alonso, M. Chimeno Manguán, Dynamic coupling on the design of space structures, *Aerosp. Sci. Technol.* 84 (2019) 1035–1048. [8] J.A. De La Puente, A. Alonso, J. Zamorano, J. Garrido, E. Salazar, M.A. De Miguel, Experience in spacecraft on-board software development, *Ada User J.* 32 (2011) 1–6. [9] J. Zamorano, J. Garrido, J. Cubas, A. Alonso, J.A. de la Puente Alfaro, The Design and Implementation of the UPMSAT-2 Attitude Control System, *IFAC-PapersOnLine.* 50 (2017) 11245–11250. [10] A. García-Pérez, M. Chimeno Manguán, Á. Sanz-Andrés, G. Alonso, Numerical results of modal coupling in the UPMSat-2 structure, in: 8th Eur. Conf. Aeronaut. Sp. Sci., 2019: pp. 1–12. [11] J. Garrido, J. Zamorano, J.A. de la Puente Alfaro, A. Alonso, E. Salazar, Ada, the programming language of choice for the UPMSat-2 satellite, in: DASIA 2015 Data Syst. Aerospace, 19-21 May 2015, Barcelona, Spain, Barcelona, Spain, 2015. [12] E. Roibás-Millán, A. Alonso-Moragón, A. Jiménez-Mateos, S. Pindado, Testing solar panels for small-size satellites: the UPMSAT-2 mission, *Meas. Sci. Technol.* 28 (2017) 1–12. [13] E. Rodríguez-Rojo, J. Cubas, E. Roibas-Millan, S. Pindado, On the UPMSat-2 Attitude , Control and Determination Subsystem ' s design, in: 8TH Eur. Conf. Aeronaut. Sp. Sci., Madrid, Spain, 2019: pp. 1–14. [14] J. Zamorano, J. Garrido, J. Cubas, A. Alonso, J.A. de la Puente, The Design and Implementation of the UPMSAT-2 Attitude Control System, *IFAC-PapersOnLine.* 50 (2017) 11245–11250. [15] J. Garrido, J. Zamorano, A. Alonso, J.A. de la Puente Alfaro, Timing Analysis of the UPMSat-2 Communications Subsystem, *IFAC-PapersOnLine.* 51 (2018) 217–222. [16] E. Rodríguez-Rojo, S. Pindado, J. Cubas, J. Piqueiras, UPMSat-2 ACDS magnetic sensors test campaign, *Measurement* 131 (2019) 534–545.

# Proba-3: Demostración tecnológica y ciencia solar gracias a las tecnologías de vuelo en formación autónomo con pequeños satélites

Daniel Serrano Lombillo (daniel.serrano@aeroespacial.sener)

SENER Ingeniería y Sistemas

Proba-3 es una innovadora misión de la Agencia Espacial Europea (ESA, en sus siglas en Inglés) con una doble misión tanto científica, como de demostración tecnológica. Esta misión está liderada por una empresa española como contratista principal y cuenta con una fuerte participación de la industria aeroespacial española en todos sus ámbitos. Actualmente se encuentra en su fase de fabricación y ensayos, con una fecha de lanzamiento prevista dentro de aproximadamente dos años.

Proba-3 es una misión con una gran complejidad tecnológica, que debe resolver múltiples problemas de ingeniería que nunca antes se han afrontado en detalle. La misión consiste en dos satélites que vuelan en una formación que se debe reconfigurar autónomamente varias veces en cada una de sus órbitas. Ambos satélites vuelan en una órbita altamente elíptica con un periodo de 19.6h. Su posición relativa debe ser controlada a distancias del varios cientos de metros a la vez que se consiguen prestaciones de posicionado relativo y actitud del orden del milímetro y del segundo de arco.

Para poder cumplir sus objetivos, Proba-3 aprovecha el entorno del apogeo, cuando las perturbaciones sufridas son menores. Sin embargo, esto no puede garantizar que no haya riesgo de colisión durante el resto de la órbita, por lo que debe realizar autónomamente una serie de maniobras de reconfiguración orbital y apuntamiento relativo para garantizar un paso por el perigeo

seguro, y readquirir las condiciones relativas favorables el siguiente apogeo.

La misión científica consiste en el estudio de la tenue atmósfera solar mediante un coronógrafo con un oculador externo posicionado a 150 metros de distancia. Esta configuración del instrumento principal, distribuido entre dos pequeños satélites, permitirá abrir la ventana a la observación científica de esta importante región de nuestra estrella con precisiones inalcanzables para satélites únicos mucho más pesados y caros. Además, Proba-3 también aprovechará sus capacidades únicas para hacer múltiples maniobras de vuelo en formación a diferentes distancias y apuntamientos para demostrar la capacidad de generar enormes estructuras rígidas virtuales gracias a esta tecnología clave.

SENER, en su rol de contratista principal, lidera un gran consorcio de empresas distribuidas globalmente. Pero además, la misión cuenta con una gran participación de la industria española en varias de las áreas principales. Esta misión muestra la relevancia que ha adquirido la industria aeroespacial española, así como las capacidades que ha desarrollado para asumir las más altas responsabilidades en el ámbito aeroespacial europeo.

Esta presentación tiene como objetivo el mostrar los principales retos tecnológicos de la misión, así como las soluciones de diseño encontradas.

# Viabilidad de utilizar un Cubesat como fuente de calibración en vuelo de un satélite de observación del fondo de microondas situado en L<sub>2</sub>

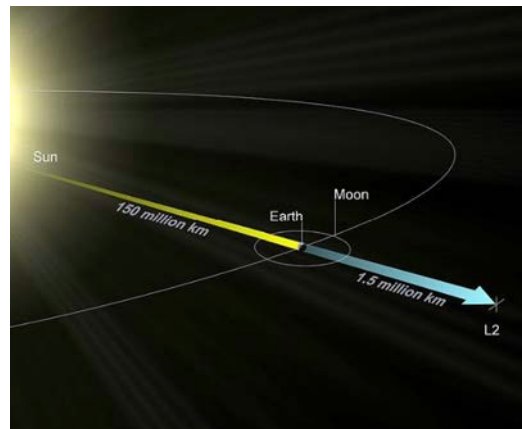
J. Bermejo-Ballesteros<sup>1</sup>, J. Cubas<sup>1</sup>, L. García Iglesias<sup>1</sup>, F.J. Casas Reinares<sup>2</sup>, E. Martínez González<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Instituto Universitario de Microgravedad "Ignacio da Riva", Universidad Politécnica de Madrid (juan.bermejo@upm.es),

<sup>2</sup>Instituto de Física de Cantabria.

**Introducción:** Las misiones espaciales científicas son cada vez más exigentes en términos de capacidad y precisión. La mayor sensibilidad de los instrumentos hace necesario desarrollar nuevas estrategias de observación y calibración que no incrementen la complejidad de los satélites, lo cual implicaría largos periodos de diseño y costosas campañas de integración y ensayos. En este trabajo se ha analizado la viabilidad de utilizar un CubeSat como fuente de calibración en vuelo de un satélite de observación del Fondo de Microondas situado en el segundo punto de Lagrange del sistema Sol-Tierra (L<sub>2</sub>) [1].

*Misiones en L<sub>2</sub>:* Este punto está localizado en la línea que une el Sol y la Tierra a una distancia de esta de aproximadamente 1.5 millones de km, manteniendo esta posición relativa durante todo el movimiento de traslación de la Tierra alrededor del Sol. Las condiciones ambientales de este punto son muy interesantes para la observación del cielo, lo que ha dado lugar a misiones científicas en el pasado (WMAP, Planck o Gaia) y a la preparación actual de nuevas misiones para el futuro (James Webb, LiteBird o Ariel). Las características más interesantes en este aspecto son un entorno térmico estable, la posibilidad de realizar una observación continua del cielo y la lejanía de las perturbaciones terrestres.



■ Localización de L<sub>2</sub> (Fuente: NASA/ESA)

El entorno de L<sub>2</sub> también presenta unas aceleraciones bajas, por lo que, pese a que las órbitas en esa localización son inherentemente inestables, es fácil mantener la órbita mediante la ejecución de maniobras periódicas que requieren un bajo  $\Delta v$ . Esta característica facilitaría mantener una formación de dos o más satélites.

*Vuelo en formación:* El vuelo en formación en L<sub>2</sub> ha suscitado desde hace años el interés de la comunidad científica [2, 3], con la propuesta de varias misiones, aunque ninguna ha llegado a consolidarse (XEUS, Darwin o TPF). La utilización de dos satélites abre un abanico de nuevas posibilidades en conceptos de misión tales

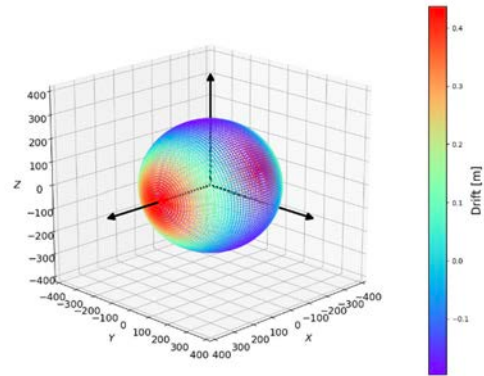
como el uso de interferometría, el repostaje de combustible o refrigerante (un limitante en la duración de las misiones de observación), la descentralización de funciones o la calibración en vuelo de los instrumentos, punto en el que se ha centrado este trabajo.

**Descripción de la misión:** La misión estudiada consiste en una formación de dos satélites de tipo *chief-deputy* entre un satélite de observación del fondo de microondas (CMB) y un CubeSat auxiliar que proporcione calibración en vuelo. Esta formación volaría en L2 y mientras el *chief* realiza sus tareas de observación el *deputy* se encargaría de mantener la formación. La operación del *deputy* se estructuraría en tres fases: stand-by (el *deputy* permanece fuera de la región de observación mientras el *chief* observa el cielo), calibración (el *deputy*, ubicado en la región de observación del *chief* emite una señal de calibración) y maniobras de reubicación (el *deputy* se traslada desde la región de stand-by a la región de observación cuando el *chief* requiera calibración).

El análisis de viabilidad se ha centrado en tres partes: el análisis de misión, el análisis de visibilidad y el diseño preliminar del deputy.

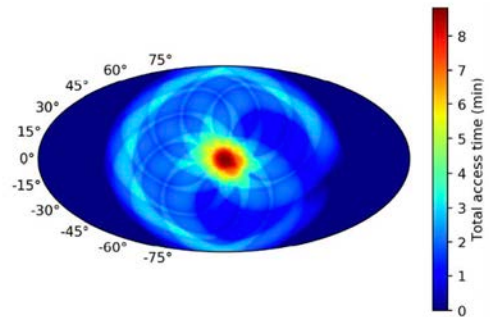
**Análisis de misión:** Las bajas aceleraciones de la región hacen que el desplazamiento entre ambos satélites a corto plazo esté dominado por la velocidad relativa, por lo que será necesario realizar maniobras de mantenimiento de la formación de forma continua. Sin embargo, el  $\Delta v$  necesario para mantener tanto la órbita/formación como para realizar las maniobras de reubicación será muy bajo ( $\sim 3$  m/s al año) [4]. Unos requisitos demasiado estrictos en el mantenimiento de la formación pueden incluso ser inalcanzables al requerir impulsos por debajo del límite tecnológico.

Se ha considerado que el *deputy* estaría acoplado al *chief* durante el despegue y la transferencia a L2, almacenado dentro de un *deployer* CubeSat y desplegándose allí directamente. En caso contrario, sería necesario un  $\Delta v$  de cerca de 300 m/s para realizar la transferencia, para lo cual se requeriría un microsátélite en lugar de un CubeSat además de un sistema de comunicaciones que permitiese el contacto directo con la estación de tierra.



■ Deriva del deputy tras 1 día de movimiento para distintas posiciones relativas.

**Análisis de visibilidad:** Con el objetivo de observar toda la esfera celeste a lo largo del año, los satélites de observación siguen una ley de escaneo que dicta su movimiento de actitud [5]. La señal de calibración que emitirá el deputy sólo alcanzará el instrumento a calibrar del *chief* cuando se encuentre en su campo de visión (acceso). Debido al movimiento de actitud del *chief*, esto ocurrirá de forma irregular y la frecuencia y duración de los accesos variará con la ley de escaneo y la posición relativa del deputy.



■ Tiempo total de acceso según la posición relativa del deputy (proyección Hammer)

Los resultados obtenidos indican que la región con mayor tiempo de acceso está en torno al eje anti-Sol. A su vez, el tiempo de acceso apenas varía con la posición, siendo prácticamente uniforme. El tiempo entre accesos puede llegar a ser extenso, llegando a suponer más del 90% del tiempo total.



**Diseño preliminar:** Una arquitectura CubeSat 6U se ha mostrado suficiente para alojar el hardware necesario para realizar la misión [6]. El principio seguido ha sido el de causar el mínimo impacto en la arquitectura del *chief*, reduciendo al mínimo la interacción. El satélite sería desplegado desde un *deployer* adosado al *chief*, donde permanecería hardware (de un tamaño 2U) auxiliar para labores de navegación y sincronización. La carga de pago del *deputy* ocupa 2U con un peso de 1.2 kg y un consumo durante la calibración de 50 W. El posicionamiento relativo y las comunicaciones se consiguen mediante un sistema de radiofrecuencia. Un módulo de propulsión de *Cold Gas* con una precisión de empuje de 1  $\mu$ N proporciona la capacidad de maniobra para el mantenimiento de la formación. El sistema ADCS se basa en sensores solares, *star trackers* y ruedas de reacción. Dos paneles desplegables 6U y uno fijo de 2U proporcionan 35 W de potencia que permiten alimentar de forma continua el *deputy* y una batería de 80 Whr permite suministrar el pico de consumo durante la calibración. El peso total del *deputy* alcanza los 7 kg. Se han empleado COTS para el diseño de todos los subsistemas.

**Conclusiones:** El estudio de viabilidad ha confirmado que el concepto del satélite auxiliar de calibración es factible. La arquitectura CubeSat permite acomodar el hardware necesario y cumplir con los requisitos operativos. Este concepto podría ser extendido a otro tipo

de misiones de observación y de forma más general a otras misiones, de tal forma que se incrementase la vida útil de las misiones y la calidad de los resultados sin incrementar la complejidad del satélite principal.

Como trabajo futuro queda analizar el riesgo de colisión en caso de que el *deputy* falle, el diseño del control de la formación y la modelización de los sensores del instrumento para evaluar de forma más precisa la calidad de la potencial calibración.

**Reconocimientos:** Al ministerio de Economía y Competitividad (actualmente el Ministerio de Ciencia e Innovación) por la ayuda económica a través de los proyectos con referencia ESP2017-92135-EXP, financiados con fondos EU FEDER.

## Referencias

- [1] Johnson, B. R., Vourch, C. J., Drysdale, T. D., et al. (2015), *J. Astron. Instrum.*, 4, 1550007. [2] Héritier A., Howell, K.C., (2013), *The Journal of the Astronautical Sciences*, 60(1):87–108. [3] Pernicka Henry J. P., Brian A. C., (2006), *Journal of guidance, control, and dynamics*, 29(5):1122–1130. [4] Hechler M., Yáñez A., (2001), MAO CReMA, 3. [5] Wallis, C. G., Brown, M. L., Battye, R. A., & Delabrouille, J. (2017). *Monthly Notices of the Royal Astronomical Society*, 466(1), 425-442. [6] Bermejo-Ballesteros, J., García-González, S., Cubas, J., Reinares, F. J. C., & González, E. M. (2019). EUCASS 2019 Proceedings.

# Campaña de ensayos en sistemas espaciales. Calificación EM

María Jiménez Lorenzo (jimenezlm@inta.es)

INTA

**Introducción:** Para cumplir los requisitos de cada misión específica, los sistemas electrónicos espaciales están compuestos por una gran cantidad de sistemas electrónicos complejos, como el sistema de telemetría, seguimiento, comando, alimentación, guiado y control, con las antenas y todo el cableado asociado. Además, las unidades están situadas unas muy cerca de otras debido a la alta densidad de montaje fruto de las limitaciones de espacio y de peso, lo que provoca además que los cables de alimentación, control y señalización estén muy cercanos unos de otros.

El objetivo de los ensayos de calificación en los sistemas espaciales es demostrar que se cumplen los requisitos de diseño especificados con los márgenes aplicables en cada situación. La secuencia de ensayos de calificación se especifica en el estándar ECSS-E-ST-10-03C [1] de la ECSS (*European Cooperation for Space Standardization*) e incluye ensayos ambientales (mecánicos y climáticos), electrónicos y de Radiofrecuencia (RF) y de compatibilidad electromagnética (EMC). Son obligatorios para garantizar el correcto funcionamiento de los equipos y sistemas en su ambiente de trabajo.

La EMC es la habilidad de un sistema o equipo de funcionar correctamente en su ambiente electromagnético sin introducir perturbaciones que puedan afectar a otros sistemas, y sin ser susceptible a las perturbaciones generadas por otros sistemas o equipos que se encuentren operando en su cercanía o a perturbaciones naturales presentes en dicho ambiente [2]. Con respecto a los sistemas espaciales, deben ser compatibles con su ambiente electromagnético de trabajo habitual, en el que puede haber fuentes de interferencias naturales

(como por ejemplo el fenómeno de descargas electrostáticas (ESD), descargas de rayos (lightning)) o el campo magnético terrestre, o artificiales, ya sean intencionadas (como por ejemplo las señales generadas por las antenas de los sistemas radar o comunicaciones tanto durante las operaciones en tierra como durante la fase de lanzamiento) o no intencionadas (generadas por los equipos y sistemas cuando están en funcionamiento durante la misión).

Para analizar la EMC de sistemas espaciales es crucial entender las dificultades y particularidades que rodean a este tipo de sistemas. Entre ellas están:

- *Limitaciones de peso.* El coste de poner en el espacio cada kilogramo de peso es muy elevado, por lo tanto, para solucionar posibles problemas de interferencias no se pueden utilizar algunas de las soluciones típicas que se usan en la Tierra, como son la utilización de ferritas o apantallamientos pesados.
- *Fiabilidad.* Tras el lanzamiento, ya no existe posibilidad de realizar reparaciones sobre los sistemas (con algunas excepciones, como la reparación que se realizó en el telescopio Hubble). La mayoría de los sistemas espaciales se diseñan para trabajar durante años sin intervenciones humanas, excepto las cargas remotas de software, sin que se degrade el funcionamiento hasta el final programado de la misión.
- *Ambiente electromagnético diverso.* El ambiente electromagnético al que se ve expuesto un sistema espacial depende de la fase en la que se encuentre la misión.

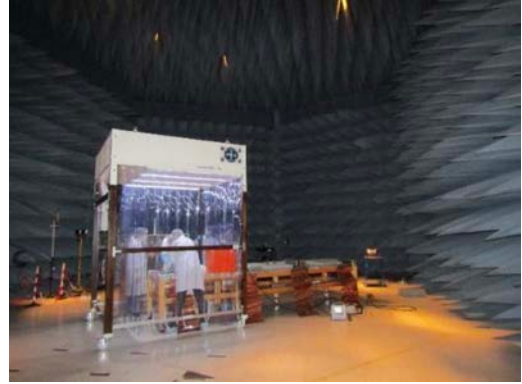


En general, los aspectos principales de EMC en sistemas espaciales incluyen:

- *Interacción con plasma.* Cuando una aeronave se desplaza a través de partículas cargadas (como ocurre en la ionosfera o con el viento solar) se producen acumulaciones de carga en las superficie expuestas, por lo que aparecen diferencias de potencial que pueden causar descargas abruptas que dañen a los sistemas electrónicos.
- *Limpieza magnética.* Muchas aeronaves utilizan el campo magnético terrestre en el control de navegación y determinar su altura con respecto a la Tierra. Una vez en el espacio, el campo magnético es extremadamente débil, del orden de mG, por lo que cualquier campo magnético de DC generado en la aeronave (bien por corrientes o por magnetismos permanentes de los materiales) puede afectar al sistema de navegación.
- *HIRF (High Intensity Radio Frequency).* Los sistemas electrónicos pueden verse sometidos a energía de RF de alta intensidad, ya sea de forma accidental (por ejemplo, al ser iluminados por el radar durante el lanzamiento) o intencionada (por ejemplo, por efecto de guerra electrónica).
- *Perturbaciones en el bus de alimentación.* A través del sistema de alimentación de la aeronave pueden propagarse transitorios y otras perturbaciones que pueden afectar a los sistemas que están conectados a él.
- *Perturbaciones radiadas.* Generadas de forma intencionada o no intencionada por los equipos y sistemas que forman la aeronave pueden afectar a los receptores u otros equipos sensibles y provocar fallos de funcionamiento.

**Ensayos de EMC:** Los requisitos generales de EMC para sistemas espaciales están recogidos en el estándar ECSS-E-ST-20-07C [3]. El lugar de realización de los ensayos de EMC es una cámara semianecoica, que es un recinto apantallado (para conseguir aislamiento electromagnético del ambiente exterior), cuyas paredes y techo están cubiertos de un material absorbente para conseguir un ambiente electromagnético de ensayo controlado. Además, es necesario mantener las

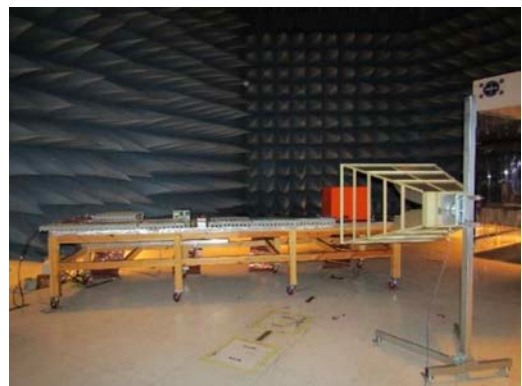
condiciones de temperatura y humedad dentro de los márgenes especificados en cada caso, y condiciones de limpieza (normalmente ISO 8).



■ Ensayos en área limpia en la cámara semianecoica del Instituto Nacional de Técnica Aeroespacial INTA [4]

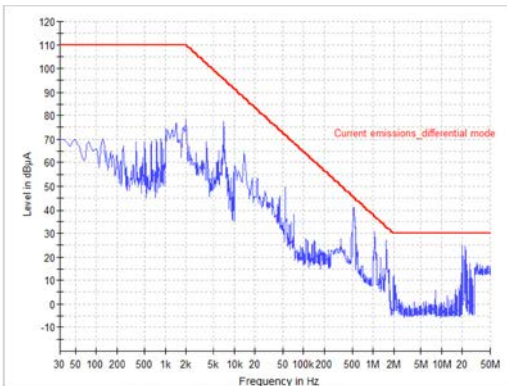
Teniendo en cuenta lo expuesto hasta ahora, podemos agrupar los ensayos de EMC a realizar para demostrar la compatibilidad del equipo bajo ensayo (EUT-*Equipment Under Test*) con su entorno electromagnético en los siguientes grupos:

1. Ensayos de emisión radiada, conjunto de ensayos cuya finalidad es la medida de los niveles de emisiones radiadas del EUT y la comprobación de que están por debajo de los límites aplicables en cada caso. Se realizan ensayos de emisión de campo eléctrico (desde unos pocos Hz hasta 40 GHz) y de campo magnético (desde unos pocos Hz hasta 100 kHz).



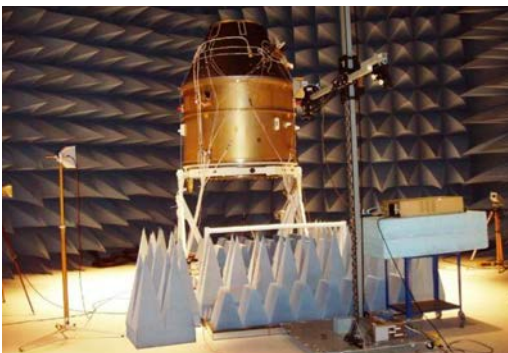
■ Ensayos de emisiones radiadas en la cámara semianecoica del INTA

2. Ensayos de emisión conducida, es el conjunto de ensayos cuya finalidad es la medida de los niveles de emisiones conducidas de los cables de alimentación en el bus de alimentación y de señal y la comprobación de que están por debajo de los niveles aplicables en cada caso. Las medidas en los cables de alimentación se realizan en el dominio de la frecuencia y en dominio del tiempo para medir la corriente de arranque (*in-rush current*) y los transitorios de encendido y apagado.



■ Resultado de la medida de las emisiones conducidas en el dominio de la frecuencia

3. Ensayos de susceptibilidad radiada, es el conjunto de ensayos cuya finalidad es la comprobación del grado de susceptibilidad que presenta el EUT a las perturbaciones radiadas típicas que pueden encontrarse en su entorno electromagnético según cada caso. Se realizan ensayos de susceptibilidad radiada a campo eléctrico (desde MHz hasta 40 GHz) y a campo magnético (desde unos pocos Hz hasta 100 kHz).



■ Ensayos de susceptibilidad radiada en la cámara semianecoica del INTA

4. Ensayos de susceptibilidad conducida, es el conjunto de ensayos cuya finalidad es la comprobación del grado de susceptibilidad que presenta el EUT a las perturbaciones conducidas típicas que puedan encontrarse en su entorno electromagnético con los niveles aplicables a cada caso. Los principales ensayos de susceptibilidad conducida son:

- Susceptibilidad conducida a audiofrecuencia en los cables de alimentación, que simula la presencia de rizado en la tensión de alimentación.
- Susceptibilidad conducida a radiofrecuencia, que simula señales de radiofrecuencia generadas por transmisores que puedan acoplarse a los diferentes cables del sistema.
- Susceptibilidad conducida a los transitorios, que simula transitorios que se puedan aparecer en los cables de alimentación debido a conmutaciones de otros sistemas conectados al mismo bus de alimentación.
- Susceptibilidad a ESD. En los sistemas espaciales se producen muchos fenómenos de carga debido a la acumulación de partículas cargadas en el espacio, pudiendo derivar en problemas serios en aquellas regiones del espacio con un ambiente electromagnético agresivo, como pueden ser las órbitas geoestacionarias y bajas, o ambientes planetarios extremos como ocurre en el caso de Júpiter y sus lunas.



■ Ensayos de susceptibilidad a las descargas electrostáticas

**Conclusiones:** La comprobación de la EMC, tanto a nivel de equipo como a nivel de sistema, es crucial para la seguridad y el éxito de las misiones espaciales. Para aumentar las posibilidades de cumplir con los requisi-

tos aplicables es esencial tener en cuenta los aspectos de EMC desde el diseño inicial, para poder implementar las medidas necesarias desde las primeras fases del proyecto. Para la realización de los ensayos es necesario disponer de instalaciones complejas y caras, donde sea posible mantener condiciones de área limpia, y de personal especializado. El estándar ECSS-E-ST- 20-07C recoge los requisitos generales para la realización de los ensayos de EMC en los sistemas espaciales, aunque debido a la complejidad y la especificidad de cada misión es necesario adaptarlo a las condiciones particulares de cada caso, mediante un intenso trabajo de ingeniería.

**Reconocimientos:** Este trabajo ha sido financiado parcialmente por el Ministerio de Ciencia e Innovación (MICINN) bajo el marco de los proyectos UAVE3 (TEC2016-79214-C3-1-R) y eSAFE-UAV (PID2019-106120RB-C32).

## Referencias

- [1] ECSS-E-ST-10-03C European Cooperation for Space Standardization, "Testing", Junio 2012
- [2] Directiva 2014/30/UE, de 26 de febrero de 2014, sobre la armonización de las legislaciones de los Estados miembros en material de compatibilidad electromagnética (refundición) (Texto pertinente a efectos del EEE) (Diario Oficial de la Unión Europea L96/79, de 29 de marzo de 2014)
- [3] ECSS-E-ST-20-07C Rev.1 European Cooperation for Space Standardization, "Space Engineering Electromagnetic Compatibility", February 2012
- [4] INTA. Disponible en: <https://www.inta.es/INTA/es/index.html> [Último acceso: 20/01/2020]

# Radiated susceptibility tests in vacuum and high/low temperature conditions

---

Manuel Añón Cancela (agnoncm@inta.es)

INTA

---

The future trends for space systems qualification will require to adapt the test conditions to be as realistic as possible. That implies that, for instance, some of the Electromagnetic Compatibility (EMC) tests could be carried out in vacuum conditions, in high temperature conditions, in low temperature conditions, in shaking conditions, etc. or a combination of all or some of them. Also, during the EMC tests, some test specimen could only be in operation in their representative intended environment, for example very low noise antennas that could require to operate in vacuum and a very low temperatures, being necessary simulate that conditions during that tests.

Among other electromagnetic tests, INTA EMC Area has a wide experience in performing Radiated Susceptibility (RS) tests according to civilian, military and aeronautical standards in Mode Tuned Chambers (MTC) for national and international projects. Besides, INTA Environmental Tests Area has two Thermal Vacuum Chamber (TVC) facilities in service for space systems tests. In order to perform RS tests to space systems in a more realistic environment, INTA EMC Area has de-

veloped a procedure to perform this kind of tests inside a TVC operated like a MTC. In this presentation the following subjects are presented:

- INTA TVC description and features.
- The procedure for the TVC validation as a MTC.
- The results of the TVC-04 validation measurements as a MTC.

## References

1. Manuel Añón-Cancela, Daniel Hernández-Gómez, Mercedes Vázquez-Pascual, Daniel López-Sanz "RADIATED SUSCEPTIBILITY TESTS IN THERMAL VACUUM CHAMBERS FOR SPACE SYSTEMS" 2016 ESA WORKSHOP ON AEROSPACE EMC 23-25 May 2016 Valencia-Spain
2. Manuel Añón-Cancela "A NOVEL APPROACH TO MODE TUNED CHAMBERS CHARACTERIZATION" III Jornadas de Compatibilidad Electromagnética, Barcelona, 6-8 noviembre 2017

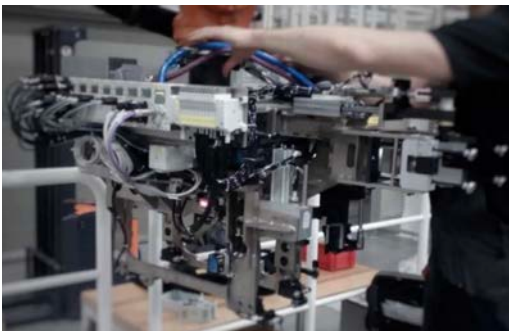
# La Automatización Flexible en la integración de satélites y lanzadores

José Antonio García Gallego

INVENTIA KINETICS, S.L.

Los entornos industriales y productivos en el sector aeroespacial requieren de un gran esfuerzo tecnológico y de innovación constante para aumentar y mejorar el grado de implantación de medios automáticos y semiautomáticos, que permitan, de un lado, alcanzar el nivel de calidad siempre creciente de los productos, y de otro, el permitir alcanzarlo con altos niveles de eficiencia y seguridad, pero también, de flexibilidad de esos medios productivos, que permitan la reutilización paralela y futura de esas instalaciones industriales.

Esto permitirá acelerar y optimizar las amortizaciones de las inversiones, y, además, dotará al cada vez, mercado más competitivo, de una mejor y más rápida respuesta en el lanzamiento de nuevos Programas y Proyectos dentro, y entre las empresas involucradas.



Los ejes más importantes sobre los que conducir estos esfuerzos, creemos deben ser, entre otros:

- El JIGLESS como oportunidad de reducción de costes y aumento de la eficiencia de los procesos

- La automatización como vehículo para la mejora: ROBOTS, COBOTS y MÁQUINAS ESPECIALES.
- Gestión integrada hacia Concurrent Product Life Cycle Management.
- R3 en la industria.

El despliegue de las acciones que emanan de lo anteriormente expuesto tiene ya amplio recorrido, pero aún se continuará trabajando sin duda en:

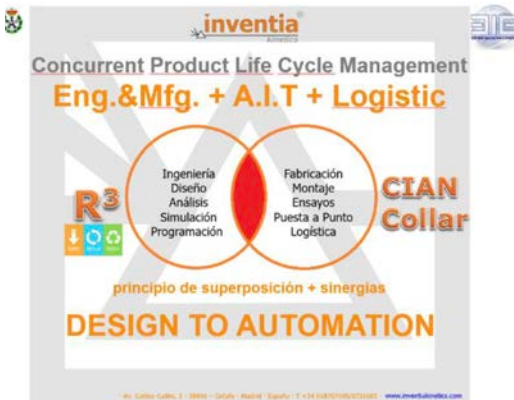
- CAx y simulación. Calibre digital.
- Metrología integrada en los procesos.
- Tests funcionales integrados para validación y como fuente de oportunidades de mejora.
- Best Fit y medición durante la integración.
- Automatización de procesos.
- Abandono del Monumento.
- Digitalización.

Desde INVENTIA vemos, como eslabones en la cadena de suministro, que se necesita potenciar las sinergias y colaboraciones entre todos los integrantes, de principio a fin, y abordar entre todos, retos relativos a

- Visión MACRO dentro del **ciclo de vida INTEGRAL del Producto**.
- **Turnkey** como servicio, no como 'insert' de un producto.
- **Concurrencia** temprana y evolutiva.

- Medios industriales **adaptativos** y **flexible** , concebidos atendiendo a diferentes criterios multi-Función y multi-Programa.
- **LEAN** aplicado al TOOLING/MGSE.
- **SMART** Manufacturing & Assembly.
- **Logística** integrada.
- **Design to Automation**.
- **Mantenibilidad** inteligente.
- **Sostenibilidad** industrial, R3.
- Del **darwinismo** social al tecnológico.
- Evolución hacia el **CIAN Collar**.

José Antonio García es Ingeniero Industrial y Máster en Ingeniería de Producción por la Universidad Politécnica de Madrid. Posee más de 25 años de experiencia dentro del sector aeroespacial, en particular en las áreas de ingeniería de elementos de vuelo e ingeniería de fabricación mediante medios convencionales, automáticos y semiautomáticos y combinaciones de ellos. Es Founder y CEO de la empresa INVENTIA kinetics S.L. y del resto de las empresas que conforman el grupo.





# Industrialization challenges for a Leo Megaconstellation Production

Tamara Guerrero, (tamara.guerrero@solar-mems.com)

Solar MEMS Technologies

**Introducción:** Solar MEMS Technologies es una empresa española pionera en la industrialización de la cadena de fabricación de productos para el sector espacial. Debido a su participación como proveedor oficial de sensores solares para la megaconstelación de satélites de OneWeb, Solar MEMS, implementó nuevas herramientas de gestión y calidad para la optimización de sus recursos y la prevención de fallos mediante predicción.

Evolución de Solar MEMS y del sector: La empresa, al ser una PYME, hasta empezar a trabajar en megaconstelaciones, tenía una línea de producción a demanda, con stocks limitados y sin procedimientos optimizados.

Por otra parte, en el sector espacial, se ve un gran crecimiento de las constelaciones [1] de satélites pequeños y, por tanto, del mercado al que la empresa puede aspirar. Se estima el lanzamiento de más de 107.000 satélites en órbita LEO en los próximos años, siendo la mayoría para aplicaciones de telecomunicaciones.

Las constelaciones en marcha con mayor número de satélites por lanzar son las siguientes.

Constellation	Orbit (km)	Nº of sats
Amazon/Kuiper	590-630	3.236
OneWeb	1200	47.844
SpaceX/Starlink	328-614	34.408

[2] Resumen constelaciones principales (Press conference SATCO-M1workshop report 2020)

Debido a este impacto en el número de unidades a pro-

ducir, Solar MEMS se vio en la necesidad de industrializar su línea de fabricación y de implementar criterios de calidad que ayudasen a optimizar el proceso y al control predictivo.

**Proceso de industrialización:** Los objetivos a alcanzar con la industrialización de la fabricación de los sensores solares eran:

- Alcanzar la capacidad de producción en masa demandada por el mercado espacial.
- Mantener los altos niveles de calidad de los productos.
- Disminuir los costes de fabricación.
- Implementar una filosofía “data-driven”

Para conseguir con éxito los mencionados objetivos, Solar MEMS identificó las siguientes acciones a llevar a cabo:

- Numerosos puntos de control a lo largo de la línea de producción.
- Automatización de los procesos.
- Almacenamiento y análisis de los datos recogidos (“business intelligence”)
- Exhaustivo control y seguimiento de la cadena de suministros.
- Desarrollo de herramientas de control (SPC, SQCDP, CCP, etc.).
- Planificación detallada

Con el objetivo de optimizar todos los recursos y evitar fallos en los productos terminados, cabe destacar, la



implantación de procedimientos de calidad a lo largo de todos los puntos de la fabricación, que permiten predecir posibles fallos del producto final en los primeros pasos de la fabricación. Estos métodos permiten que, al detectar el posible fallo al inicio de la cadena, no se invierta ni el material ni los recursos que se requerirían para llegar al final de la misma, haciendo así un uso más eficiente de lo disponible

**Industrialización de producto:** Para un modelo de sensor solar concreto, se necesitan 11 materiales o componentes distintos y nueve procesos.



■ NanoSSOC-D60 (Solar MEMS Technologies)

Para una fabricación optimizada de dicho producto se llevan a cabo y se valoran:

- 3 tests acción bajo procesos de control estadístico.

Con la información recogida en todos los pasos anteriores, se procede con el análisis predictivo que arrojará información sobre el estado de cada unidad en el proceso, permitiendo así, evaluar si, a cada paso, la fabricación llevará o no a un caso de éxito.

**Conclusión:** El proceso de industrialización de la fabricación de componentes comienza a ser una necesidad en un sector tan en auge como el de los satélites de órbita LEO y sus componentes.

Por ello, para ser competitivos y tener la capacidad de producción requerida por el mercado, es necesario optimizar los procesos y procedimientos mediante industrialización y control predictivo.

Es por ello que, cuanto más información se recopile y más experiencia se acumule, más precisa y acertada será la predicción y, por tanto, más optimizada y eficiente será toda la cadena productiva.

## Referencias

- [1] Small Satellite Constellations, New Space Index, NEWSPACE.IM, 2020/03/09. [2] Press conference on SATCON1 workshop report, 2020.

# Voice-Loop cots entre centros espaciales

Antonio Torres García (torresga.pers\_externo@inta.es)

INTA

En la actualidad el INTA dispone de dos Centros Espaciales donde se aglutina en una misma instalación el control de las Estaciones Terrenas y los Centros de Control de diferentes misiones Espaciales. Estos centros son:

El CEIT (Centro Espacial INTA Torrejón) en Madrid formado por las Estaciones Terrenas TRN-1, VIL-1 y VIL-2 y los Centros de Control de las misiones PAZ, CHEOPS, INGENIO y METOP

Y el CEC (Centro Espacial de Canarias) en Maspalomas formado por las Estaciones MSP11, MSP21 y MSP121 y el centro de control 24h de toda la Red de Estaciones del INTA y el centro de control backup de misión PAZ.

Además de tener la necesidad de interconectar estos dos Centros por un sistema de Voice-Loop 24h para poder realizar la coordinación entre estaciones terrenas y centros de control de las diferentes misiones para llevar a cabo en tiempo real todas las actividades necesarias durante los pases de todos los satélites sobre sus correspondientes estaciones, surge la necesidad de interconectar dentro del mismo Voice-Loop a los Centros de Control de las ESA en ESOC para que las misiones CLUSTER, XMM, INTEGRAL puedan usar la red de estaciones del INTA y para llevar a cabo la LEOP de CHEOPS usando las estaciones de la ESA en Kiruna y Troll, así como con el Centro Control de la misión METOP de EUMETSAT y la Agencia Espacial Sueca - SSC (Swedish Space Corporation) para conectar su Red de Estaciones (KIRUNA, PUNTA ARENAS y INUVICK) con la del INTA.

Con este escenario en 2017 el INTA decide sustituir su antiguo sistema de Voice-Loop analógico basado en telefonía convencional y una matriz E&M con terminales PTT, por uno digital basado en VoIP que pudiera llevar la voz sobre las líneas MPLS y VPNs que interconectan todos los Centros. Pero había que cumplir todos los requisitos de interconexión con el resto de Agencias Espaciales Internacionales:

- Voz bidireccional 24h entre varios terminales simultáneamente
- Grabación de todas las comunicaciones críticas
- Alta disponibilidad y redundancia en caliente
- Protocolos de VoIP H.323 y SIP
- Terminales PTT (Push To Talk) de sobremesa y con auriculares

Por lo que con esos requisitos parecía que la única solución era desarrollar un sistema ad-hoc con las implicaciones en tiempos (más de 1 año) y costes de desarrollo (5k por puesto y 100k por la centralita) que llevaba asociado. Así que se decidió hacer un trade-off entre las principales soluciones de VoIP comerciales (COTS) que existían en el mercado y después de probar una primera solución con Gateways ATA FXS y E&M que si cumplían con los dos protocolos VoIP (H.323 y SIP), pero no cumplía con el resto de requisitos porque solo permitían conexiones PEER to PEER.

Posteriormente si se encontró una solución COTS que satisfacía todos los requisitos basada en el diseño e implementación con una arquitectura redundante y dis-

tribuida usando las PBX-VoIP de Innovaphone y los terminales PTT de Imtradex.

Para ello se usaron las capacidades de las salas de conferencia de la PBX para crear los diferentes Voice-Loop entre los Centros de Control (CEIT-CEC, INTA-ESA, INTA-SSC e INTA-EUMETSAT) y se configuraron los terminales VoIP con accesos directos a todos los Voice-Loop y se les conectaron terminales PTT USB (sobremesa y auriculares).

Además la solución de Innovaphone nos permitió configurar una de sus APPs para el control y monitoreo

de todos los Voice-loop así como la grabación de los mismos. También se estableció como una conexión con una línea exterior de telefonía analógica, que permitía al sistema interactuar con los antiguos sistemas de Voice-loop analógicos.

Esta es la primera vez que se logra instalar en un entorno de operaciones espaciales un sistema de Voice-loop basado en una solución COTS mucho más económica, flexible, fácil de mantener y compatible con todos los sistemas del resto de agencias espaciales internacionales.

# Planificador de estaciones

N. Jiménez<sup>1</sup>, J. Montes<sup>2</sup>, I. Lora<sup>3</sup>

INTA

**Introducción:** La planificación de los contactos de las estaciones INTA con las distintas misiones a las que el INTA da soporte, ya sea para TTC o descarga de datos es una actividad compleja y dinámica que requiere de la interacción con las distintas entidades involucradas. Por un lado, es necesario recibir las peticiones de planificación a medio y largo plazo de agentes externos, que pueden ser tanto centros de control/operación de las misiones como sistemas de planificación de alto nivel de agencias como la ESA/SSC, peticiones de los equipos de soporte de la estación para mantenimientos preventivos o incluso peticiones de emergencia. En esta presentación describimos el sistema de planificación de estaciones que usa INTA para el soporte a las distintas misiones.

**Necesidad del Sistema:** En 2014 surge la necesidad de poder planificar desde un único sistema todas las actividades de TTC, que hasta ese momento se planificaban en las estaciones directamente.

El objetivo era doble; por un lado concentrar la planificación de los servicios de TTC en un único sistema que fuera compatible con las estaciones que INTA tenía en ese momento (TRN1 y VIL1) y las que estaban planificadas para 2017 (MSP1 y VIL2) y por otro facilitar la interfaz con futuras misiones implementando el estándar CCSDS-902 B-14 para la gestión de la planificación en el soporte a entidades externas.



■ Figura 1: Problemática de Planificación

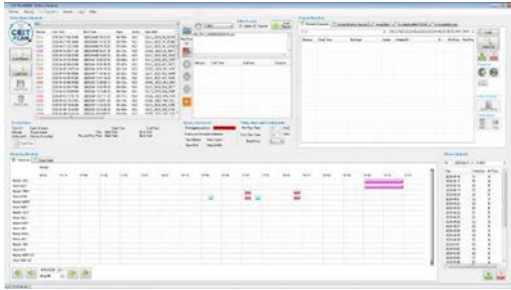
El sistema de planificación debía ser capaz de permitir diferentes tipos de planificación en función de la antelación con la que se realizara ésta:

1. Rutinaria y largo plazo, que podía ser de tres semanas a varios meses.
2. A corto plazo, de una semana
3. Emergencia, de menos de 24 horas

Además, se preveían dos tipos de usuarios del sistema de planificación

1. Centros de control de misión.
2. Otros sistemas de planificación de alto nivel

**Descripción del Planificador** Para realizar todas estas funciones de manera efectiva y semi-automática con el objetivo de asegurar una planificación eficiente y sin conflictos el INTA ha desarrollado una aplicación Software, el CEIT- Planner.



■ Figura 2: Interfaz de usuario del CEIT-Planner

Se trata de una aplicación multi-misión y multi- estación que está dividida en módulos, lo que permite su adaptabilidad en función de las necesidades específica de cada misión/estación:

- El módulo de importación es el encargado de recibir las peticiones de los diferentes centros de control y centros de planificación. Este módulo presenta dos tipos de interfaz: 1) la interfaz de alto nivel recibe peticiones de otros sistemas de planificación de acuerdo al estándar CCSDS 902.1- B-1 (que usan agencias espaciales como la ESA y SSC) y 2) La interfaz con centros de control de misión que es específica por misión, (por ejemplo, con CHEOPS).
- El módulo de planificación es el responsable de procesar las peticiones y programar los múltiples pases satelitales en el conjunto de estaciones.

Implementando complejos algoritmos que comprueban los solapes entre las diferentes peticiones y antenas, así como el cálculo preciso de los tiempos de pre pase y post pase según cada estación y las necesidades específicas de cada misión, el CEIT-Planner va realizando la programación de las estaciones. Además, mediante un sistema de prioridades establecido de acuerdo a los SLA de cada misión el CEIT-Planner resuelve los potenciales conflictos que pueda haber estableciendo las preferencias de las estaciones frente a las diferentes misiones, llegando así a una planificación semiautomática (supervisada por el operador de planificación)

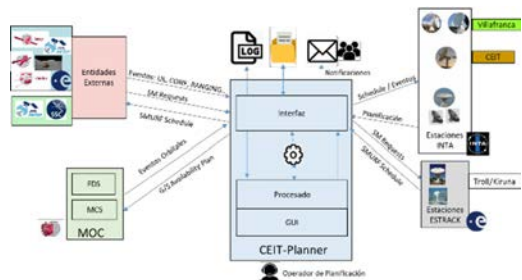
La planificación final de cada pase, incluye, además de la reserva de la estación para el tiempo de visibilidad del satélite, la programación de los tiempos de pre-pase y post-pase y de las actividades de operación correspondientes (configuración, tracking, uplink, etc...) que

se planifican para ser ejecutadas de forma automática (según los acuerdos con cada misión).

- El módulo de exportación es el encargado de distribuir el resultado de la planificación a las distintas entidades involucradas, entre las que se incluyen, además de las misiones/entidades externas y las estaciones, los equipos de operación de las estaciones, los de soporte y mantenimiento, el sistema de reporting, etc...

Igual que en la importación, este módulo presenta diferentes tipos de interfaz, la de alto nivel según estándar CCSDS 902.1-B-1, las interfaces de bajo nivel con centros de control de misión que son específica por misión, y además, las interfaces específicas con las distintas estaciones para programar las actividades de la estación de forma automática.

La siguiente figura muestra la arquitectura e interfaces del sistema:



■ Figura 3: Arquitectura e Interfaces

**Conclusión:** La planificación de las actividades de soporte a satélites es una actividad compleja en la que intervienen distintos actores. En esta presentación hemos descrito el CEIT-Planner, el sistema de planificación implementado en el INTA para la automatización y simplificación de esta tarea

## Referencias

- [1] N. Jiménez (INTA) jimenez@inta.es, [2] J. Montes (ISDEFE) montesj.pers\_externo@inta.es, [3] I. Lora (INTA) lorafp@inta.es [4] Cross Support Service Management- Simple Schedule Format Specification CCSDS 902 1-B

# Actividades de ingeniería SAR del grupo científico de paz: actualización del segmento terreno para la extensión de modos de imagen paz

Juan Manuel Cuerda Muñoz, Nuria Casal Vázquez, Patricia Cifuentes Revenga, Marcos García Rodríguez, Nuria Gimeno Martínez, María José González Bonilla, Eva Vega Carrasco

La misión PAZ constituye el elemento radar del Programa Nacional de Observación de la Tierra por Satélite (PNOTS) para el desarrollo, operación y explotación de sensores espaciales de observación de la Tierra mediante la puesta en operación de los satélites de observación PAZ e INGENIO, con cargas útiles radar y óptica, respectivamente.

PAZ fue lanzado el 22 de febrero de 2018 desde la Base de las Fuerzas Aéreas de Vandenberg (California) en el Falcon 9 de SpaceX. Después de ejecutarse satisfactoriamente las fases de LEOP (launch and early orbit fase) y de puesta en servicio, el sistema fue declarado operacional, iniciándose la fase de operaciones rutinarias, dando servicio a usuarios de defensa y seguridad, comerciales y científicos

Las operaciones rutinarias incluyen la ejecución de las Actividades Científicas de PAZ que son ejecutadas por el Equipo Científico PAZ de INTA y que se estructuran en dos grandes ramas: Ingeniería SAR y Explotación Científica PAZ

Mientras que la Explotación Científica de PAZ tiene como objetivo proporcionar productos de imagen PAZ para que sean usados por grupos investigadores, la Ingeniería SAR es la línea de actividad del Departamento de Programas Espaciales de INTA dedicado a aplicar el know-how existente en áreas de sistemas y misiones SAR, calibración y procesado a las necesidades específicas de la misión.

PAZ es sistema versátil diseñado para trasladar la complejidad de la operación y la configuración de los distintos modos de adquisición de imagen al Segmento Terreno, permitiendo, de este modo, la ampliación de capacidades del sistema una vez puesto en órbita mediante la actuación sobre los elementos del segmento terreno encargados de la realización de la planificación el cálculo de la configuración radar y los sistemas de generación de imágenes y de calibración-validación de las mismas.

En la presentación, se expondrán las características de los modos de imagen PAZ Staring Spotlight y Wide Scansar implementados como extensión de los existentes, que permiten ampliar las prestaciones del sistema en resolución y en cobertura, respectivamente. Además se describirán las actuaciones realizadas por el Equipo Científico de PAZ para la extensión del Segmento Terreno, especialmente respecto a la configuración, la generación de imagen y el comando radar.

La red de estaciones de INTA es un sistema de estaciones terrenas que proporciona enlaces entre satélites en órbita y los centros de control ubicados en Torrejón y Maspalomas. Está formada por seis estaciones localizadas en Torrejón (Madrid), Maspalomas (Gran Canaria) y ESAC (Madrid).

# Red INTA de estaciones terrenas para comunicaciones espaciales

---

Martín Moya Redondo (moyarma.pers\_externo@inta.es)

INTA

---

La tarea principal es comunicarse con satélites, transmitiendo comandos y recibiendo los datos científico e información de estado del satélite.

Actualmente la red soporta misiones espaciales militares y civiles tanto nacionales (PAZ) como de organismos internacionales o extranjeros (METOP, CLUSTER, INTEGRAL, CHEOPS, XMM,...) utilizando frecuencia en banda S y X. Dentro de su plan de proyecto están contempladas tanto la actualización de la infraestructura actual como el despliegue de dos nuevas estaciones para dar soporte a misiones futuras en banda Ka y X. Tanto la actualización y configuración de los distintos subsistemas como el mantenimiento de las estaciones es realizado internamente por personal experimentado de INTA, sin cuyo saber hacer no sería posible su correcto funcionamiento.

Cabe destacar que varias de las estaciones son la actualización de los antiguos sistemas de 15 metros de ESA que con éxito han sido saneados, actualizados y

puestos en funcionamiento atendiendo a las necesidades actuales de las misiones espaciales en un tiempo razonablemente corto.

La operación de satélites se puede proporcionar sobre todas las fases de una misión, desde

LEOP hasta su fase final, pasando por operaciones rutinarias y/o maniobras orbitales.

Las estaciones se caracterizan por un terminal de antena, compuesto por un reflector parabólico y su equipamiento de radiofrecuencia asociado y el equipamiento bandabase. Además cada estación proporciona datos radiométricos que pueden ayudar a los controladores de misión a conocer la trayectoria, velocidad y ubicación del satélite.

Anualmente, la red de INTA proporciona más de 4000 horas de soporte a misiones espaciales con una envidiable disponibilidad de más del 99%. Este número de horas aumenta anualmente con la incorporación de nuevas misiones.



# La misión CHEOPS (Characterizing Exoplanet Satellite)

A.López-Pina<sup>1</sup> (amador.lopez@airbus.com), A. Pizarro<sup>2</sup> (alberto.pizarro-rubio@airbus.com),  
D. de Miguel<sup>3</sup> (diana.demiguel@airbus.com), A. Borges<sup>4</sup> (andres.borges@airbus.com)

<sup>1,2,3,4</sup> Airbus Defence and Space, Madrid, Spain

**Introducción: La misión CHEOPS** (*CH*aracterizing *ExoPlanet* *Satellite*) está dedicada a la determinación de las características físicas de exoplanetas por medio de fotometría de alta precisión. El principio físico aplicado consiste en observar estrellas alrededor de las cuales orbitan exoplanetas ya identificados y medir la variación de la intensidad de la luz procedente de cada estrella durante el tránsito del planeta frente a ésta, lo que se conoce como método de tránsito fotométrico [1]. CHEOPS es la primera misión S (“Small mission”) dentro del programa científico de ESA, y Airbus Defence and Space en su sede de Barajas fue elegida en 2013 como contratista principal para el diseño, la fabricación y la integración tanto de la plataforma en sí como con el instrumento (proporcionado por ESA como CFI), la definición y ejecución de las campañas de validación funcionales y ambientales, las actividades de la campaña de lanzamiento y la responsabilidad sobre las operaciones durante las fases de LEOP e IOC, que se realizaron desde el centro de operaciones de misión (MOC) en las instalaciones de INTA en Torrejón de Ardoz, utilizando las antenas en Torrejón y Villafranca (además de las estaciones polares de Kiruna y Troll durante la fase de LEOP). Ésta ha sido la primera vez que una empresa española ha sido seleccionada como contratista principal de un satélite ESA en competición abierta y en la que se ha liderado las operaciones durante las fases iniciales de la misión. Por otro lado, las actividades de diseño, fabricación y ensayos del instrumento fueron realizadas por un consorcio liderado

por la Universidad de Berna, mientras que el centro científico de operaciones (SOC) está coordinado por la Universidad de Ginebra. El lanzamiento del satélite se realizó con éxito desde Kourou el 18 de diciembre de 2019 a bordo de un Soyuz-Fregat, siendo CHEOPS co-pasajero del lanzador junto con el satélite de radar Cosmo-SkyMed y tres cubesats. Inmediatamente después se llevó a cabo la fase de LEOP con la duración prevista de cinco días, durante la cual se evaluó el funcionamiento y prestaciones en vuelo de la plataforma y se corrigió la órbita del satélite hasta su configuración operacional, confirmando un excelente comportamiento de todos los subsistemas y unidades, y unas prestaciones superiores a lo esperado. La campaña de IOC comenzó el 8 de Enero de 2020 con el encendido del instrumento, y durante la misma se realizó el comisionado del sistema completo, principalmente centrado en la validación en vuelo del instrumento, apertura de su tapa protectora, caracterización de su comportamiento óptico y funcional, y la determinación de sus prestaciones (además de las del sistema de apuntamiento de alta precisión proporcionado por el satélite y el sistema de control en tierra). Las operaciones nominales de la misión comenzaron tras la finalización de la fase de IOC en Marzo de 2020.



■ Impresión artística de CHEOPS en órbita

## Resumen de la misión

El objetivo de la misión es observar estrellas alrededor de las cuales se conoce que orbitan uno o más planetas, para analizar indirectamente sus características más importantes. El método usado se llama toma de imágenes de tránsito (*transit imaging* en inglés). Cuando un planeta cruza en frente del disco de la estrella que orbita, el brillo de ésta baja una pequeña cantidad, que depende del tamaño relativo de la estrella y el planeta. Esto permite determinar el radio y el volumen del planeta, y a partir de la masa de éste, se deduce su densidad. El periodo orbital es determinado igualmente así, permitiendo saber la distancia a la estrella.

Junto con Airbus Defence and Space España, los principales participantes en la misión han sido: el consorcio liderado por la universidad de Berna para la fabricación del instrumento, el Instituto Nacional de Técnica Aeroespacial (INTA) para el centro de operación de la misión (MOC), y la universidad de Ginebra para el centro de operación científico (SOC).

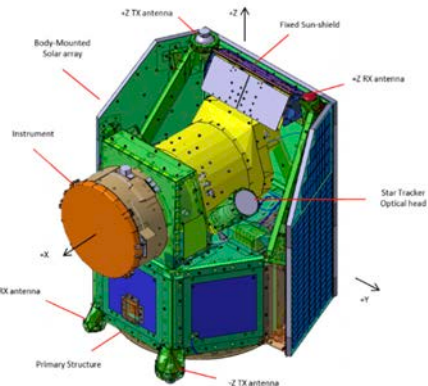
El diseño utilizado por Airbus cumple con todos los requisitos de la Agencia Europea del Espacio (ESA), basado en una solución robusta y de altas prestaciones, e implementado por un equipo con sólida experiencia.

La plataforma está basada en la aviónica AS250 (OBC, RIU, PCDU), con una solución de AOCS basada en sensor de estrellas, ruedas de reacción, magnetopares y magnetómetros. Asimismo se ha incorporado el instrumento en el lazo de control para mejorar las prestaciones de apuntamiento. Se han realizado adaptaciones en el diseño para las características de CHEOPS, como la determinación de órbita basada en el cálculo de la

velocidad radial mediante efecto Doppler, y el uso de un nuevo transceptor de comunicación.

## Diseño termo-mecánico, integración y ensayos

La plataforma consiste en un prisma hexagonal con el módulo de propulsión acomodado junto a la interfaz con el lanzador. El instrumento se sitúa en el panel superior, donde también están instaladas las cabezas ópticas del sensor estelar. Por otro lado los paneles solares son fijos, incluyendo también una protección solar para el instrumento. El diseño permite el acceso para el ensamblado, integración y actividades de test. Tiene una altura total de 1.5 metros, con una masa inferior a 300 kg.



■ Diseño mecánico de CHEOPS

El diseño térmico ha estado condicionado por las necesidades del instrumento. Ello conlleva una actitud del satélite para mantener siempre el radiador del instrumento alejado de la dirección de nadir. Además, el instrumento y la plataforma trabajan en diferentes rangos de temperatura, por lo que están desacoplados térmicamente (para transmisión conductiva y radiante del calor). Por esa misma razón, las unidades electrónicas BEE y SEM del instrumento están acomodadas en la plataforma.

El desarrollo del satélite se ha basado en una filosofía de modelos que permite una verificación independiente del instrumento y la plataforma, tanto para el modelo estructural, eléctrico y funcional, como el de vuelo.



■ Integración final de CHEOPS con el instrument



■ Campaña de test térmicos de CHEOPS

## Lanzamiento y fase temprana de órbita (LEOP)

La campaña de LEOP se realizó en cinco días. Éstas son algunas de las actividades más importantes que se realizaron durante esta fase:

Día 1. Primera adquisición de telemetría, comienzo de determinación de órbita mediante medidas Doppler. Convergencia en el balance de energía.

Día 2. Paso a Modo Normal de AOCS. Comprobación de unidades nominales y redundantes. Primeros telecomandos TTAG. Apertura de piroválvulas

Día 3. Maniobra orbital de calibración. Comprobación del Automation System en INTA.

Día 4. Satélite en su órbita final después de 2 maniobras orbitales. Comprobación de maniobras de giro. Mejora de la correlación de tiempo.

Día 5. Todas las unidades y estaciones terrenas funcionan correctamente. Maniobra de giro a 60 grados en dirección contraria al sol.

## Comisionado en órbita (IOC)

Después de la fase de LEOP, se inició la fase de comisionado del satélite, dividida en cuatro fases:

**Fase A (3 semanas):** Encendido de cadena nominal y redundante del instrumento y chequeos de salud. Calibración y caracterización de corriente de oscuridad y señal de pedestal. Apertura de la tapa del instrumento, primera adquisición de luz.

**Fase B (4 semanas):** Observación en todos los modos del instrumento. Validación de apuntamiento con instrumento en el lazo de control. Calibración de orientación de sensores estelares. Calibración de matriz de inercia.

**Fase C (1 semana):** Observaciones científicas. Operaciones automáticas entre MOC y SOC.

**Fase D (1 semana):** Validación de operaciones rutinarias. Observaciones de baja prioridad.

En particular, algunas de las actividades realizadas por Airbus Defence and Space durante esta fase fueron:

- Análisis de la telemetría del satélite y evaluación de su estado.
- Presencia diaria en las operaciones en MOC.
- Comandado manual durante IOC-A, IOC-B.
- Paso gradual al uso de comandado automático hacia el final de IOC-B.
- Apoyo en operaciones críticas como encendido del instrumento y apertura de la tapa.
- Cálculo de maniobras de giro para operación y análisis de instrumento.



■ Parte del equipo de LEOP e IOC de Airbus y de INTA, en la sala de control de CHEOPS en el MOC

Las prestaciones de todos los equipos y subsistemas respondieron perfectamente a las expectativas y análisis obtenidos durante las fases de diseño y desarrollo del satélite.

Por ejemplo, la calibración de la correlación de tiempos entre tierra y satélite (necesaria ya que el satélite no tiene receptor GPS) permitió caracterizar con precisión el comportamiento del reloj del satélite, observando una estabilidad dentro de los márgenes esperados, basada en parte en el adecuado control térmico implementado.

Igualmente, las prestaciones de apuntamiento de AOCS con instrumento en el lazo fueron excelentes: frente a un requisito APE (error de apuntamiento) de 400 centi-segundos de arco (nivel de confianza de 68%), se observó durante la validación un valor de 23 centi-segundos de arco.

**Conclusiones:** La misión CHEOPS ha supuesto un éxito para la ingeniería espacial en España. Airbus Defence and Space, en su sede en Madrid, como contratista principal de CHEOPS ha podido liderar un consorcio industrial que ha permitido llevar a cabo en tiempo y coste una misión desde su concepción hasta su operación en vuelo, a la que Airbus DS Madrid sigue colaborando con el servicio de mantenimiento. Asimismo, los resultados científicos corroboran la excelencia de todas las empresas involucradas en este importante proyecto. Tras casi un año en órbita, el comportamiento del satélite sigue siendo excelente.

**Reconocimientos:** Los autores agradecen en nombre de Airbus Defence and Space el apoyo que CDTI ha proporcionado para consolidar la capacidad de liderazgo de su sede en Madrid como contratista principal de proyectos de gran nivel como la misión CHEOPS, así como su continuidad en proyectos nacionales e internacionales. Igualmente, los autores agradecen la excelente dirección de la ESA tanto a nivel programático como técnico, y la gran colaboración con el resto de participantes durante el desarrollo del satélite, así como durante su operación en vuelo (Universidad de Berna, Universidad de Ginebra, INTA, GMV).

## Referencias

[1] W. Wenz et al (2020). The CHEOPS mission. *Experimental Astronomy*.

# The Automation System in the Cheops Mission Control Centre

D. Modrego<sup>1</sup>, I. Lora<sup>2</sup>, N. Rando<sup>3</sup>, R. Southworth<sup>4</sup>, C. Corral<sup>5</sup>, R. Peñataro<sup>6</sup>

<sup>1</sup> External consultant at INTA (4510-2.pers\_externo@inta.es),

<sup>2</sup> INTA-CEIT (lorafp@inta.es),

<sup>3</sup> ESA-ESTEC staff (Nicola.Rando@esa.int),

<sup>4</sup> ESA-ESOC staff (Richard.Southworth@esa.int),

<sup>5</sup> ESA-ESTEC staff (Carlos.Corral.Van.Damme@esa.int),

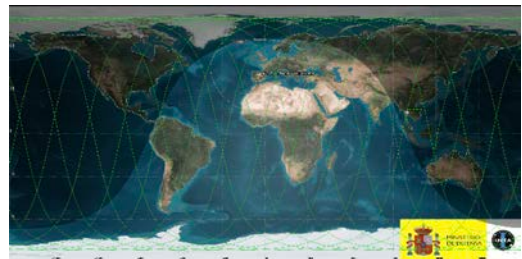
<sup>6</sup> GMV-Aerospace and Defense (rpenataro@gmv.es)

**Introduction:** The CHEOPS mission, the first ESA small mission, has very particular requirements that make it the prime candidate for automated operations. This paper focuses on the current level of automatic operations achieved by the INTA operation team.

**Mission Description:** CHEOPS (CHaracterising ExOPlanet Satellite) is the first mission dedicated to studying bright, nearby stars that are already known to host exoplanets in order to make high-precision observations of the planet's size [1]. The mission is the first S-mission in the ESA science program and it has a limited budget and development times [2]. To limit the cost of the satellite the AS-250 bus was down rated with some units replaced by cheaper equivalents with performances tighter to the values defined in the requirements while others were removed from the design [3]. Some of these modifications were compensated with additional requirements for the control centre operations, which also has a limited budget.

**Operations Concept:** CHEOPS was planned to have a sun-synchronous orbit with a height between 650 and 800 km and 6.00 a.m. or 6:00 pm LTAN. The Mission Operations Control (MOC) centre at INTA (Torrejón/Madrid) was planned to use CEIT ground stations (G/S) at Torrejón (TRN1) and Villafranca (VIL1) to communicate with the satellite. These inputs are translated into 4 to 6 passes daily of about 10 minutes at most

and grouped between 3:00 and 8:00 in the morning and 16:15 and 21:00 in the evening (UTC).



■ CHEOPS Ground Track and TRN1 coverage

The operations were planned to be executed during working hours as much as possible to avoid staff shifts and night bonuses, so automatic execution of the passes that do not include the uplink of the science planning was required from the beginning of the project. The initial design included:

- Automation of the connection with the G/S
- Downlink and processing of the recorded TM
- Orbit determination based on 2-way Doppler.
- Pass reporting using email.

The remaining nominal operations to be executed manually included:

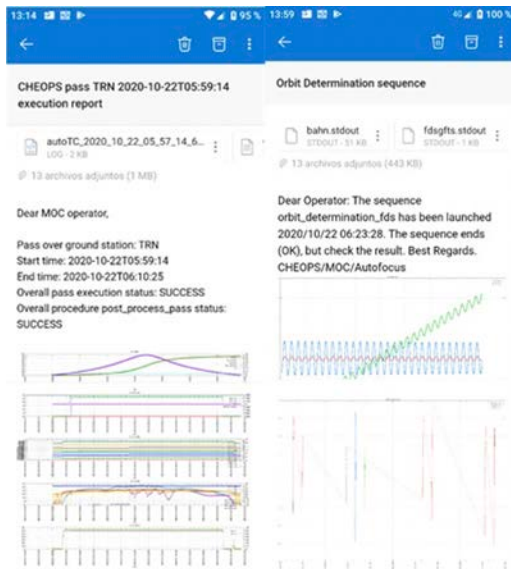




full schedule. The FDS auxiliary files were also processed after file reception and the orbit determination and the attitude monitoring was triggered after the last pass of the morning/evening and not at fixed times

The pass report provided by the G/S including information of the pointing error, the signal power transmitted and received, and the status of the reception was also included in the automation so the report was converted into graphs and included in the pass report.

This information proved very useful to distinguish the source of some anomalies affecting the pass execution.



■ Pass and orbit determination emails

**Operational Validation:** All these improvements and procedures were validated, as usual, during the development phase, prior to the launch, especially in the operation simulations.

After the launch in December 18th, some basic features were already tested in the LEOP while others were introduced in the operations during the commissioning (IOC) phase. In particular, the IOC outcome was improved due to the fast validation of the unattended pass execution.

**Manual Activities:** CHEOPS' MOC nominal operations are now in a “turn-off light” level. INTA's operators only review the execution of the operations performed by the automation system and the status of the spacecraft based on the information generated by the automation system. These activities are executed during normal working hours and most of the repetitive tasks are executed by the automation system leaving for the operators just the analysis of the results. Only in the case of non-routine planned operations or contingencies on the control centre or in the satellite, the operators have to attend the passes to react. In those cases, the system reports include useful information to evaluate the criticality of the problem or even identify the faulty component without accessing the MOC. These capabilities combined with the remote access, also ease the contingency manual operations.

With respect to the operation teams, the manual tasks remaining are those executed by the system engineers (with specific and deeper knowledge of the subsystems) while the spacon role, more focused on procedure execution, is covered by the automation system.

**Next Steps:** INTA's operations team is still working on improving the automation level during the passes. The current procedures use limited feedback capability, with checks in the link status before the commanding of pre generated stacks of TCs. However, the capabilities allow higher levels of control. For the redump of TM, for example, the procedure needs to check when one dump has finished before commanding the next one. This kind of procedure is more complex because real time checks have to be preformed and a lot of special cases and contingencies have to be considered until the procedure is robust enough to be used in real operations. Fortunately, CHEOPS mission and all the teams involved are open to explore the possibilities of the automation.

**Conclusion:** CHEOPS mission is very well suited for a deep automation because:

- It has a very hard need of cost reduction
- Short degraded performances in case of failure in operations (in delivery time but also in observation time in serious cases) are acceptable



- The MOC subsystems provided the basic capabilities or can be easily adapted
- The satellite commanding is also compatible with an automated operation
- All the actors involved were open to the automation possibilities

These conditions allowed developing automated operations that proved to be very robust and were very useful during COVID-19 lockout. The current level of automation relies on the system for all routine operations except the review of results of the automated operations and the satellite status evaluation. This allows a very efficient operation of the MOC by the INTA operations team.

Bigger missions may seem more complex to automate, but based on CHEOPS experience:

- If there is a well defined manual operations preparation, the additional effort to prepare and validate the automatic procedures is acceptable
- With a good validation before the real operations few problems can be expected, and most of them would be a problem also in manual operations.
- In low orbit missions it is difficult to get human support during the same pass, although the system reports the anomaly at the beginning of the pass, but it is not impossible.

## References

- [1] W. Benz, C. Broeg, Fortier, A. et al. (2020), Experimental Astronomy, *The CHEOPS mission*.
- [2] C. Corral et al. (2016) Small Satellites Systems and Services Symposium, *CHEOPS: ESA first Small science mission – From mission concept to CDR in 3.5 years*.
- [3] A. Borges, T. Montes, D. Cortes (2015), 10th international symposium of the international Academy of Astronautics, *CHEOPS mission: A low cost platform for science*.
- [4] N. Peccia (2003) 2003, Ground System Architectures Workshop, *SCOS-2000 ESA's Spacecraft Control for the 21st Century*.
- [5] M. A. Molina, et al (2006), Systems Concepts and Integration Symposium, *Framework concept for satellite operations*.
- [6] J. C. Gil (2016), SpaceOps 2016 Conference, *Telecom satellite fleet hassle free operation* .

# Centro de control de la misión Cheops

I. Lora<sup>1</sup>, D. Modrego<sup>2</sup>, N. Rando<sup>3</sup>, R. Southworth<sup>4</sup>, C. Corral<sup>5</sup>, R. Peñataro<sup>6</sup>

<sup>1</sup>INTA-CEIT (lorafo@inta.es)

<sup>2</sup>External consultant at INTA (4510-2.pers\_externo@inta.es)

<sup>3</sup>ESA-ESTEC staff (Nicola.Rando@esa.int)

<sup>4</sup>ESA-ESOC staff (Richard.Southworth@esa.int)

<sup>5</sup>ESA-ESTEC staff (Carlos.Corral.Van.Damme@esa.int)

<sup>6</sup>GMV-Aerospace and Defense (jrpenataro@gmv.es)

**Introducción a la misión:** La misión CHEOPS, lanzada el 18 de Diciembre de 2019, tiene como objetivo la caracterización (principalmente el cálculo del diámetro) de exoplanetas mediante el procesado de medidas de fotometría de alta precisión (método de tránsito) obtenidas desde un satélite en órbita baja.

El sistema se compone de un satélite construido por Airbus Space España (ASE) con un telescopio desarrollado por la universidad de Berna (UBE), un centro de operaciones de la misión (MOC) situado en Centro Espacial del INTA en Torrejón de Ardoz (CEIT), un centro de operaciones científicas (SOC) situado en el observatorio de Ginebra de la universidad de Ginebra (UGE) y varias estaciones de seguimiento proporcionadas por ESA e INTA.

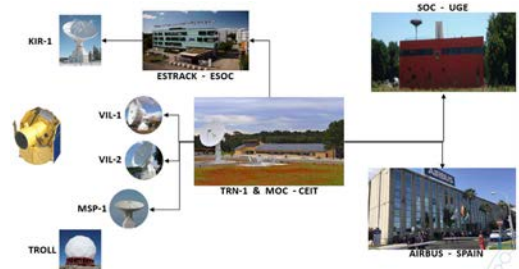
**Requisitos del MOC:** La misión CHEOPS es la primera Small mission de la ESA, por lo que tanto el coste como el tiempo de desarrollo están muy limitados. Este requisito ha impactado de forma muy importante en todos los elementos de la misión y en especial en el desarrollo del MOC que ha tenido que asumir algunas de las limitaciones con las que contaba la plataforma, como la falta de GPS y RANGING. Aunque se trata de una Small mission el MOC ha tenido desde sus inicios especificaciones tan críticas como las de cualquier otra misión de la ESA:

- LEOP: Toda la fase LEOP se debía realizar desde el MOC del CEIT, por lo que tenía que dar soporte al equipo de AIRBUS (responsables de esta fase),

con operaciones 24h y utilización de 4 estaciones terrenas.

- Comissioning: Soporte en el CEIT al equipo de validación del instrumento de UBE y del SOC de UGE durante 3 meses.
- Operación Rutinaria: El MOC operado por el INTA junto con el SOC de UGE deberían asumir el control de todas la operaciones, pero automatizadas en la su mayoría para minimizar los costes de operación.
- Collision Avoidance & Decomissioning: El Centro de Control debería ser capaz de intervenir en menos de 2 horas en caso de aviso de colisión. Además al final de la misión deberá calcular y ejecutar todas las maniobras necesarias para el deorbiting del satélite.

Arquitectura Segmento Terreno CHEOPS: Teniendo en cuenta los requisitos anteriores el MOC debería interactuar con el resto de sistemas del segmento terreno encontrándose en el centro de todas las interfaces.

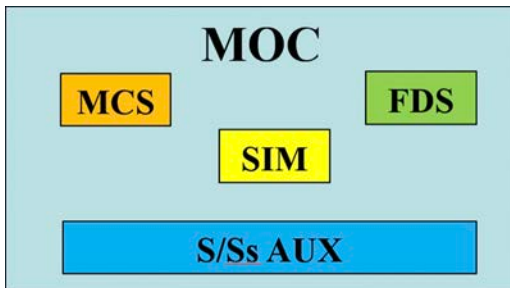


■ Figura-1: Arquitectura Segmento Terreno CHEOPS

**Arquitectura MOC:** El Centro de Control de la Misión es el encargado de monitorizar y comandar todas las operaciones del satélite, fue desarrollado por GMV basándose en los segmentos terrenos de las misiones PAZ e INGENIO del PNOTS (Programa Nacional de Observación de la Tierra por Satélite con sede en el CEIT) y es operado por el INTA.

El MOC está formado por 3 subsistemas principales (MCS, SIM S/C y FDS):

- **MCS (Mission Control System):** Basado en S2K (SCOS2000-ESA), al que se le han añadido componentes para la ingestión de la planificación, el reporte del estado de la misma y la capacidad para comandar y analizar TM desde scripts. Y tiene como funcionalidades principales TM y TC en tiempo real con S/C; Interfaz SLE con G/S (NIS); Procesado y Análisis de TM (Displays, Alarmas, Gráficas, ...); Histórico de Comandos; Ingestión de Planificación del SOC
- **SIM S/C (Simulador del Satélite):** Basado en el SW de la ESA SIMULUS y desarrollado por GMV. Y se usa para Simular S/C-OBSW, Órbita y G/Ss; Validación MOC; Validación de procedimientos; Simulación de Operaciones (Rutine, Contingencia, C-A, LEOP y IOC).
- **FDS (Flight Dynamics System):** Basado en la herramienta de GMV FOCUS-LEO y con las funcionalidades de Determinación Orbital (Doppler 2-Way); Propagación Orbital; Calculo de eventos y generación efemérides (TLE y STDN); Cálculo de Maniobras (C-A y Deorbiting).



■ Figura-2: Arquitectura Centro Control CHEOPS

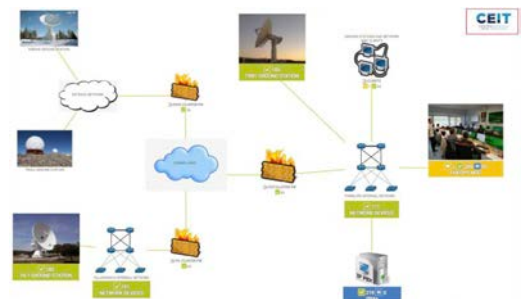
Y 5 subsistemas auxiliares (FP, MOIS, GFTS, N&C y Voice-Loop):

- **FP (FlyPlan – Sistema de Automatización)** desarrollado por GMV y encargado en lanzar de forma programada todos los procesos del MCS y FDS en función de los eventos orbitales, para poder ejecutar todas las actividades de la misión con la mínima intervención del operador.



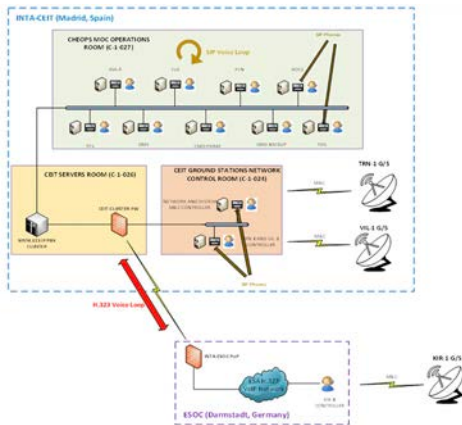
■ Figura-3: Procesos sistema automatización FP

- **MOIS (Manufacturing & OPE Info System - FOPs)** es una aplicación desarrollado por RHEA bajo contrato de la ESA para la generación de todos los FOPs de la misión teniendo en cuenta la BBDD de TM y TC del satélite.
- **GFTS (Generic File Transfer System - FTP)** es una herramienta desarrollada por la ESA para la transferencia de ficheros de forma automática entre los diferentes subsistemas del centro de control. Para ello se deben definir todos los canales de intercambio usando el protocolo FTP.
- **N&C (Network & Coms)** este sistema usa todas las capacidades de los Switches y Firewalls de FORTINET para establecer y controlar todas las comunicaciones interna (LAN) y externas (WAN) del MOC. Además se usa la aplicación SW PRTG para el monitoreo en tiempo real de todas las interfaces, el estado de todos los equipos del MOC, así como los procesos SW críticos de todos los subsistemas.



■ Figura-3: Monitoring PRTG de N&C y S/S del MOC

- VoiceLoop (Sistema de comunicaciones de voz) basado en una solución COTS de VoIP de Innovaphone y configurada por Makenai para poder cumplir con los requisitos de intercomunicación 24h por voz entre el centro de control y los operadores de todas las estaciones para la coordinación de las actividades críticas de la LEOP.



■ Figura-3: Arquitectura VoiceLoop S/S

El Centro de Control de la Misión CHEOPS fue desplegado en 3 plataformas HW con diferentes propósitos:

- Plataforma OPE/Nominal entregada por (4 SVs y 4 Clients) – GMV y formada por 4 servidores (2 nominales y 2 redundantes) donde corrían los S/S MCS-FDS y SIM S/C, y 4 WS clientes con sus funcionalidades intercambiables para tener redundancia en caliente. Además para la LEOP se añadieron otros 5 clientes del MCS para que los responsables del satélite de AIRBUS pudieran monitorizar todos los S/S de vuelo en tiempo real.
- Plataforma REF/Backup proporcionada por la ESA y formada por 2 servidores y 2 clientes, con el doble propósito de servir para las validaciones de AIV de los nuevos desarrollos del MOC y además configurada antes del lanzamiento igual que la plataforma OPE/Nominal para poder usarla como backup en caso de fallo de la principal.
- Plataforma VM/Training configurada por el INTA y que consta de 2 servidores virtuales copia de los operacionales y 2 clientes físicos. Su principal uso

es el del entrenamiento de los operadores y la depuración de todos los procedimientos en paralelo a la validación del MOC.

**Conclusión:** El desarrollo y puesta en funcionamiento del Centro de Control de la Misión CHEOPS se enfrentó con los retos de un bajo presupuesto y corto tiempo de desarrollo, pero con requisitos FULL PERFORMANCE. Esto implicó una gran dificultad para decidir donde recortar y donde asignar los recursos disponibles. Además, fue un gran reto para la ESA, el INTA y la industria española al tratarse de la primera misión de la ESA operada por otra agencia. En la actualidad con la misión ya en operaciones nominales podemos concluir que ha sido un gran éxito de colaboración entre agencias e industria nacional que nos deja preparados para futuros retos.

**Reconocimientos:** Desde el INTA queremos hacer un reconocimiento especial a Nicola Randon y Richard Southworth de la ESA por su buen hacer en la gestión del proyecto.

## Referencias

- [1] W. Benz, C. Broeg, Fortier, A. et al. (2020), Experimental Astronomy, The CHEOPS mission.
- [2] C. Corral et al. (2016) Small Satellites Systems and Services Symposium, *CHEOPS: ESA first Small science mission – From mission concept to CDR in 3.5 years.*
- [3] A. Borges, T. Montes, D. Cortes (2015), 10th international symposium of the international Academy of Astronautics, *CHEOPS mission: A low cost platform for science.*

# Nuevo concepto de telescopio de muones para la prevención de fallos hardware y software en satélites y aeronaves

S. Ayuso<sup>1,3</sup>, J.J. Blanco<sup>1,3</sup>, I. García<sup>2,3</sup>, O. García<sup>2,3</sup>, R. Gómez<sup>1</sup>, I. Vrublevskyy<sup>1</sup> y J. Medina<sup>3</sup>

<sup>1</sup> Departamento de Física y Matemáticas. Space Research Group. UAH (sindulfo.ayuso@edu.uah.es)

<sup>2</sup> Departamento de Automática. Space Research Group. UAH

<sup>3</sup> Monitor de neutrones de Castilla-La Mancha (CaLMa). Space Research Group. Parque Científico y Tecnológico de Castilla-La Mancha

**Introducción:** Las partículas de alta energía producidas por diversos fenómenos solares (fulguraciones, erupciones, eyecciones...), son causantes de parte de las dosis de radiación que reciben los circuitos electrónicos a bordo de satélites y naves espaciales, provocando en muchos casos el bloqueo del software o la destrucción de componentes de circuitos con consecuencias imprevisibles, pudiendo dar lugar incluso a la pérdida de misiones de enorme valor operativo, científico y económico. También son preocupantes las dosis de radiación recibidas por los pasajes de vuelos en elevadas altitudes y latitudes (rutas polares), donde se da una mayor exposición a la radiación debido a la configuración de líneas de campo magnético de la magnetosfera.

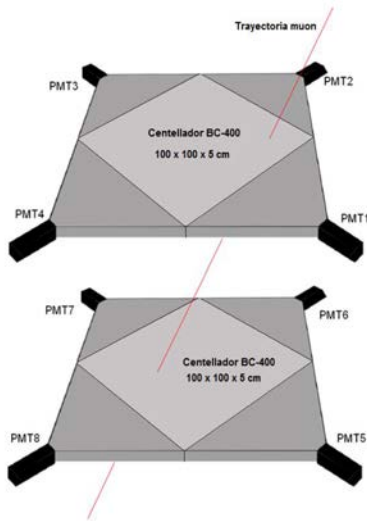
Los rayos cósmicos (RC), compuestos principalmente por iones relativistas (95% protones), interactúan con moléculas en la alta atmósfera produciendo una lluvia de partículas en cascada (rayos cósmicos secundarios). De ellos, los más abundantes que llegan a la superficie terrestre son neutrinos, muones y neutrones [1]. Los RC primarios son modulados por eventos solares, como Eyecciones de Masa Coronal Interplanetarias (ICME) o Shock Waves, antes de llegar a la atmósfera terrestre.

Mediante monitores de neutrones y telescopios de muones pueden detectarse esas modulaciones reflejadas en

los RC secundarios y con ellas predecir, con varias horas de antelación, la llegada a la Tierra de fenómenos como ICME que pueden provocar tormentas magnéticas [2][3]. Estudiando anisotropías de muones, pueden predecirse éstas aún con más antelación [4], debido a que los muones son producidos por RC de energía mayor (unos 50 GeV) que la de los que producen los neutrones (unos 10 GeV) [5], incluso puede conocerse la forma de la nube magnética o su orientación [6]. Para detectar anisotropías se necesitan telescopios de muones, como el de Nagoya (Japón), poco asequibles por su enorme tamaño, peso y coste [7].

En este trabajo se presenta un nuevo concepto de telescopio de muones direccional útil para su aplicación en Space Weather, que denominamos MITO (Muon Impact-Trace Observer), junto con ejemplos de los datos recogidos por el primer prototipo.

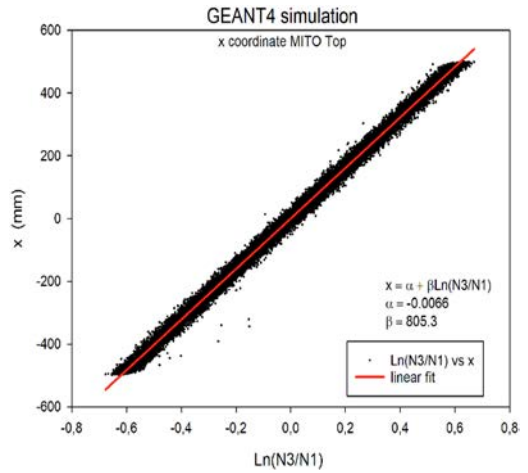
**Diseño:** MITO está diseñado con el fin de registrar flujo y dirección de trayectorias de muones mediante el análisis de la amplitud de los pulsos obtenidos por 8 fotomultiplicadores (PMT) con sus guías de luz piramidales dispuestos en las caras laterales de dos centelladores orgánicos de 1 m<sup>2</sup> tipo BC-400 (St. Gobain) (Fig. 1).



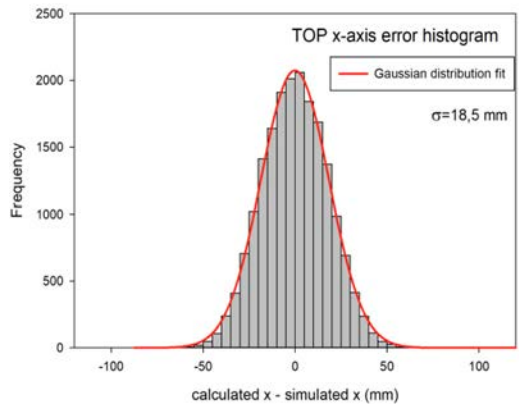
■ Figura 1. Composición del telescopio de muones.

Cuando una partícula cargada atraviesa un centellador deposita una cantidad de energía [8]. Una parte de ella se transforma en luz debido a la sustancia fluorescente de éste [9], llegando a los PMT una parte que se transforma en un impulso eléctrico cuya amplitud guarda relación con la distancia al punto de generación de luz, según veremos. Las señales de los 4 PMTs (de cada centellador) se llevan a un detector de coincidencia y de pico, para identificar y registrar el nivel de amplitud de los 8 pulsos (4 de cada centellador) que corresponden a cada paso de una partícula. El objetivo es encontrar, a partir de los cuatro de cada centellador, una expresión que permita obtener el punto de impacto de la partícula con el centellador con una resolución aceptable. Conocidos los puntos de impacto de ambos centelladores y la distancia que los separa, podemos calcular los ángulos cenital y acimutal de la trayectoria de la partícula.

Con el fin de obtener el algoritmo de cálculo del punto de impacto a partir de las alturas de pulso de los PMT, se realizaron simulaciones con la herramienta GEANT4 del CERN [10].



■ Figura 2. Gráfico de puntos al comparar la coordenada x del punto de impacto con la relación logarítmica del número de fotones que salen por caras opuestas del centellador al pasar cada muon.



■ Figura 3. Distribución de error entre la coordenada original y la calculada con ajuste a la curva de Gauss.

Se lanzaron 20.000 muones con trayectorias isotrópicamente distribuidas y se registró el número de fotones que se generaban y salían por cada una de las caras laterales del centellador, entre otros parámetros. Como puede verse en la Fig. 2, existe una relación clara entre el número de fotones que salen por dos de las caras opuestas de un centellador y la coordenada (eje perpendicular a dichas caras) del punto de impacto. Haciendo el ajuste, se obtiene una recta, con cuya ecuación puede obtenerse dicha coordenada a partir del alto de pulso generado por los PMT correspondientes. Esto se debe

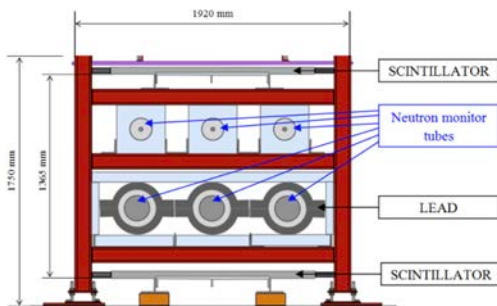


a que estos pulsos son proporcionales al número de fotones que llegan a su cátodo, el cual también se considera proporcional al número de fotones que salen por la cara debido a la reflexión lambertiana que se produce en las paredes de la guía de luz. Un resultado similar se obtiene para la coordenada “y” con las otras dos caras opuestas. Una vez obtenidas las coordenadas de impacto en los dos centelladores, se obtiene la trayectoria por simple cálculo trigonométrico.

Al calcular el error entre la coordenada “x” real del punto de impacto generado en la simulación y la que se obtiene aplicando la ecuación de la recta de ajuste de la Fig. 2, se obtiene la distribución de la Fig. 3. Ésta se puede ajustar a una gaussiana cuya desviación típica indica que, con los datos calculados, todas las trayectorias pasan por un área de 11 cm de diámetro ( $\pm 3\sigma$ ) con un 99% de probabilidad.

**Implementación:** El Observatorio de Rayos Cósmicos Antártico (ORCA), que actualmente opera en la Base Juan Carlos I, situada en la isla antártica de Livingston, está compuesto por un monitor de neutrones (NEMO) y el primer prototipo de MITO, los cuales comparten estructura (Fig. 4). Todo ello montado dentro de un contenedor estándar de 20 pies.

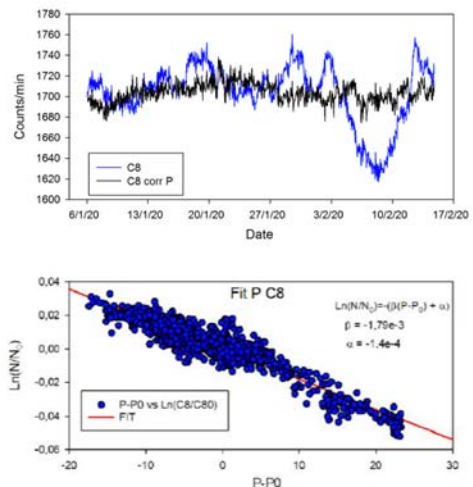
Los dos conjuntos de centelladores con sus guías y PMT están colocados dicha estructura metálica (Fig. 4), separados 136,5 cm. Entre ellos se sitúa el monitor de neutrones (NEMO), el cual dispone de una estructura de plomo de 10 cm de grosor, que realiza una labor de filtro para MITO, impidiendo el paso de partículas cargadas poco energéticas que podrían confundirse con muones.



■ Figura 4. Estructura de ORCA con los elementos del telescopio de muones y el monitor de neutrones.

Los pulsos generados por los PMTs son amplificados y distribuidos a los dos módulos electrónicos de los que se compone el sistema. Uno analógico (SAS), que obtiene flujo de muones con cuatro canales de coincidencia configurables y otro digital (ARACNE), que muestrea y registra los pulsos recibidos para su análisis posterior. Cada uno de ellos dispone de una tarjeta procesadora de bajo coste para tratamiento y registro de datos que puede comunicarse remotamente mediante conexión en red.

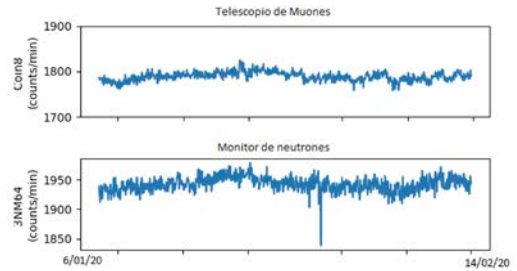
**Datos preliminares:** MITO se encuentra tomando datos de flujo de muones en la Antártida desde enero de 2019. En la Fig. 5 se muestra un ejemplo de dichos datos de flujo tomados entre el 6 de enero y el 14 de febrero de 2020. Se representan los datos brutos (línea de color) y los datos obtenidos tras aplicar la corrección por las desviaciones debidas al efecto de la presión atmosférica (línea negra). En este caso se ha tomado el canal de coincidencia de los ocho PMT, es decir cuando se ha detectado un muon pasando a través de los dos centelladores. El telescopio registra también los datos de coincidencias a cuatro de cada uno de los centelladores.



■ Figura 5. Arriba, el flujo de muones en azul. En negro, el mismo flujo con la corrección por la influencia de la presión atmosférica. Abajo distribución de puntos y ajuste para el cálculo de la corrección de presión.

El gráfico de la parte inferior de la Fig. 5 muestra la distribución de puntos para el ajuste de las desviaciones de flujo debidas a las variaciones de presión atmosférica [11]. En abscisas la diferencia entre la presión de cada momento con la media de todo el periodo y en ordenadas se presenta el logaritmo neperiano de la relación entre número de cuentas y la media de cuentas del periodo. Del ajuste lineal, se obtienen los coeficiente de la recta que luego se aplica para la corrección del número de cuentas medido. Puede observarse que la línea negra tiene pocas variaciones, lo cual es debido a que durante ese periodo no hubo eventos solares relevantes. Eso se confirma con el flujo de neutrones, medido por NEMO, que se representa en la Fig 6, el cual guarda gran similitud con el flujo de muones

**Conclusiones:** El telescopio de muones que se presenta en este trabajo puede obtener, no sólo información del flujo de muones, sino de su distribución direccional dentro del campo visual del detector. Con las simulaciones preliminares realizadas con GEANT4 se consigue una configuración inicial, fácil de implementar, que consigue prestaciones similares a las de telescopios existentes de mayor coste, peso y volumen. El primer prototipo se encuentra instalado en la Antártida, donde se están obteniendo datos muy preliminares en consonancia con lo esperado. Se espera en un futuro poder poner datos útiles a disposición de la comunidad científica, sobre todo en el campo de Space Weather, que pueden ser de gran utilidad para la prevención de incidencias en sistemas espaciales. Como líneas de investigación a futuro, se continúan los trabajos experimentales y de simulación para mejorar la resolución angular y el algoritmo de cálculo mediante la variación en la disposición de PMTs o la disposición y características de las guías de luz.



■ Figura 6. Flujo corregido en presión. Arriba de muones y abajo de neutrones.

**Reconocimientos:** Proyecto CTM2016-77325- C2-1-P financiado por el Ministerio de Economía y Competitividad y por el Fondo Europeo de Desarrollo Regional (FEDER).

## Referencias

- [1] Tanabashi M. K. et al. (2018) *Phys. Rev. D.* 98, 030.001
- [2] Cane H. V. et al. (2000) *GRL*, 27, 3591–3594.
- [3] Blanco et al. (2013) *Sol. Phys.* 284, 167-168.
- [4] Leerunnavarat K. D. et al. (2003) *Astrophys. J.* 593, 587-596.
- [5] Duldig M. (2000) *Space Science Reviews.* 93, 207-226. LPS XXVII, 1344–1345.
- [6] Kuwabara T. et al. (2009) *J. Geophys. Res.* 114, A05109.
- [7] Mendonça R. R. S. et al. (2019) *J. Geophys. Res.: Space Phys.* 124, 9791-9813.
- [8] Bethe, H. A. (1930). *Ann Phys.* 5, 325. Groom, D. E. et al. *Atomic Data and Nuclear Data Tables*, 78(2), 183-356.
- [9] Agostinelli, S., et al. (2003). *Nucl Instrum Methods Phys Res A*, 506, 250-303.
- [10] Paschalis P. H. et al. (2013) *New Astronomy*, 19, 10-18.

# Tendencias actuales y futuras en control térmico espacial

D. Orgaz<sup>1</sup>

<sup>1</sup> Madrid Space, d.orgaz@madridspace.eu

**Introducción:** La ponencia pretende proporcionar una breve introducción al control térmico espacial, aclarar de dónde se derivan las necesidades del mismo, y por último hacer un repaso acerca de las tendencias en control térmico a nivel europeo, teniendo en cuenta en particular las aportaciones de las empresas españolas.



■ Rosetta spacecraft (Fuente: ESA)

**Definición y necesidades de control térmico espacial:** El control térmico espacial es fundamentalmente un proceso de gestión de la energía en el que el calentamiento debido al entorno juega un papel fundamental. En órbita terrestre, el balance energético en un satélite se ve afectado no sólo por la radiación solar recibida de manera directa, si no por la reflejada (albedo) y emitida por la Tierra (albedo). Las necesidades de control térmico espacial vienen fundamentalmente dictadas por el tipo de misión a abordar: misiones científicas, de observación de la Tierra, de exploración interplanetaria o de telecomunicaciones tienen en general unas necesidades de control térmico significativamente diferentes

que hay que tratar obviamente de manera particular. La Agencia Espacial Europea (ESA, por sus siglas en inglés) prepara y actualiza con cierta periodicidad un roadmap en el que muestra las tendencias en control térmico espacial que identifica como necesarias y que pretende promover a nivel europeo. Los puntos que se mencionan a continuación han sido fundamentalmente extraídos de [1]:

**Roadmap criogénico:** se tratan las tendencias en radiadores de cara a incrementar su emisividad a bajas temperaturas, así como desarrollar baffles ligeros y desplegados. Se trata también el almacenamiento criogénico para posibilitar pequeñas misiones y desarrollar arquitecturas *Zero Boil-off*. Se menciona la necesidad de desarrollar capacidades europeas para fabricar enfriadores termo-eléctricos. Se trata asimismo el enfriamiento activo entre 30 y 150K con *Stirling coolers*, *pulse tube coolers* y *multi-stage coolers*. Para el enfriamiento sub-Kelvin, se mencionan los mini ADR (*Adiabatic Demagnetisation Refrigerator*), capaces de enfriar hasta los 50mK.

**Roadmap de recubrimientos:** se tratan los recubrimientos con emisividad variable basados en coatings termocrómicos o electrocrómicos, los recubrimientos blancos y negros, la reducción del coste y mejora de la durabilidad del recubrimiento en condiciones extremas (altas temperaturas, temperaturas criogénicas, radiación), nuevos y mejorados *OSRs* (por ejemplo *OSR* flexibles para radiadores doblados), la texturización de superficies como alternativa a recubrimientos de control térmico, las superficies estructuradas de alta emisividad para radiadores criogénicos, y la customi-

zación de recubrimientos para un  $\alpha/\epsilon$  ratio especificado basados en requisitos de control térmico

**Roadmap de productos térmicos:** se tratan productos de Protección térmica para entrada atmosférica, como el desarrollo de carbono-carbono o *High Density Carbon Phenolic TPS* para entrada a alta velocidad. Asimismo, se tratan productos que proporcionan aislamiento, como *MLI* para aislamiento atmosférico, y desarrollos en capacitores térmicos, radiadores libres de polvo, thermal straps desarrolladas en grafeno y “*Smart heaters*” auto regulables.

**Roadmap de doble fase:** se recoge el desarrollo de *loops* de doble fase capilares y mecánicos para sistemas de alta potencia, el desarrollo y demostración en vuelo de *loops* de doble fase miniaturizados para satélites pequeños y cubesats, el desarrollo, cualificació

e implementación de enfriamiento de unidades electrónicas usando equipamiento de doble fase, reducir la complejidad de integrar y testear equipamiento de doble fase, reducción del coste del equipamiento de doble fase, desarrollo de equipamiento criogénico de doble fase, el desarrollo de equipamiento de doble fase para estructuras que requieren alta estabilidad, el desarrollo de herramientas para el diseño y modelado de equipamiento de doble fase, y por último el desarrollo de *heat pump systems* para satélites de telecomunicaciones de alta potencia. Son relevantes los esfuerzos de las empresas españolas en el desarrollo de tecnología de doble fase.

## Referencias

[1] Lapensée, S (2018), *ESA Missions and Thermal Technology Development Update*

# Sondas miniaturizadas para la exploración de Marte

## I. Arruego<sup>1</sup> y los equipos MiniPINS y MarsConnect

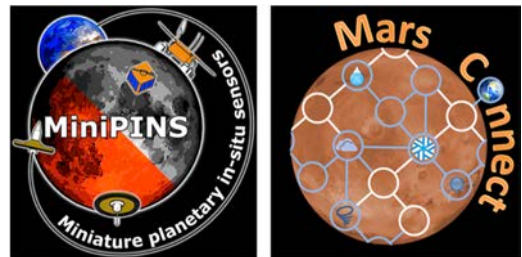
<sup>1</sup> Departamento de Cargas Útiles y Ciencias del Espacio, INTA

**Introducción:** Las Áreas de ingeniería de Sensores Espaciales y de Tecnologías de Carga Útil del INTA, desarrollan desde 2019 dos actividades (Fig. 1) dedicadas al desarrollo de pequeñas sondas instrumentizadas para la exploración de Marte.

La primera de ellas se lleva a cabo bajo un *Technology Research Program* de la ESA [1] junto al Instituto Meteorológico Finlandés (FMI) y otras instituciones españolas (empresa AVS, CAB, IMDEA-Nanociencia, IMSE/US y UPC) y se denomina MiniPINS (Miniature Planetary IN-situ Sensors). Este proyecto contiene dos partes. La primera, denominada MINS (Martian In-situ Sensors), está destinada a desarrollar un penetrador de 25 kg con unos 4.5 kg de carga útil que podrá incluir sensores para estudios ambientales y atmosféricos, sísmicos, químicos o magnéticos, así como cámaras o acelerómetros de ingeniería. La segunda (LINS), es un paquete de sensores de unos 7 kg que sería depositado en la Luna por un futuro Rover europeo. MINS aprovechará en cierta medida la herencia de otro penetrador desarrollado hace más de una década junto a IKI y Lavochkin (Rusia), denominado MetNet [2]. Esta sonda permitirá cierta capacidad de penetración, de entre 0.5 y 2 metros, y hará uso de un sistema de entrada, descenso y aterrizaje (EDL) basado en dos elementos inflables: un escudo térmico que se despliega antes de la entrada en la atmósfera y un estabilizador y elemento de aerofrenado desplegado a unos 6-10 km de altura..

La segunda será una sonda más pequeña, de menos de 10 kg, desarrollada mediante un programa interno del INTA denominado MarsConnect e inspirada en las Deep Space probes (DS-2) de NASA lanzadas a Marte

en 1999 junto a Mars Polar Lander [3]. Este segundo desarrollo busca simplificar al máximo el sistema de EDL, limitándolo al necesario *aeroshell* con el escudo térmico, en este caso rígido, y empleando un diseño del cono de entrada y una distribución de masas que garanticen su estabilidad durante el descenso.



■ Fig. 1. Logos de MiniPINS y MarsConnect: dos aproximaciones a las redes de estaciones ambientales en Marte.

Las dos sondas deberán soportar perfiles de choque muy elevados para sobrevivir al impacto a velocidades de hasta 80 y 180 m/s respectivamente, y sobrevivir al menos a un año marciano contando con el adecuado diseño térmico y eléctrico que garantice la suficiente disponibilidad de energía, para sobrevivir a las noches marcianas.

El objetivo último de ambos tipos de sonda es permitir el despliegue de redes de sensores en el planeta mediante lanzamientos múltiples, cuestión fundamental para posibilitar un salto cualitativo en la ciencia atmosférica en Marte

**Aproximación del sistema EDL:** ambos conceptos se diferencian fundamentalmente en la aproximación

adoptada para el sistema de *Entry, Descent and Landing* (EDL), lo que en última instancia deriva en una gran diferencia de masa a favor de MarsConnect (en términos de miniaturización), que a cambio impactará a una velocidad considerablemente mayor.

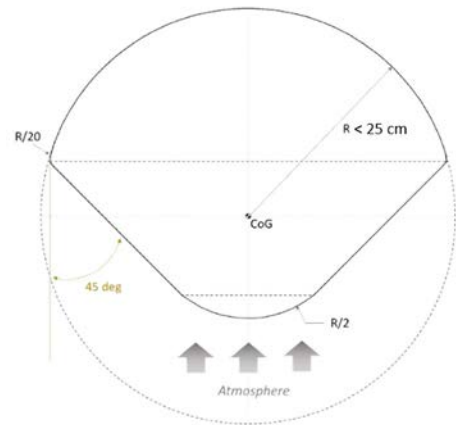
MINS hereda el sistema de EDL de la misión MetNet (Fig. 2), un penetrador desarrollado hace más de una década, que debiera haber viajado a Marte con la magrada misión rusa Phobos Grunt, en 2011. A su vez, MetNet heredaba conceptualmente el EDL de Mars 96, y en definitiva se basa en dos elementos inflables un HIBU (*Hypersonic Inflatable Braking Unit*), primer elemento de frenado que es además el escudo térmico de la sonda, y un TIBU (*Transonic IBU*) que es un cono de tensión para frenado y estabilización durante los últimos kilómetros del descenso. El primero se despliega poco antes de la entrada en la atmósfera marciana, en tanto que el segundo lo hace una vez la velocidad ha descendido en torno a Mach 1. Inmediatamente después se eyecta el HIBU, mientras que el TIBU acompaña al penetrador hasta su impacto. La velocidad de impacto se estima en torno a 60-80 m/s.



■ Fig. 2. Elementos inflables de MetNet, reutilizados en MINS, durante ensayos de despliegue (TIBU) y suelta (HIBU).

Por su parte, las microsondas MarsConnect parten del mismo concepto que las DS2: una *aeroshell* rígido que aporta la necesaria protección térmica, si bien menor frenado, y que acompaña al penetrador durante todo el descenso, momento en que se parte, no sobreviviendo al impacto (Fig. 3). No obstante, la posibilidad de eyectar parte del mismo una vez se ha superado el punto de mayor flujo de calor, se está considerando como forma de reducir la relación masa/área y disminuir así la velocidad final de impacto, estimada entre 120 y 180 m/s. En este caso se trataría de un cono de bajo ángulo (en torno a 45°) lo que, junto con una localización adecuada

del centro de gravedad, y un *backshell* hemisférico, dotarían a la cápsula de una estabilidad y capacidad de autoorientarse [4] que permiten prescindir de cualquier otro elemento para ayuda al descenso, minimizando al máximo la masa.



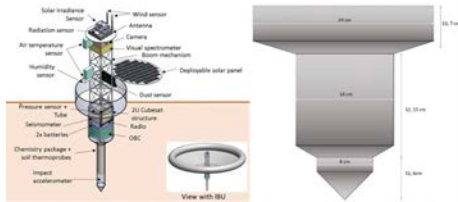
■ Fig. 3. Geometría preliminar del aeroshell de las sondas Marsconnect.

El escudo térmico de la sonda MINS contiene una parte frontal rígida en torno a la que se despliega la parte inflable. La masa total de este HIBU más escudo térmico será de unos 6.8 kg, de los que aproximadamente 2.5 kg corresponden al frontal rígido. El TIBU tendrá una masa de aproximadamente 1.2 kg, y los pirotécnicos empleados algo más de 600 g. En total, unos 8.6 kg de sistema EDL. Por su parte, se pretende limitar el aeroshell completo de las sondas MarsConnect a 2.5 kg, con un diámetro inferior al medio metro, frente al metro del HIBU de MINS.

**Estructura e impacto:** Ambos penetradores tendrán a priori un diseño similar, salvando las diferencias en dimensiones, constituido por tres secciones (Fig. 4). La primera sección será más esbelta, de reducido diámetro, y su propósito es facilitar una mínima penetración incluso en suelos muy duros. La segunda sección, de mayor diámetro, albergará la electrónica de plataforma (computador, tarjeta de interfaz con sensores, unidad de potencia, radio) así como la batería, que irá aislada térmicamente y contará con *heaters* (el resto de equipos, según necesidad). Por último, una tercera sección de mucho mayor diámetro llamada "*stopper*", garantizará



que la sonda no penetre demasiado en el caso de suelos blandos y pueda quedar enterrada. Esta última sección dará cobijo a los sensores, eminentemente ambientales, que quedarán expuestos a la atmósfera marciana tras la apertura de una cubierta que contendrá células solares en su cara interna. La aproximación de partida es que estos sensores sean capaces de operar en las temperaturas marcianas sin necesidad de calentamiento, tal como lo hacen ya todos los desarrollados antes para MetNet, ExoMars 2016 y 2022, y Mars 2020 [5].



■ Fig. 4. Distribución preliminar de equipos en MINS (izquierda) y dimensiones aproximadas de Mars-Connect.

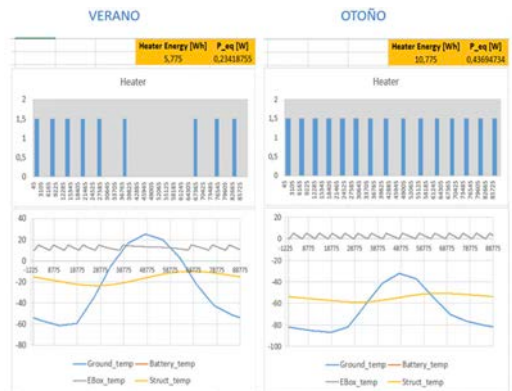
En el caso de MINS, la primera sección puede ser hueca, conteniendo varios sensores incluido un paquete de sensores químicos. En MarsConnect, la aproximación inicial es hacerla sólida para aumentar su masa y desplazar el centro de gravedad de la sonda completa hacia su morro, ayudando a la estabilidad de la misma durante el descenso.

Unas primeras simulaciones simplificadas de la profundidad de penetración para las sondas Mars-Connect, arrojan profundidades de entre 12 y 30 cm para velocidades de impacto desde 120 a 180 m/s y durezas de suelo entre S=3 y S=8, con S el Soil Number definido en [6]. Los perfiles de deceleración alcanzarían valores de hasta 12000 g de pico, con poco más de 1.5 ms de duración, para suelos duros, y unos 5000 g y 3 ms para suelos blandos. En MINS se espera que los picos de aceleración se limiten a unos 500 g si se hace uso de un sistema de absorción de choque similar al ya empleado en MetNet [2].

Para poder caracterizar de manera experimental los perfiles de deceleración esperables, se planea poner en marcha una instalación basada en un cañón de aire comprimido y un target que pueda ser llenado con diferentes combinaciones de planchas de cemento y tierra para simular suelos de diferente dureza. Para ensayar la resistencia al impacto de los equipos electrónicos, se

viene empleando ya el mismo cañón de aire, si bien en este caso los equipos se disparan dentro de unas balas de material blando (habitualmente *porespan*), contra una “tapa” de acero acoplada a la boca del cañón.

**Energía y control térmico:** Tomando como punto de partida datos de la *Mars Climate DataBase* [7], se han analizado las temperaturas del suelo y la atmósfera, así como el flujo solar en superficie, para todas las horas y días del año de un conjunto de *landing sites* de referencia, en todo el rango de latitudes. A partir de allí, se ha estimado el consumo eléctrico necesario para calentar por encima de cierta temperatura objetivo (variable con la época del año) un pequeño compartimiento caliente capaz de contener al menos la batería y una mínima electrónica (Fig. 5). A continuación, y tomando datos reales de células solares con *heritage* en ExoMars, *Electronic Power Systems* (EPS) procedentes del mercado Cubesat, y computadores de a bordo (OBC) diseñados con anterioridad para diferentes misiones LEO o marcianas, se ha dimensionado una superficie mínima de paneles solares y capacidad de baterías, suficientes para permitir la operación de los mencionados heaters y equipos electrónicos. Se ha realizado suponiendo un modo de supervivencia de ultrabajo consumo para dichos equipos, que marca la energía mínima necesaria para sobrevivir al peor día. Sobre ello, se ha fijado como objetivo poder operar al menos un 10% del tiempo un conjunto de sensores que consumiese 2W.



■ Fig. 5. Ejemplo de cálculos térmicos y de necesidad de energía para calentamiento de la batería.

En todos estos cálculos, se han introducido factores de degradación de la potencia generada por paneles

solares, debidos a la acumulación de polvo, envejecimiento y radiación, de hasta un 40%. Adicionalmente, se han impuesto límites razonables a las dimensiones de los paneles para facilitar su acomodación y acotar su masa. En el caso de MINS, se ha limitado a 1500 cm<sup>2</sup> de superficie, y las latitudes admisibles a 45°. En MarsConnect, a 500 cm<sup>2</sup> y latitudes de 30°. Se trabaja con IMDEA Nanociencia en la calificación de células solares flexibles que en el futuro permitirán aumentar la capacidad de generación eléctrica. Para misiones polares, no obstante, se considera que el uso de *Radioisotope Heating Units* (RHU) sería inevitable para sobrevivir al invierno. Europa desarrolla actualmente un RHU de 3W (térmicos) y 200 g de masa que se espera esté disponible a mediados de la próxima década [8].

**Sensores Científicos** Se ha realizado una selección preliminar de sensores de carácter ambiental, químico, medida de la deceleración en el impacto, y cámara panorámica (Fig. 6). Para ello se ha realizado un estudio de los sensores miniaturizados disponibles con un mínimo TRL (*Technology Readiness Level*), procedentes de otras misiones.



■ Fig. 6. Algunos de los sensores preseleccionados.

En muchos casos, y salvo algunos sensores ya ensayados para MetNet y empleados también en otras misiones marcianas, el TRL sería 9 salvo por la falta de los necesarios test de impacto. En algunos casos se trata de desarrollos de menor madurez que aún requieren un proceso de desarrollo mayor.

## Referencias

- [1] ESA-TRP-TECMPA-SOW-013012 (2019). [2] A.-M. Harri et al. (2017), *Geosci. Instrum. Method. Data Syst.*, 6, 103–124. [3] Suzanne Smrekar et al. (1999), *J. Geoph. Res.*, vol. 104, E11, 27,013-27,030. [4] E. Slimko, G. L. Winchenbach, and Y. M. Lipnitsky (1996), in *Proc. 15th AIAA Applied Aerodynamics Conf.* [5] I. Arruego et al. (2018), in *Proc. 15th Internat. Planet. Probe Workshop.* [6] C.W. Young, (1997), SAND97-2426 Contractor Report. [7] <http://www.mars.lmd.jussieu.fr/mars/access.html>. [8] R. Ambrosi et al. (2019) *Space Sci. Rev.* 215:55.

# Instrumentación miniaturizada para la exploración de marte en superficie

Javier Martínez Oter<sup>1</sup>

<sup>1</sup>Departamento de Cargas Útiles y Ciencias del Espacio, Área de Ingeniería de Sensores, INTA-Consultor ISDEFE, (cu4070\_5.pers\_externo@inta.es)

**Introducción:** Durante más de una década, el Área de ingeniería de Sensores Espaciales (AISE) del INTA, ha centrado su actividad en el desarrollo de cargas útiles enfocadas a la exploración del planeta Marte, particularmente con el propósito de entender el comportamiento y la dinámica de su atmósfera, logrando estar presente en algunas de las misiones más importantes de los últimos tiempos.



## ■ Sensores para la exploración de Marte en superficie

**Mars MetNet:** El objetivo principal de esta misión [1] es permitir el despliegue de una red de estaciones meteorológicas sobre la superficie de Marte, con el fin de obtener una gran variedad de observaciones simultáneas en varios lugares del planeta.

En esta misión, AISE desarrolló tres sensores: un Sensor Magnético, un Radiómetro, y un Sensor de Polvo.

**ExoMars 2016:** DREAMS (Dust characterisation, Risk assessment, and Environment Analyser on the Martian

Surface) [2] fue la principal carga útil científica del EDM, el módulo de descenso de la misión ExoMars 2016, llamado Schiaparelli.

AISE desarrollo para esta misión un Sensor de Irradiancia Solar, DREAMS-SIS [3], capaz de medir la cantidad de radiación solar recibida en superficie en diferentes bandas espectrales, desde el ultravioleta (UV) hasta el infrarrojo (IR).

**ExoMars 2020:** En esta segunda parte de la misión ExoMars, AISE participa con 3 instrumentos: un radiómetro solar (SIS'20) [4], que junto a sus detectores espectrales incorpora como novedad un microespectrómetro, un sensor de polvo (DS'20) [5] destinado a medir la concentración y tamaño de las partículas de polvo en suspensión, y un nefelómetro miniaturizado (MicroMED) [6] destinado a contar partículas de polvo en suspensión y medir su tamaño.

Los dos primeros sensores forman el denominado "Radiation and Dust Sensors for METEO package" (RDM), integrado en la estación ambiental METEO, mientras que MicroMED está incluido en el paquete "Dust Complex". Ambos embarcados en la Plataforma de Superficie de Exomars 2020 [7].

**Mars 2020:** En esta misión, AISE participa con el radiómetro "Radiation and Dust Sensor" (RDS) [8]. Dicho sensor incorpora un elevado número de canales de medida en diferentes bandas y direcciones de apuntamiento, e integra una CCD orientada al cenit (SkyCAM).

El instrumento RDS se encuentra integrado en la estación meteorológica MEDA (Mars Environmental Dynamics Analyzer) del Rover Mars 2020 de NASA/JPL.

Objetivos Científicos y Tecnológicos: De manera general, los objetivos científicos de este tipo de misiones serán:

- Exploración de la atmósfera de Marte a través de la irradiancia solar.
- Profundidad Óptica y perfil vertical de los aerosoles (Aerosol Optical Depth - AOD).
- Función de dispersión de fase.
- Detección y caracterización de nubes.
- Medida de la variación relativa de la concentración de ozono.
- Caracterización del Espectro Solar "in Situ".
- Medida del brillo del cielo en relación a la posición del Sol.
- Concentración de polvo y su opacidad.

Todos los instrumentos han sido desarrollados bajo unos estrictos requisitos de diseño en cuenta a: Miniaturización, diseño de ultra bajo consumo, alta funcionalidad, autonomía, radiación, condiciones ambientales (50°C a -120°C), ensayos de vibración y vacío térmico, uso de COTS (Commercial Of The Shelf). Si bien, cada uno de ellos presentará algún factor de diferenciación, con respecto al número de canales, orientaciones, o por ejemplo, el bus de comunicaciones óptico que integra MetSIS.

Destacar el grado de miniaturización conseguido manteniendo la funcionalidad y reproducibilidad de modelos, disminuyendo en gran medida el riesgo de fallo y tiempo de integración del instrumento.



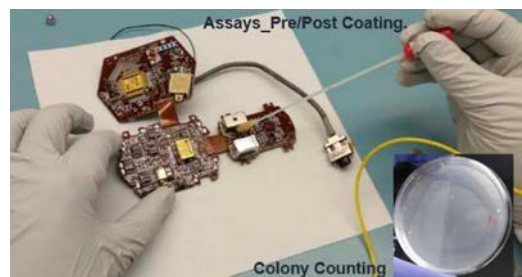
■ Detalle de integración de las tarjetas de MetSIS y SIS'20.

Siendo conscientes que el mercado de componentes RadHard es mucho más reducido que el comercial y

sabiendo de las ventajas del uso de COTS en espacio, con respecto, al aumento de las prestaciones, disminución del coste, menor complejidad, disminución de consumo, peso y tamaño, un gran número de componentes COTS han sido utilizados en el diseño de los instrumentos.

Si bien, con el fin de aumentar la fiabilidad y disminuir el grado de mortalidad infantil, han sido sometidos a campañas de screening y calificación así como a diferentes ensayos en temperatura y radiación. Destacando el test de "Packages Qualification and Verification" (PQV), realizado en el marco de RDS, durante el cual se testaron diferentes tipos de componentes electrónicos y optoelectrónicos, procesos de montaje y soldadura, pegamentos y siliconas, en un rango de temperatura de 40°C a -130°C, simulando un tiempo de misión de 4 años y medio.

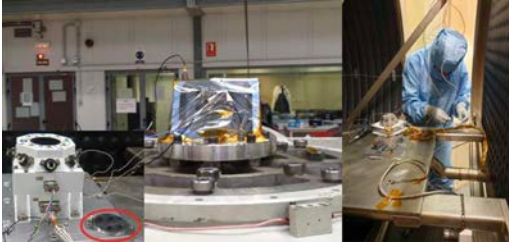
Integración y campañas ambientales: Todos los sensores han sido integrados en una sala limpia ISO-5, siguiendo los requisitos de protección planetaria exigidos por sus respectivos proyectos. Destacar las pruebas bacteriológicas, de último acceso, durante cada una de las fases de integración, realizando el recuento de colonias bacterianas después de 24, 48 y 72 horas.



■ Detalle del test bacteriológico Post-Coating-SIS'20.

De la misma manera, dichos requisitos también han sido aplicados durante las campañas ambientales de calificación y aceptación (ensayos de vibración, choque, ciclado térmico y vacío térmico), campañas que han validado la operatividad de las unidades bajo los requisitos de cada uno de los proyectos, finalizando con la calibración de los mismos, antes de la entrega.





■ Campaña de ensayos ambientales.



■ Campaña de Calibración – SIS'20 y RDS.

La filosofía de modelos planteada para los diferentes sensores, ha originado el desarrollo de siete modelos por instrumento; la siguiente figura presenta como ejemplo los diferentes modelos desarrollados para RDM-SIS'20.



■ Filosofía de modelos del sensor RDM-SIS'20.

Aunque no está reflejado en la figura anterior, el séptimo modelo desarrollado ha sido el modelo de campo. Este modelo es el que se utilizará en las diferentes campañas terrestres, similares a las ya realizadas, como por ejemplo, en Merzouga (MetSIS y DREAMS-SIS) y Arenosillo (RDS y SIS20).



■ Campaña de Campo – Merzouga y Arenosillo.

## Referencias

- [1] H. Guerrero et al. EGU 2010. Geophysical Research Abstracts Vol. 12, EGU2010-13330, 2010.
- [2] Esposito F. et al., Space Sci. Rev.(2018) 214:103.
- [3] I. Arruego et al. DREAMS-SIS. Advances in Space Research 60 (2017) 103-120.
- [4] I. Arruego et al. Europlanet 2017. Saariselkä. Fidlandia.
- [5] A. Russu et al. Europlanet 2019. Saariselkä. Fidlandia. [6] D. Scaccabarozzi et al. IEEE MetroAeroSpace proceedings. 2019. [7] D. Rodionov et al. Sixth International Workshop on the Mars Atmosphere: Modelling and Observations. 2017. Granada. Spain. [8] V. Apéstigue et al. EPSC 2015. Nantes. France.

# MEDA Radiation and Dust Sensor para MARS2020

V. Apéstigue<sup>2</sup>, I. Arruego<sup>1</sup>, A. Gonzalo<sup>1</sup>, J. R. de Mingo<sup>1</sup>, J.J. Jiménez<sup>1</sup>, M. González-Guerrero<sup>2</sup>, J. Martínez-Oter<sup>2</sup>, A. Martín-Ortega<sup>2</sup>, L. Bastide<sup>2</sup>, J. Rivas<sup>1</sup>, E. García-Menéndez<sup>1</sup>, N. Andrés-Santiuste<sup>2</sup>, R. L. Heredero<sup>1</sup>, F. Serrano<sup>1</sup>, J. Manzano<sup>1</sup>, S. Montalvo<sup>1</sup>, D. Toledo<sup>1</sup>, M. Yela<sup>1</sup>, M. A. Alcacera<sup>1</sup>, J.A. Fdez. Viguri<sup>1</sup>, I. Catalán<sup>2</sup>, M. Álvarez<sup>1</sup>, P. Manzano<sup>2</sup>, J. C. del Hoyo Gordillo<sup>1</sup>, S. Martín-Iglesias<sup>1</sup>, M. Smith<sup>6</sup>, J. Boland<sup>3</sup>, M. Lemon<sup>4</sup>, M. de la Torre<sup>3</sup>, D. Viudez<sup>1</sup>, A. Sainz<sup>5</sup>, R. Urqui<sup>2</sup>, J.A. Rodríguez-Manfredi<sup>1</sup>

<sup>1</sup>Instituto Nacional de Técnica Aeroespacial (INTA). Torrejón de Ardoz. Madrid. España.

<sup>2</sup>Ingeniería de Sistemas para la Defensa de España (ISDEFE), consultor en INTA. Madrid. España

<sup>3</sup>Jet Propulsion Laboratory (JPL). NASA. Pasadena. California.

<sup>4</sup>Space Science Institute, College Station, TX, USA.

<sup>5</sup>Consejo Superior de Investigaciones Científicas (CSIC). Madrid. España

<sup>6</sup>Goddard Space Flight Center NASA. Maryland. USA

**Introducción:** El Área de Ingeniería de Sensores Espaciales del INTA ha desarrollado el sensor *Radiation and Dust Sensor* – RDS [1] que se integra en la carga útil española *Mars Environmental Dynamic Analyzer* – MEDA [2], liderada por el Centro de Astrobiología (CAB) que forma parte del rover de NASA *Perseverance* de la misión Mars2020.

Una vez entregado, el sensor fue integrado en el rover y superó las distintas pruebas de validación en el vehículo. En Julio de 2020 se produjo el lanzamiento de la aeronave que llegará a Marte a mediados de febrero de 2021.

**Objetivos científicos:** MEDA es la estación meteorológica más avanzada que aterrizará en Marte después de REMs [3] y TWINS [4]. Dispone de distintos sensores que miden los principales parámetros atmosféricos como la velocidad y dirección del viento (Wind Sensors), la temperatura del suelo (TIRS), presión y humedad (MEDA-P y H), temperatura del aire (TIRS), así como un radiómetro para medir la radiación del sol recibida en superficie (RDS)

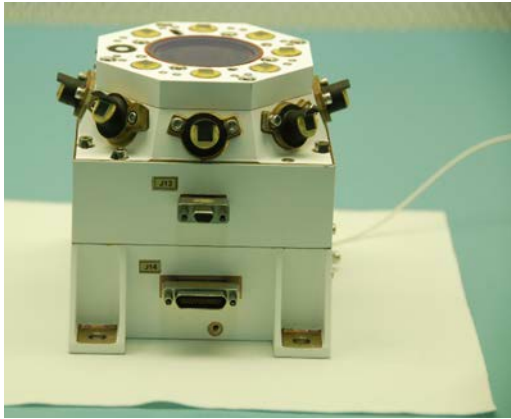
Esta medida multiespectral de la radiación solar permite estimar uno de los factores más determinantes dentro de la dinámica atmosférica del planeta y es la

presencia de polvo en suspensión. En la tenue atmósfera de Marte, el polvo, que puede llegar a cubrir todo el planeta en las grandes tormentas globales, actúa como modulador del balance radiativo de Marte siendo además el elemento necesario para la nucleación de nubes y brumas.

Su estudio es por tanto fundamental para entender el presente y pasado del clima del Marte, así como será clave para las futuras misiones tripuladas, ya que los sistemas de reentrada y aterrizaje, que transportarán a los futuros astronautas, necesitarán esta información para su correcto y seguro aterrizaje.

De acuerdo por tanto con estos objetivos, RDS ha sido diseñado para obtener la estimación de la concentración de polvo en suspensión y su opacidad medidas para distintas bandas espectrales, la determinación de las principales características ópticas del polvo a partir de su función de fase (tamaño y forma), la estimación de la concentración de ozono, detección de la presencia de nubes y estimación de su altura (lo cual podrá darnos información acerca de su composición) y por último, la determinación de la presencia de dust devils y otros fenómenos de saltación que tan importantes son en la formación de tormentas de polvo.





■ Radiation and Dust Sensor (RDS) modelo de vuelo

**Diseño del sensor:** RDS cuenta en el mismo instrumento dos tecnologías para el estudio del polvo:

Por un lado, RDS integra una serie de fotodetectores de tipo fotodiodo (RDS Discrete photodiodes o RDS-DP), que se dividen en dos grupos según su función y cómo están dispuestos en el sensor: (a) los canales superiores (TOP), colocados en la parte superior del instrumento mirando al cenit y con un ángulo de visión de  $\pm 15^\circ$ , sensibles a distintas bandas espectrales que cubren desde el ultravioleta, pasando por el visible, hasta el infrarrojo cercano. Estos canales se encargarán de obtener la concentración de polvo, la opacidad en cada una de las bandas, así como discernir el contenido de Ozono en la atmosfera. Y (b), los detectores laterales (LAT), dispuestos alrededor del instrumento y apuntando a una elevación de  $20^\circ$  sobre el horizonte, con un campo de visión más estrecho ( $\pm 5^\circ$ ) y una banda de detección común (750 nm). Estos sensores serán los encargados de medir el brillo del cielo con relación a la posición del sol, infiriendo de esta medida las propiedades del polvo como su tamaño y forma, a partir de su función de fase. Estas tecnologías de medida, así como la electrónica de control miniaturizada de ultra bajo consumo y resistente al ambiente marciano provienen de la experiencia acumulada en trabajos precedentes como los sensores SIS de ExoMars 2016 [5] y MetNet [6], que se engloban en la estrategia a largo plazo establecida por el Área denominada INMARS.

La segunda tecnología que integra el instrumento es una cámara de tipo CCD denominada RDS-SkyCam [7].

Se trata de una cámara fabricada por JPL como reserva de una de las cámaras de ingeniería de MSL (*Mars Science Laboratory*), siendo a su vez una copia exacta de las cámaras utilizadas en los MER (*Mars Exploration Rovers*) salvo la óptica [8]. Para poder tomar imágenes del cielo se ha diseñado una nueva óptica, de tipo gran angular, que junto con la estructura del RDS completan el camino óptico de SkyCam. En éste, se incluye un anillo de sombra, realizado por la deposición de un filtro neutro sobre la última lente del conjunto, que permite tomar imágenes ocultando el sol y de este modo poder estudiar el brillo del cielo. Estas imágenes permitirán derivar las características ópticas del polvo suspendido en la atmósfera marciana.

La utilización de estas dos tecnologías en un mismo instrumento ha representado un gran reto para el equipo de diseño del RDS. La cámara, al ser un elemento ya fabricado, ha sido el condicionante clave en el desarrollo del sensor, donde el resto de los elementos han tenido que crecer a su alrededor tratando de optimizar la masa y el volumen del instrumento final, pero respetando todos los requisitos científicos y cuidando muy especialmente el diseño térmico que la electrónica de la cámara exigía. El resultado ha sido un sensor compacto de 100x100x110 mm, con una masa de 1kg y con un consumo de 350 mW en el caso de los fotodiodos, y 1.5 W para la cámara que llega a los 3W cuando utiliza su calentador interno.

RDS-DP cuenta con una electrónica de bajo consumo cuyo elemento central es una FPGA anti-fuse, que se encarga de comunicarse con el ordenador central de MEDA, adquirir las medidas solicitadas sobre los diferentes sensores que integra (no solo ópticos sino también de temperatura y salud del instrumento) y calcular la media y la desviación estándar que permite evaluar la calidad de las señales medidas. Todos los componentes utilizados en su diseño, así como los procesos y materiales han tenido que pasar una dura prueba de calificación en ciclos térmicos denominada PQV (*Package Qualification and Verification*) que ha durado más de tres años. En esta prueba se sometieron a las distintas partes que conforman el instrumento, a un número de ciclos térmicos ( $-140^\circ\text{C}$  a  $+40^\circ\text{C}$ ) que equivalen a tres veces la duración nominal (1.5 años marcianos) de la misión, es decir 3015 soles-ciclos.



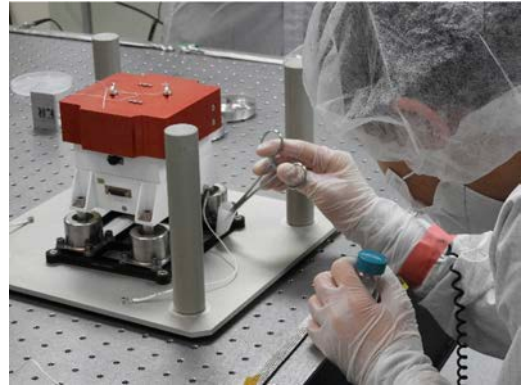
■ Integración del modelo de vuelo de RDS

Por último, RDS-DP integra también dos sensores que servirán para estimar la degradación del sensor originada por la radiación espacial recibida durante el viaje a Marte y posteriormente en la operación en superficie. Para ello se mide la corriente de oscuridad de dos fotodiodos de referencia que permanecen “ciegos”. La variación de este parámetro está relacionada con los daños por desplazamiento que las partículas cargadas originan en estos detectores y permiten estimar la degradación óptica de los otros detectores así como estimar también la dosis total ionizante acumulada por el instrumento.

**Integración:** considerando la cámara en su conjunto como un solo elemento, RDS necesita de la integración de más de 100 partes. Al complejo montaje de este “mecano” se añade las necesidades de limpieza específicas de la cámara en cuanto a contaminación molecular y por partículas, así como su incompatibilidad técnica del uso de técnicas de reducción de carga biológica como el DHMR (*Dry Heat Microbiology Reduction*). Esto ha complicado la integración de instrumento, teniendo que mantener un grado de limpieza durante la integración realmente elevado (ISO 7) así como realizar cultivos de contaminación biológica en cada paso de integración para verificar estar dentro de los requisitos establecidos por una misión de clase IVa según la clasificación del COS AR (*Committee on Space Research*).

**Calificación** el instrumento ha sido calificado contra los exigentes requisitos ambientales que se exigen a una carga útil que opere en la superficie marciana. Debido a una infraestimación de los requisitos de choque, este

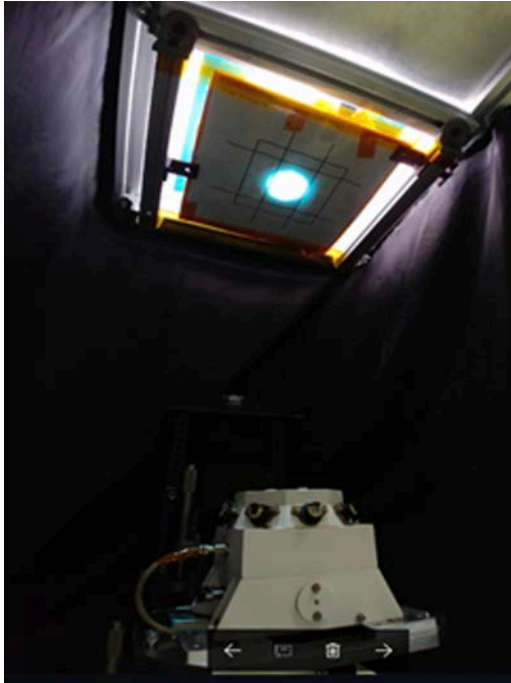
requisito fue modificado durante el desarrollo del sensor, pasando de zona 3 (3000g de choque SRS), a zona 6, es decir 6000g.



■ Verificación en JPL del RDS montado sobre los supresores de choque

Esto se debe a que el RDS se encuentra próximo a los pirotécnicos que cortan las eslingas de las que cuelga el *rover* durante el aterrizaje. La solución adoptada fue la inclusión de unos elementos supresores que tuvieron que calificarse de manera independiente. Con ellos se consiguió bajar los niveles SRS en un factor 6.

**Calibración:** RDS fue calibrado en el laboratorio SPASOLAB del INTA, centro de referencia para la calibración de celdas solares de la Agencia Espacial Europea (ESA). Estas instalaciones cuentan con simuladores solares así como cámaras climáticas con ventanas ópticas que permitieron realizar la campaña de calibración del instrumento.



■ Calibración de Responsabilidad del modelo de vuelo (FM)

La calibración de RDS siguió la metodología aplicada anteriormente a otra instrumentación realizada para Marte (sensor DREAMS-SIS para ExoMars2016) [9], consistente en obtener la señal de cada canal óptico en función de la temperatura, su responsabilidad y la contribución de la posición relativa del sol con respecto al canal.

**Validación en Tierra:** una herramienta clave para la validación del sensor es someterlo a entornos representativos. Esto se puede conseguir en instalaciones que simulan el ambiente marciano o en localizaciones en la Tierra denominadas análogos, que ofrecen caracte-

rísticas particulares asimilables a Marte. En este caso, zonas de intrusión de polvo desértico como el norte de África o sur de España ofrecen la posibilidad de hacer medidas con el sensor muy parecidas a las que realizará en Marte. El INTA dispone de una instalación de sondeos atmosféricos en “el Arenosillo”, Huelva, donde se dan estas condiciones y además se cuenta con instrumentación de referencia que permite validar los resultados obtenidos.

Se han realizado dos campañas, solo una de ellas con presencia de polvo, obteniéndose unos resultados preliminares que validan tanto el modelo del sensor como el modelo de inversión utilizado y descrito en [10].

**Reconocimientos:** este trabajo no sería posible sin la colaboración de distintos departamentos del INTA incluyendo el laboratorio SPASOLAB y la estación de sondeos “el Arenosillo”.

El trabajo ha sido financiado por el Plan Estatal de Investigación Científica, Técnica y de Innovación mediante los proyectos RTI2018-099825-B-C31 y EPSC2016-80320-C2-1-R.

## Referencias

- [1] V. Apéstigue et al. (2015) EPSC-813.
- [2] J.A. Rodríguez-Manfredi et al. (2021) SSR
- [3] J. Gómez-Elvira et al. (2012) Space Sci. Rev. 170, 5-56.
- [4] D. Bandfield et al. (2018) SSR 215-4.
- [5] I. Arruego et al. (2017) ASR (60) 103-120.
- [6] H. Guerrero et al. EGU 2010. EGU 13330.
- [7] M.T. Lemmon et al. 2020. LPSC 2282.
- [8] J.N. Maki et al. 2003. J.Geophys. Res. 108 (E12).
- [9] J. J. Jiménez et al. 2017 CEAS Space J. (10) 127-145.
- [10] D. Toledo et al. (2017) Planetary Spc Sci (10), 127-145.

# Mars Sample Return – Earth Return Orbiter: análisis de misión para trayectorias con propulsión híbrida

P. Hermosin<sup>1</sup>, S. Centuori<sup>1</sup>

<sup>1</sup> DEIMOS Space S.L.U., Tres Cantos – Madrid, España, Email: {pablo.hermosin, simone.centuori}@deimos-space.com

**Resumen:** Mars Sample Return es una misión conjunta entre la Agencia Espacial Europea (ESA) y la NASA cuyo objetivo es traer a la Tierra muestras de la superficie de Marte

Esta misión es considerada un hito importante de cara a permitir la exploración humana del Planeta Rojo, principalmente porque permitirá a los científicos entender mejor sus características y, basándose en esta información, diseñar la infraestructura que recibirá a los primeros astronautas que viajen a Marte. La ESA está actualmente trabajando en el llamado Earth Return Orbiter (ERO), que será responsable de localizar y capturar el contenedor de muestras en órbita marciana, lanzado desde la superficie por una misión previa dirigida por la NASA, sellarlo y traerlo de manera segura de vuelta a la Tierra (Fig. 1).

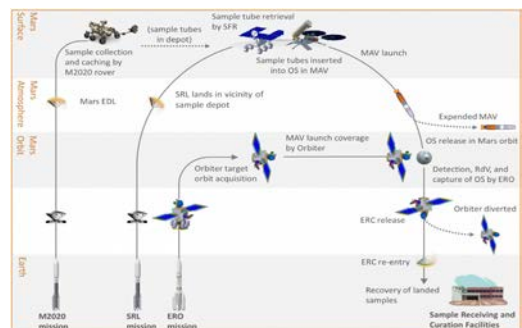
DEIMOS, como parte del consorcio liderado por Thales Alenia Space Italia (TAS-I), es responsable del análisis de misión y protección planetaria durante las fases A y B1. Pese al hecho de que el Planeta Rojo ha sido objetivo recurrente de un gran número de misiones desde los años 70 y, por tanto, las trayectorias interplanetarias Tierra-Marte han sido estudiadas de manera extensa y detallada, hay diferentes factores que hacen que el análisis de misión sea de vital importancia en el diseño de esta misión:

1- ERO es una misión compleja que tiene como requisito el retorno a la Tierra que, debido a las limitaciones

de masa, no puede ser desarrollada únicamente con motores químicos debido al gran consumo de combustible.

2- Los requisitos de tiempo de misión de ERO son muy estrictos, ya que al ser parte de un programa de exploración conjunto con la NASA y tener que coordinar diferentes misiones, ERO debe usarse como punto de comunicaciones con el resto de componentes del programa que se encuentren en la superficie de Marte (rovers) y con el lanzador que pondrá el contenedor de muestras en órbita.

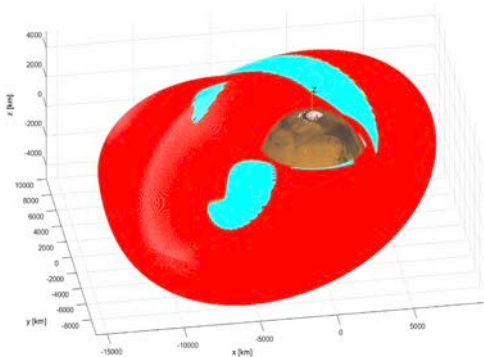
3- Por último, ERO es la primera misión de la historia clasificada como “Categoría V Restringida” en términos de protección planetaria, dado que traerá a la Tierra muestras que podrían ser activas desde el punto de vista biológico.



■ Fig. 1: Arquitectura completa del programa Mars Sample Return

Por todo ello, el método de diseño de la misión ERO implica muchas diferencias e innovaciones respecto a sus predecesoras a Marte. En términos de propulsión, ERO llevará incorporado un sistema híbrido que incluirá motores químicos y eléctricos, para buscar un compromiso entre masa de combustible y duración de la misión. Ello implica que durante el proceso de análisis de misión se han debido llevar a cabo complejas simulaciones y optimizaciones para encontrar el mejor punto de diseño que permitiese cumplir todos los requisitos impuestos, incluido los requisitos de protección planetaria que han obligado a realizar análisis de navegación detallados de la trayectoria de retorno entre Marte y la Tierra.

En esta presentación se muestran los resultados de los análisis de misión y protección planetaria, detallando la selección de la ventana de lanzamiento, estrategia para diseñar la misión híbrida, la optimización de las secciones de empuje eléctrico alrededor de Marte y el diseño particular de la trayectoria de vuelta a la Tierra, así como los resultados de estabilidad de la órbita alrededor de Marte desde el punto de vista de la protección planetaria.



■ Fig. 2: Optimización de trayectoria espiral en alrededor de Marte

**Reconocimientos:** Este trabajo no habría sido posible sin el apoyo de ESA y TAS-I, cuyo soporte y actitud has sido clave a lo largo de todo el desarrollo del proyecto. Es por ello que desde DEIMOS queremos agradecerles su colaboración.

## Referencias:

- [1] R. Jehn, J. Schoenmaekers, D. Garcia and P. Ferri, “Bepicolombo - A Mission to Mercury”.
- [2] J. V. McAdams, D. W. Dunham, R.W. Farquhar, A. H. Taylor and B. G. Williams, “Trajectory Design and Maneuver Strategy for the MESSENGER Mission to Mercury”, *Journal of Spacecraft and Rockets*, pages vol43, No5, 1054-1064 (2006).
- [3] S. Centuori, P. Hermosín, J. Martin et al “Mars Sample Return Architecture Assessment Study”, *IAC-18, A3,3A,5,x44236*.
- [4] ESA “MSR ERO Mission and System Requirements Document”, Issue 4 Revision 2
- [5] P. Hermosín, J. Martin, S. Centuori, E. Babio, J.L. Cano, “LOTNAV: A low-thrust Interplanetary Navigation”, 7th International Conference on Astrodynamics Tools and Techniques (ICATT), November 2019Tool
- [6] “DEIMOS tool for multi-revolution low-thrust optimization – Software User Manual”
- [7] [https://www.esa.int/Our\\_Activities/Space\\_Science/ESA\\_selects\\_three\\_new\\_mission\\_concepts\\_for\\_study](https://www.esa.int/Our_Activities/Space_Science/ESA_selects_three_new_mission_concepts_for_study)



# Metodología para la implementación de requisitos de protección planetaria en el desarrollo de cargas útiles miniaturizadas

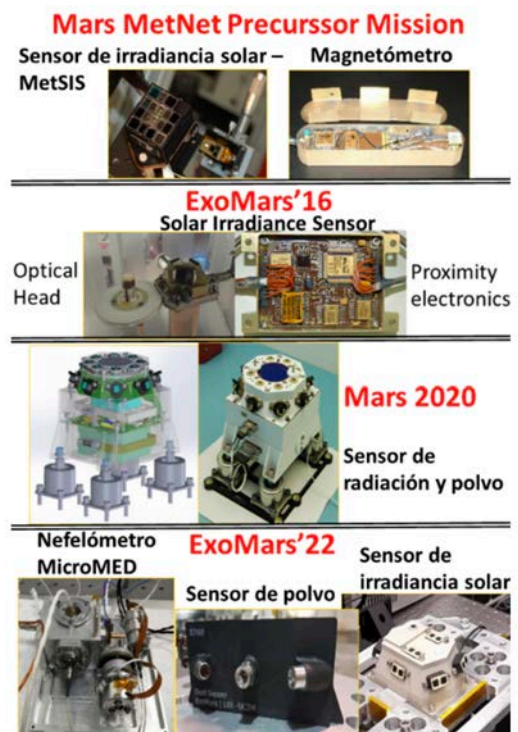
M. González-Guerrero<sup>1</sup>, V. Apéstigue<sup>1</sup>, J. Martínez Oter<sup>1</sup>, J. J. Jiménez<sup>2</sup>, I. Arruego<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Ingeniería de Sistemas para la Defensa de España – ISDEFE, <sup>2</sup>Instituto Nacional de Técnica Aeroespacial - INTA

**Introducción:** La Protección Planetaria es un principio rector en el diseño de una misión interplanetaria, con el objetivo de prevenir la contaminación biológica tanto del cuerpo celeste objetivo de la Tierra como en el caso de las misiones de retorno de muestras. Constituye en sistema de precaución frente a la naturaleza desconocida del espacio exterior y el deseo de la comunidad científica de preservar intacta la naturaleza de los cuerpos celestes hasta que puedan ser estudiados con mayor detalle por misiones tripuladas. [1]

Hasta el momento, Marte es el foco principal de las misiones interplanetarias que llevan instrumentos con elementos detectores de vida o de signos de la misma. Las misiones a este destino obligan a los desarrolladores de HW a implementar requisitos durante la fabricación, validación y calibración de cargas útiles y desarrollar las técnicas y procedimientos para llevarlos a cabo, con el fin de cumplir el principal requisito que las directivas de Protección Planetaria imponen sobre una misión de vuelo: que el HW demuestre un nivel de esterilidad adecuado para que la probabilidad de contaminación biológica de la superficie de Marte sea menor que una parte en diez mil.

El nivel de esterilidad es mayor cuanto mayor es la probabilidad de que la región a la que se accede posea unas condiciones aptas para el mantenimiento y desarrollo de vida bacteriana. En este sentido, se asigna a



■Figura 1. Sensores fabricados por el AISE-INTA en las últimas misiones marcianas



las misiones una categoría de Protección Planetaria en función del cuerpo celeste visitado y sus condiciones de habitabilidad así como de si el objetivo científico de la misión es buscar vida pasada o presente y/o trazas de ella. [2]

El Área de Ingeniería de Sensores Espaciales del INTA lleva más de una década trabajando en el Desarrollo de Cargas Útiles para misiones marcianas con requisitos de Protección Planetaria, habiendo participado en el desarrollo de HW para la Mars MetNet Precursor Mission (MMPM), de 2012, ExoMars '16, Mars 2020 y ExoMars '22, en las que integra un puñado de sensores de instrumentación:

- Un magnetómetro y un sensor de irradiancia solar en MMPM [3]
- Un sensor de irradiancia solar con un cabezal óptico y una unidad electrónica para ExoMars '16 [4]
- Un sensor de radiación y polvo para Mars 2020 [5]
- Un nefelómetro, un sensor de polvo y un sensor de irradiancia solar para ExoMars '22 [6]

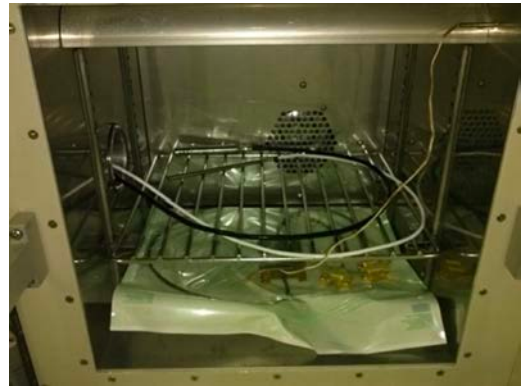
La Figura 1 muestra una pequeña imagen de cada uno de los sensores y la misión a la que pertenecen.

La implementación de los requisitos ha ido cambiando con el paso del tiempo. En este trabajo se hace un repaso y exposición de las actividades de implementación de los requisitos de Protección Planetaria en cada uno de los proyectos.

**MMPM:** MetNet no incluía requisitos durante la integración de las cargas útiles.

El único requisito era realizar un proceso de reducción microbiana con calor seco de tres o cuatro valores D, es decir, una disminución de la carga biológica en 10D veces la inicial. Existen tablas que recogen la reducción microbiana esperada en función de la temperatura y del tiempo de proceso, en la norma ECSS Q-ST-70-57C. A este efecto, se utilizó una cámara térmica con soplado de nitrógeno gas, que mantiene el ambiente con una humedad inferior a 1,2 g (H<sub>2</sub>O)/m<sup>3</sup>. El sensor debe ser embolsado en bolsas con una plástica y resistente al calor y con otra película de papel transpirable por

el otro lado que posibilita que el ambiente dentro de la bolsa sea como el de la cámara térmica.



■ Figura 2. Reducción de carga biológica por calor seco del SIS para MMPM

Realizar un calor seco al final del desarrollo de un dispositivo supone el impacto más pequeño sobre el desarrollo, pero puede poner en riesgo muchos sensores si alguno de los componentes, materiales y procesos del sensor resulta dañado. En este caso, se apreció un pequeño oscurecimiento de unas piezas de cuarzo que afortunadamente no tuvo influencia óptica significativa

**ExoMars '16:** En esta misión, además del requisito relativo a la contaminación biológica de estar por debajo de 300 esporas/m<sup>2</sup>, se impusieron requisitos respecto de las salas válidas para la integración y el control de la limpieza biológica del HW y de todos los EGSE que fueran a estar en contacto con el sensor o con ciertas estructuras suyas. Además, al final del desarrollo y validación del sensor habría que realizar un proceso de calor seco de reducción microbiana D-3 (factor 1000).

La integración debía realizarse en una sala ISO 7 o mejor [8]. Hay que decir que las salas limpias no sólo promueven un ambiente limpio, sino también estéril, porque los filtros HEPA presentes en sus zonas de ventilación limitan el acceso de seres microscópicos. Las superficies en contacto con el sensor debían tener un control de limpieza biológica, mayor cuanto mayor fuera el grado de proximidad o de tiempo de contacto con el sensor. La vestimenta en contacto con el HW de vuelo, como los guantes, debería ser estéril. En salas limpias, el aire se conduce a un sistema de ventilación

y filtrado y, por tanto, se purifica constantemente, por lo que el mayor foco de contaminación son los propios usuarios. Por ello utilizar la vestimenta adecuada a cada nivel de sala limpia es muy importante.

Durante la integración, se debían realizar controles microbiológicos de último acceso [9] para conocer el presupuesto de carga biológica antes del proceso de reducción de carga biológica final. En estos controles, se muestrean con un bastoncillo las superficies internas que van a quedar encerradas en el interior del sensor conforme avanzan las operaciones de integración. Por tanto, parar los 25 cm<sup>2</sup>, se analizan regiones que van a quedar inaccesibles

En estos controles, unos bastoncillos estériles se mojan en tubos con 2,5 ml de agua estéril, se aplican sobre la superficie del HW cuya limpieza biológica se está comprobando y se devuelven al tubo. El contenido del tubo con la muestra biológica se calienta a 80 °C durante 15 minutos en un proceso que selecciona aquellas bacterias con capacidad de envolverse en una capa protectora externa como esporas. Se ha convenido que sólo aquellas bacterias que sobrevivan a un calentamiento a 80 °C durante 15 minutos podrían sobrevivir y reproducirse en suelo marciano.

Después de enfriarse, el contenido se pipetea en cuatro partes de 0,5 ml sobre cuatro placas Petri con un medio de cultivo, R2A Agar, y se ponen a cultivar durante 72 horas, tras las cuales se realiza el conteo de esporas en las placas. Sólo si el valor cumple el requisito de contaminación biológica, se puede continuar con la integración

Estos procesos obligan a haber hecho un cálculo preciso de las superficies interiores para establecer un plan para cada análisis microbiológico de último acceso, puesto que la superficie que debe barrer cada bastoncillo no debe superar los 25 cm<sup>2</sup>.

El conteo de esporas debe realizarse mediante un cálculo estadístico conservador en el que a cada conjunto de muestras biológicas que barren superficies con un similar grado de exposición al ambiente exterior se le debe sumar una espora -para tener en cuenta el volumen de líquido que permaneció en el tubo, la parte no pipeteada- aunque la cuenta real sea cero. Por tanto,

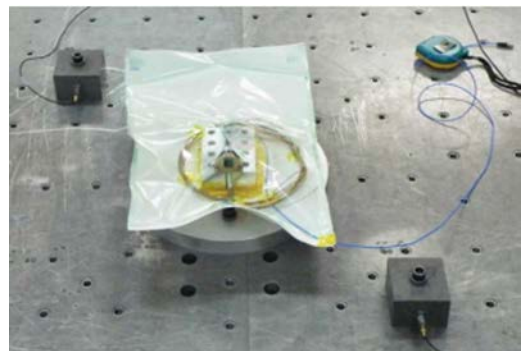
el número de esporas de un control microbiológico no puede ser cero.

Los ensayos microbiológicos tienen un significativo impacto sobre el calendario de AIT, puesto que obligan a una interrupción de al menos tres días de los procesos de integración. Sólo cuando queda probado que las zonas interiores de último acceso cumplen el requisito de contaminación biológica, puede continuar el trabajo.

En cuanto a los ensayos, es habitual que las instalaciones de ensayo no se encuentren en salas limpias. En este caso la unidad debe permanecer embolsada durante el traslado entre instalaciones. Y una vez allí, es de gran utilidad disponer de áreas limpias portátiles donde se pueda realizar la preparación y el montaje de los ensayos en un ambiente más limpio

En aquellos ensayos en los que el ambiente exterior no esté controlado y cuando sea posible, se pueden dejar las cargas útiles embolsadas durante el ensayo. Esto sucede concretamente con los ensayos de vibración, como se aprecia en la Figura 3.

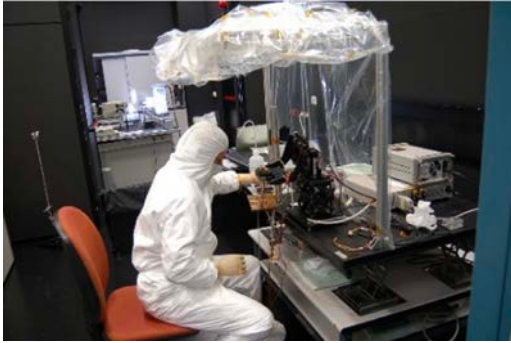
El ambiente exterior del vibrador es un área no controlada, por lo que el embolsamiento previene el HW de vuelo de la contaminación biológica durante el ensayo



■ Figura 3. Cabezal óptico del sensor de irradiancia embolsado durante el ensayo de vibración del modelo de vuelo

En cuanto a la calibración, las instalaciones especializadas se encuentran en una sala ISO8 sin controles exhaustivos. Hubo que limpiar muy bien las zonas de trabajo con desinfectante y trabajar en áreas limpias portátiles cuando era posible, o al menos fabricar pro-

ectores plásticos. En la Figura 4 se observa un ejemplo de ambas utilidades.



■Figura 4. En primer plano, un operario trabaja con vestimenta estéril sobre el montaje de la calibración angular, debajo de un envoltorio plástico. Al fondo, una cabina de flujo laminar ISO5 para otras operaciones de preparación y chequeo.

Antes del proceso de calor seco final, se debía tomar un análisis microbiológico de todos los exteriores de las unidades del sensor de irradiancia.

Después de la reducción microbiana, la unidad se em-bolsa en bolsas de control ESD, estériles en su interior, para su empaquetado y envío fina

**Mars 2020:** El desarrollo del Sensor de Radiación y Polvo para Mars2020 supuso un gran desafío, porque fue el primer instrumento sobre el cual, existiendo un requisito de contaminación biológica tan exigente como el de ExoMars '16, estaba prohibido realizar un proceso de calor seco, por integrar el sensor una cámara CCD incompatible con él.

Durante la integración, se intensificó el nivel de limpieza y control biológico de las mismas. La integración se realizaba en una cabina de flujo laminar ISO4 dentro de una sala ISO6. También, el número de muestras en los controles microbiológicos de último acceso. Este sensor cuenta además con un filtro HEPA para facilitar un venteo limpio en el transcurso de la misión, cuando el aire en el interior de la unidad se homogeneice con la variable atmósfera exterior.

Las operaciones de PP fueron similares a las llevadas a cabo en ExoMars '16 durante los ensayos y la calibración, si bien se fue dotando de más áreas limpias portátiles a las zonas anejas a la instalación propia de cada ensayo.

**ExoMars '22:** Durante el desarrollo de las unidades de vuelo de los tres sensores desarrollados para esta misión, la experiencia anterior permitió apostar por un modelo de mayor relajamiento en el uso de salas limpias, teniendo lugar las actividades de integración en cabinas de flujo laminar ISO 5 dentro de una sala ISO 8.

Se aplicaron similares procedimientos a los seguidos en el desarrollo del sensor de Radiación y Polvo de Mars2020 con mayor control biológico de las salas de integración, mediante el empleo de muestreadores de aire biológico, dispositivos aspiradores del aire exterior que lo impactan contra una placa con medio de cultivo. En la Figura 5 se muestra la secuencia de operación de un muestreador de aire biológico.



■Figura 5. Operación de un muestreador de aire biológico: a) se carga con una placa, b) se tapa y c) se pone a impactar el aire exterior contra la placa

Los buenos resultados obtenidos también durante esta integración sugieren que las condiciones más adecuadas -menos exigentes pero compatibles- a la implementación de requisitos de Protección Planetaria son, en relación a las operaciones de integración, el trabajo en cabinas de flujo laminar de ambiente ISO 5 dentro de una sala ISO 8, con un control exhaustivo de la contaminación biológica.

**Conclusiones:** La implementación de los requisitos de Protección Planetaria introducen la necesidad de asumir una serie de condiciones durante el AIT y la calibración de instrumentos espaciales:

- Integración y manipulación del sensor en salas limpias con vestimenta estéril para la manipulación del HW de vuelo

- Realización de ensayos microbiológicos de último acceso durante la integración, y antes del empaquetado del sensor
- Embolsado de la unidad para su transporte y trabajo en áreas limpias portátiles durante los ensayos de validación

Es necesario disponer de las instalaciones y materiales adecuados para satisfacer los requisitos de y conocer la metodología de trabajo durante el AIT y la calibración para asegurar que la carga biológica está por debajo del nivel exigido en el modelo empaquetado para su envío.

## Referencias:

- [1] J. Lederberg and D.B. Cowie, (1958) Science, , [2] NASA NPR 8020.12D Planetary Protection Provisions for robotic extraterrestrial missions, 2011, [3] H. Guerrero, Development of miniaturized instrumentation for Planetary Exploration and its application to the Mars MetNet Precursor Mission, EGU 2010, 2-7 May, 2010, p.13330, [4] I. Arruego DREAMS-SIS: the Solar Irradiance Sensor on-board the ExoMars 2016 Lander, [5] V. Apéstigue et al., VIII Moscow Solar System Symposium, 2017, [6] I. Arruego et al. (2018), 15th IPPW

# Fabricación aditiva lista para Marte

Marta García Cosío<sup>1</sup>, Lidia Hernández<sup>1</sup>, Jorge Vilanova<sup>2</sup>, Antonio Periñán<sup>3</sup>

<sup>1</sup> CITD Engineering & Technologies, Av. Leonardo Da Vinci, 15, 28906 Getafe, Madrid (España), Lidia@citd.eu; Marta@citd.eu

<sup>2</sup> Airbus Defence & Space Madrid, Avda. Aragon 404, 28022 Madrid (España), jorge.vilanova@airbus.com

<sup>3</sup> CATEC Centro Avanzado de Tecnologías Aeroespaciales C/ Wilbur y Orville Wright 19 - 41309 La Rinconada, Sevilla (España), aperinan@catec.aero

¿Las tecnologías de fabricación aditiva están viviendo un despliegue publicitario interminable o se están convirtiendo en una realidad? Ésta es una pregunta que se puede responder gracias al Programa de Tecnología de soporte general (GSTP), proyecto “Novedosos componentes estructurales para aplicaciones de lanzadores/satélites que utilizan tecnologías de fabricación aditiva”. Dentro del alcance de este GSTP, se abordan todos los materiales y procesos, requisitos y aspectos de la misión y se están diseñando, fabricando y ensayando 13 soportes de la estructura secundaria de la misión JUICE con el fin de llegar a Júpiter en 2029

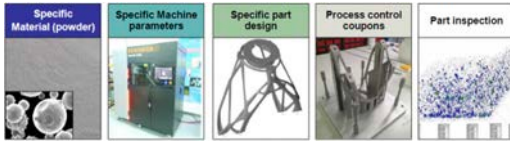
Los soportes de fabricación aditiva de JUICE se fabrican en Scalmalloy® y todo el proceso de principio a fin desde el diseño y fabricación hasta la certificación, ha sido validado tanto por Airbus como por la ESA, abordando no solo los requisitos mecánicos sino también los térmicos, ensamblaje e integración. Los requisitos de estos soportes se comprenden y se cubren mediante un trabajo en equipo entre todas las partes, exigiendo flexibilidad y soluciones novedosas para los problemas que surgen con la tecnología y geometrías únicas de estos soportes.



■ Proceso de diseño y fabricación

Dentro del ciclo de vida de los productos de fabricación aditiva, la etapa de recopilación de requisitos es clave para el éxito del diseño, ya que cada uno de los requisitos tiene un impacto no solo en el diseño sino también en varios procesos involucrados (pegado de calentadores, rutado de cableado...). La declaración de requisitos también tiene en cuenta factores de seguridad y una política de margen para tener en cuenta las incertidumbres del proceso de diseño. La validación del diseño cubre la producción del soporte en la máquina de fabricación aditiva con el control de polvo, muestras, parámetros del proceso y procedimientos de inspección en la fabricación, pero también los procesos asociados tales como el arenado, envejecimiento, pulido...

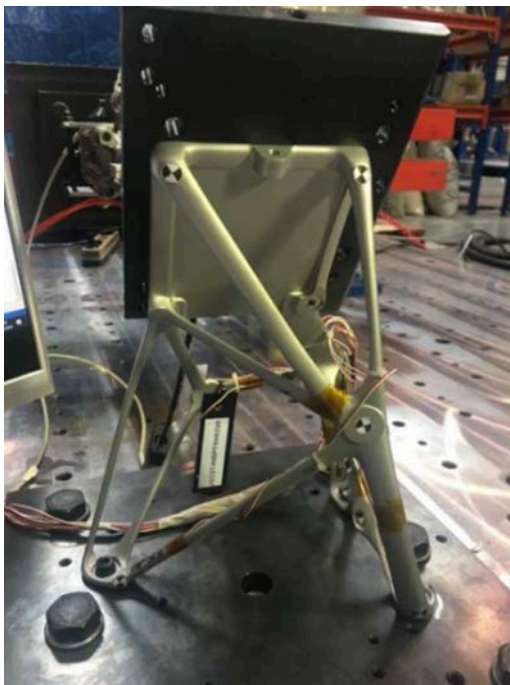




■ Calificación para vuelo

El Scalmalloy® ha sido elegido por obtener buenas propiedades mecánicas a un costo y riesgo reducido (evitando HIP) y por sus propiedades térmicas: el cumplimiento térmico junto con los requisitos mecánicos son un reto en una misión donde los acoplamientos térmicos son parte de la optimización del diseño y, a veces, impulsa la masa del soporte más que el rendimiento mecánico.

En el programa JUICE, los soportes (tanto tradicionales como de fabricación aditiva) se han diseñado considerando la rigidez mínima requerida y una carga cuasiestática.



■ Ensayo del soporte JMC MZ

Como resultado del programa y esfuerzos de la ESA, se han diseñado, ensayado y calificado 11 soportes de

Scalmalloy® y están a punto de ser ensamblados en JUICE SSTS. La reducción de masa promedio es de alrededor del 50% (8 kg) satisfaciendo todos los requisitos desde el punto de vista de rendimiento y proceso.





# Proyectos tripulados a Marte y el Cuarto Sector Espacial New Space

Cayetano Santana Gil1, 1 Presidente de The Mars Society España (cayetano.santana@marsociety.org.es)

**Introducción:** Se describen las actividades realizadas por **The Mars Society España (TMSE)** desde su fundación en 2001, destacando los proyectos **EMC2021**, **IRMA** (Experimento microbiológico para la CSS, con la colaboración de **Open Cosmos** y la **Fundación Longenia** [1]), **sistema polivalente** (Exploración y asistencia a personas/pobladores) **rover-drone**, **Estación de Investigación**, del tipo del programa MARS adaptadas a tubo de lava o subacuática, y el **Puerto Espacial** en Canarias.

**Historia de The Mars Society (TMS):** En 1989 *George Herbert Walker Bush* (Presidente nº 41 de los EE.UU.) pidió a la NASA un informe sobre la *Iniciativa de Exploración Espacial* (SEI). El coste estimado incluido en el Informe de los 90 días era de 450.000 millones de dólares, y fue rechazado por el Congreso e imposible que prosperaran las siguientes propuestas para misiones tripuladas a Marte. En 1990 Zubrin (Martin Marietta) y David Baker concibieron el **Plan Marte Directo** (MD) [2]. En 1992 Zubrin lo presentó a Mike Griffin, administrador asociado de la NASA, consiguió su apoyo y lo presentó a Dan Goldin, administrador entrante de la NASA, que también lo apoyó. Divulgaron el **Plan MD** durante 1992 y 1993. Zubrin consiguió que el *Johnson Space Center* elaborara estudio del diseño de una **Misión de Referencia** basada en MD, estimando su coste en 50.000 millones de dólares.



■ Robert Zubrin (Fuente: TMS-TMSE)

Ante la falta de apoyo político, Zubrin y Baker publicaron *The Case for Mars* [3] en 1996. Fue tal el interés generado que en 1998 Zubrin decidió constituir TMS para movilizar a los ciudadanos y conseguir el apoyo político necesario, ya que, a finales del siglo XX no existían empresas privadas, ni posible consorcio, que pudiera abordar MD sin apoyo gubernamental. En poco tiempo se crearon grupos de apoyo por todo el mundo.

**Historia de TMSE:** The Mars Society España empezó siendo un sitio web desarrollado por Alexander Histrov en 1998.

En 1999 Cayetano Santana verificó que la iniciativa espacial ciudadana con mayor tirón social era la de TMS, así que decidió empezar por Marte. Encontró que había un web sobre TMS en España y contactó con su desarrollador, Alexander Histrov, que fue la persona de contacto en la Península, y Cayetano en Canarias.

En 2000 se incorporó como colaborador Víctor Manuel Ortega, que fue el administrador del web hasta

2001, año en que se incorporó Juan Antonio Fernández Moreno, desarrollando un nuevo sitio web, formando parte de la Junta Directiva (JD) fundadora en 2001 y trabajando en TMSE hasta 2017.

**Historia de TMSE**

**Promotores**

The Mars Society España:

- Alexander Histrov -1998 - Primer web
- Cayetano Santana Gil y Victor Ortega 1999
- Constitución TMSE (Cayetano y Juan Antonio Fernández Moreno 06/2001)
- Junta Directiva 2020:

**Nuestro objetivo es contribuir a conseguir el establecimiento permanente de nuestra especie fuera de la Tierra.**

Copyright: 2020 The Mars Society España

■ Historia de TMSE (Fuente: TMSE)

La JD actual está integrada por Elena de San Ramón, en administración, Daniel Sors, como director de proyectos y Cayetano Santana como Presidente.

El objetivo de TMSE es contribuir a conseguir el establecimiento permanente de nuestra especie fuera de la Tierra. Para acelerar los avances en este proceso, TMSE promueve la coordinación de todos los grupos independientes de trabajo con misión similar.

TMSE trabaja **por proyectos** para mejorar la gestión de recursos y mejorar los resultados.

Desde 2001 hasta 2010 la principal actividad fue la disseminación/divulgación.

Desde 2011 nos enfocamos en facilitación, sin dejar de divulgar, ofreciendo oportunidades a estudiantes y profesionales para aprendizaje especializado, incorporación al mercado de trabajo y desarrollo profesional.

### Plan Estratégico 2020-23

**Fines:** Para contribuir al crecimiento del Sector Espacial español, TMSE promociona la emprendeduría a través de proyectos abiertos, orientados al establecimiento de asentamientos permanentes en Marte.

La actividad de promoción forma parte de la estrategia de TMSE, que se orienta a la creación de empresas sociales, con o sin ánimo de lucro, que inviertan

gran parte o la totalidad de sus beneficios en mejorar el bienestar y la sostenibilidad de las actividades humanas. Pretendemos contribuir a la diversificación de la economía española, que la Covid-19 ha evidenciado nuevamente ser indispensable e ineludible.

Este tipo de empresas integran lo que actualmente se conoce como el Cuarto Sector, que en este caso sería específicamente lo que en TMSE denominamos el Cuarto Sector Espacial New Space: Startups sociales espaciales para la Mars Economy.

El tipo de empresas sociales objetivo son micropymes con gran retorno social, como podría ser, por ejemplo, una empresa que desarrolle sistemas de gestión de residuos para hábitats/asentamientos en Marte y para la Tierra.

**Estrategia:** TMSE actuará como incubadora, ofreciendo mentorización y formación (Tanto para el diseño de sistemas de negocio como las áreas de cada actividad económica de los proyectos acogidos). Iremos incorporando funciones de aceleradora y demostradora.

TMSE desempeña un papel similar a los ESA BIC (Business Incubation Centre) enfocada a las micropymes sociales antes mencionadas, a partir de las cuales se contribuya además al desarrollo de soluciones innovadoras para otros sectores productivos.

Para ello se parte del análisis de los casos de:

1. SpaceX.
2. Blue Origin
3. Virgin Galactic.
4. Bigelow.

como empresas tractoras, generadoras de oportunidades, incluyendo PLD SPACE en España, y, en cuanto a micropymes, TMSE está en proceso de identificación de casos de éxito con el perfil que quiere promover

Además, para acortar plazos TMSE está diseñando un plan de captación de fondos privados.

*Programa Mars Spanish Mission (MSM):* Como inicio del servicio de preincubación TMSE puso en marcha en 2012 el Programa MSM que, entre otros objetivos sirve como plataforma para *germinar, incubar, acelerar y consolidar* proyectos de **emprendeduría social espacial**.

Su primera misión, la MSM0 [4], que fue la primera misión simulada a Marte realizada en España, se llevó a cabo en abril 2013, en Los Monegros (Huesca).



Patrocinadores MSM0 (Fuente: TMSE)

La MSM0 sirvió para diseñar el sistema de organización de la plataforma, poniendo a prueba el sistema y todos los procesos involucrados en una misión (Llamamiento, selección de proyectos, etc).

Además de ayudar en el desarrollo profesional de todos los participantes, MSM0 consiguió mucho apoyo público y privado, y tuvo una repercusión muy amplia en medios de comunicación y redes sociales, demostrando, aún en medio de la crisis económica iniciada en 2008 y concluida, según el INE, en 2014, el gran interés existente por estas iniciativas.

## Enfoque actual

**Factores Humanos (FFHH) - Seguridad y Salud:** A TMSE le interesan las actividades relacionadas con los vuelos espaciales tripulados y, concretamente con los FFHH, y se enfoca en los afines con la Salud y el Bienestar, de los astronautas y de todas las personas, en sintonía con el Objetivo de Desarrollo Sostenible número 3.



■ Áreas de FFHH (Fuente: TMSE)

**Gestión sanitaria:** Desde 2020 TMSE trabaja con la **Fundación Longenia** en las bases del sistema de seguridad y salud.

Los primeros resultados del primer trabajo de colaboración entre TMSE y Longenia fueron incorporados a una propuesta presentada al concurso [5] de TMS Mars City State Design [6] (Competition), para un millón de habitantes, junto con 174 propuestas más.



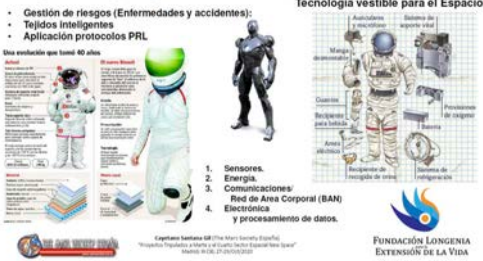
■ Sistema de Gestión Sanitaria (Fuente: TMSE)

Dentro del área de Seguridad, TMSE trabaja en Prevención de accidentes y enfermedades y atención en situaciones de urgencia y emergencia. Por ejemplo, en el desarrollo de Arquitectura subterránea para protección contra radiaciones ionizantes.

**Instrumentación médica:** TMSE ofrece apoyo a proyectos de micropymes sociales cuya actividad se dirija al desarrollo y comercialización de instrumentación médica adaptada o específica para su uso en entornos fuera de la Tierra. Instrumentación médica (Equipos médicos) tanto como medio de diagnóstico, monitorización, terapia, electrocirugía y rehabilitación, como pueden ser brazos robóticos para asistencia o realización de cirugía. Como ejemplo de retorno está el brazo quirúrgico Modus V [7], desarrollado por Synaptive Medical Inc., a partir de tecnología utilizada anteriormente en la Estación Espacial Internacional para posicionar astronautas, reparar satélites y mover carga.

**Seguridad y Vigilancia de la Salud:** Además de la Seguridad, para la que en alguno de sus aspectos se puede implementar mediante diseño y uso de tejidos inteligentes, como parte de la prevención de enfermedades y accidentes, a TMSE le interesan actividades de Vigilancia de la Salud, que incluyen la Gestión de Riesgos (Enfermedades y accidentes) y la aplicación protocolos de Prevención de Riesgos Laborales (PRL).

### Seguridad y Vigilancia de la Salud



■ Seguridad y Vigilancia de la Salud (Fuente: TMSE)

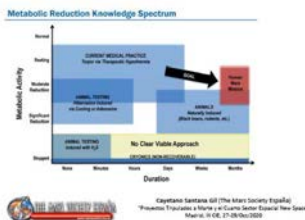
**Tecnología vestible para el Espacio [8]:** Para la prevención se favorecerá el desarrollo de dispositivos vestibles para su uso en Espacio, integrados por sensores, alimentación, subsistemas de comunicación (Red de Área Corporal (BAN)), el control electrónico y el procesamiento de datos.

**Open SpaceSuit [9]:** En la selección de TMSE de proyectos, un ejemplo en este área, compatible con los criterios de la asociación, serían aquellos similares al fallido EXOSKN, el simulador de traje espacial **Serenity**, del Foro Austriaco del Espacio, y el **Evo Space Suit (ESS)** en desarrollo por la iniciativa NEXUS-AURORA.

**Desarrollo de nuevos tratamientos:** También interesan a TMSE propuestas para el desarrollo de nuevos tratamientos para preservar la salud de los astronautas durante travesías de larga duración a la vez que se reducen costes, concretamente la **Hibernación Humana**, en estudio por la NASA [10], la ESA [11] y el DARPA, así como proyectos sobre **Atención de Urgencias** y **Atención de Emergencias**.

### Desarrollo de nuevos tratamientos

- Travesías de larga duración
- Atención de urgencias
- Atención de emergencias



■ Desarrollo de nuevos tratamientos médicos (Fuente: TMSE)



**Actividades de diseminación y aprendizaje:** TMSE continúa con su labor de divulgación y formación. La plataforma de desarrollo MSM, así como todas las demás actividades organizadas o en las que colabore TMSE, favorecerán sinergias con estudiantes, centros de enseñanza, agencias espaciales y empresas.

### Actividades de diseminación y aprendizaje



■ Actividades de diseminación y enseñanza (Fuente: TMSE)

**Proyectos actuales:** Experimento I.R.M.A. (Instrument Recording Microbial Activity) [12]: EFFECT OF MICROGRAVITY ON THE GROWTH AND BIOFILM PRODUCTION OF DISEASE-CAUSING BACTERIA..

La Agencia Espacial Tripulada China (CMSA) y la Oficina de las Naciones Unidas para Asuntos del Espacio Ultraterrestre (UNOOSA) anunciaron el 28 de mayo de 2019 los primeros seis experimentos internacionales que volarán en la próxima estación espacial china permanente. Los seis experimentos ganadores fueron elegidos entre un total de 42 propuestas presentadas por instituciones de 27 países. Una de las seleccionadas fue la propuesta conjunta de TMSE y TMS Perú.

En la imagen pueden ver a los integrantes del equipo:



■ Equipo del proyecto IRMA (Fuente: TMSE)



Se trata de un experimento microbiológico para proteger la salud de los astronautas y futuros pobladores de Marte (Cambios de comportamiento en microorganismos importados, y defensa ante eventuales microorganismos autóctonos).

Concretamente, los objetivos son los siguientes:

- Estudiar el efecto del ambiente de microgravedad a bordo de la Estación Espacial China sobre el crecimiento de bacterias que causan enfermedades gastrointestinales en los seres humanos.
- Diseño del sistema de cultivo y monitorización de las bacterias.
- Análisis microbiológico y molecular.

*Sistema Rover-Drone* [13]: Propuesto por el director de proyectos de TMSE, Daniel Sors Raurell, se trata de desarrollar un sistema rover-drone para la inspección, exploración y asistencia inteligente en entornos complejos (Hostiles y no estructurados). Todo ello como parte de las actividades de **innóptica asistencial** (IoP).



■ Drone para exploración de tubos de lava (Fuente: NASA)

Uno de los objetivos principales es la automatización de la gestión de infraestructuras para asistencia y atención a personas.

## Estación de Investigación

**I+D+i (Euro-MARS):** Euro-MARS es una estación de investigación del programa MARS (Mars Analogue Research Stations), como la MDRS y la FMARS, que intentó instalarse en Islandia en 2007. Es un proyecto suspendido que TMSE pretende instalar en Canarias.

En primer lugar se instalará el hábitat en tierra, en una estructura subterránea (Natural o artificial, simulando un tubo de lava). Funcionaría además como sede en tierra de la estación submarina.



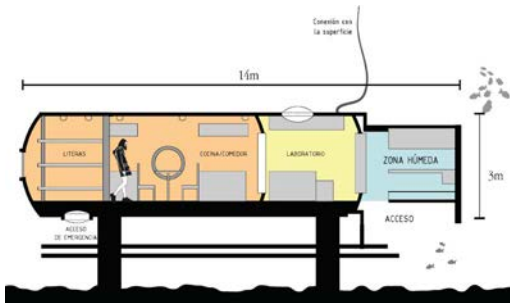
■ Jameo de Lanzarote (Fuente: Daniel Sors)

En segundo lugar, como proyecto de arquitectura e ingeniería submarinas [14], el mismo diseño se utilizaría para construir la estación en el fondo marino, con lo que se conseguirán condiciones de interés para las investigaciones a realizar: flotación neutra, aislamiento, entorno hostil, optimizar confortabilidad (Traje, hábitculo, etc).



■ Estación de Investigación de superficie/subterránea (Fuente: TMSE)

Se utilizará o construirá una estructura submarina (A modo de tubo de lava > Tubo de lava artificial sumergido) que albergue el hábitat. El entorno subacuático, aunque por diferentes razones, simulará el entorno hostil de un hábitat fuera de la Tierra. Para el diseño se estudiarán las características del entorno (Temperaturas, corrientes y oleaje, tipo de suelo, batimetría, densidad de basura, etc), que varían en diferentes emplazamientos de Canarias, y deberá ser compatible con un hábitat para la Luna, y que presentaría TMSE en el proyecto.



■ Esquema del hábitat AQUARIUS (1986) (Fuente: Clara Redondo Canales)

La estación de investigación de Canarias, además de a los temas de arquitectura, diseño de interiores, automatización (Inmótica/domótica), gestión de residuos, sistemas de soporte vital, etc, estaría enfocada en los Factores Humanos, especialmente la Salud, Seguridad y Confortabilidad de las personas, para aplicaciones espaciales y terrestres (Viviendas para personas mayores, con discapacidad, etc).

### 3. Estación de investigación



■ Centro Multiusos STARS (Fuente: TMSE)

Teniendo en cuenta que la Luna parece la candidata más clara para convertirse en el primer sitio fuera de la Tierra (Sin contar la ISS en LEO) con asentamientos humanos, en un plazo “razonable”, diseñar una base lunar es de gran interés. Con esta estación de investigación permanente en Canarias, TMSE pretende que sirva de demostrador de la base diseñada para la Luna, contribuya a los preparativos para los programas tripulados a Marte y sea el primer nodo de una red de estaciones similares distribuidas por toda España.

TMSE también estudiará la posibilidad de sinergias con la PLOCAN [16], para realizar I+D+i oceanográfico y sobre energías renovables, además de, aprovechando

el potencial turístico de Canarias, servir de semilla para una Plataforma Multiusos Offshore (PMO) integrada con un puerto espacial para microlanzadores y como posible ubicación de uno de los nodos de la red de rutas punto a punto de la Starship en desarrollo por SpaceX.

### 3. Estación de investigación

#### Puerto Espacial



■ Plataforma espacial SpaceX (Fuentes: Nick Henning, David Sauer y TMSE)

**Puerto Espacial:** El auge del mercado NewSpace y el crecimiento continuo de producción de pequeños satélites ha generado la necesidad de multiplicar la disponibilidad de microlanzadores. Los microlanzadores definen un marco completamente nuevo para los puertos espaciales que brindan servicios básicos, donde el coste, la capacidad de respuesta y la tasa de lanzamiento son una necesidad para aquellos que apuntan al futuro mercado espacial. Europa busca adaptarse a este nuevo escenario tecnológico, metodológico y económico. El concepto clave de este nuevo paradigma es la multiplicidad: el objetivo de los puertos espaciales es atraer los múltiples micro-lanzamientos disponibles en el mercado, cada uno con sus propios casos de negocio, y disponer de múltiples emplazamientos para los microlanzamientos, ofreciendo un alto ritmo de lanzamientos en un rango más amplio de azimuts.

Entre otros, Portugal trabaja en un espaciopuerto en Santa María (Azores), Escocia tiene su propio proyecto (Shetland Space Centre, en la isla Unst), y en España, Canarias se presenta como una de las mejores opciones, no sólo para microlanzadores sino como posible ubicación de uno de los nodos de la **red de rutas punto a punto de la Starship en desarrollo por SpaceX**. Uno



de los emplazamientos potenciales bajo estudio es el archipiélago sumergido del Gran Meteor.

**Educación y entretenimiento:** El mercado turístico, además del desarrollo de la Economía Azul en Canarias, refuerzan su valor como emplazamiento para un Puerto Espacial, que podría incorporar entre sus elementos una estación de investigación offshore asociada a tubo de lava submarino. Además del Gran Meteor, se están identificando ubicaciones en Lanzarote y Fuerteventura, cuya plataforma oceánica es menos profunda, aunque una opción ya estudiada y favorable sería al sur de El Hierro. Al tratarse de una plataforma multiusos, algunos de ellos serán la educación y el entretenimiento, aprovechando así además la gran actividad turística de la región.

Si se inicia el proyecto por la instalación de la estación de investigación, las actividades de educación y entretenimiento servirán además como vehículo de sensibilización para la instalación del puerto espacial en Canarias, y como demostrador (Prueba de concepto). Ya existe una propuesta para esta Estación, denominada STARS (Space Tourism and Analogue Research Station), diseñada por TMSE, en la que participó de forma destacada Antonio Olmedo Soler, profesional vinculado a la ESA, fallecido en diciembre de 2015.

**EMC2021 [17]:** La evolución reciente del Sector Espacial mundial y, en especial, el programa para Marte de SpaceX, está generando muchas oportunidades de negocio, especialmente para las pymes y micropymes.

Lo anterior, unido al hecho de que España nunca ha sido sede de una European Mars Conference (EMC), ha propiciado que TMSE organice la edición de 2021, después de haber tenido que suspender la de 2020.

Los temas y actividades principales serán:

- Robótica (Rovers y sondas de exploración) Rovers autónomos, Robótica para exploración, inspección y asistencia.
- Astrobiología de Marte y Geociencias Planetarias.
- Planes de misión tripulados actualizados a Marte.
- Capacidad Médica de Exploración (Medicina en entornos de alto riesgo): Atención médica y tecno-

logías emergentes para mantenimiento de la salud de tripulaciones.

- Contramedidas para la salud humana: neutralización de los efectos negativos de la microgravedad, radiación, confinamiento y aislamiento
- Seguridad y confortabilidad: Infraestructuras (hábitats) inteligentes (Inmótica), domótica, Internet de las Personas, diseño de interiores.
- Recursos: Utilización de recursos locales, energía, comida, tecnologías de cultivo, materiales (Recursos geológicos, etc), gestión de residuos y arquitectura.
- Estudiantes: posters y proyectos escolares.

A la vista de los avances en las actividades orientadas al establecimiento en Marte de asentamientos permanentes, lideradas por SpaceX, TMSE pretende colaborar, por medio de la EMC2021, entre otras actividades, en la labor catalizadora que realicen otras entidades en España para dinamizar la participación de nuestro país en las oportunidades que se están generando, contribuyendo además a la diversificación, ya ineludible e inaplazable, de nuestro tejido productivo, creando y progresando en actividades económicas del sector espacial que, de forma compatible y, por supuesto, sin renunciar a nuestro potencial turístico, fortalezca nuestra estructura productiva haciéndola resistente a crisis económicas como la derivada de la Covid-19.

Partiendo, entre otras, de las lecciones aprendidas de la incipiente industria del astroturismo en España.

En esta imagen pueden ver a los miembros del *Comité Organizador* y del *Comité Científico*, provisionales:

**EMC 2021**

**Comité organizador**

**Comité científico**







Más información: <https://marsociety.org/es/emc2020/>

Comité organizador: Jorge Pla-García, Cayetano Sanzana Gil, Daniel Soria Rozell, Pablo Méndez-Villanil Marrón, Laura González Llamazares, Miguel Guerra Ruiz.

Comité científico: Dr. Jesús Martínez Frías, Dr. Genesio Groenier, Dr. Jorge Pla-García, Dr. Scott C. R. Ratan, Raúl Torres.

■ Comités Organizador y Científico de la EMC2021 (Fuente: TMSE)

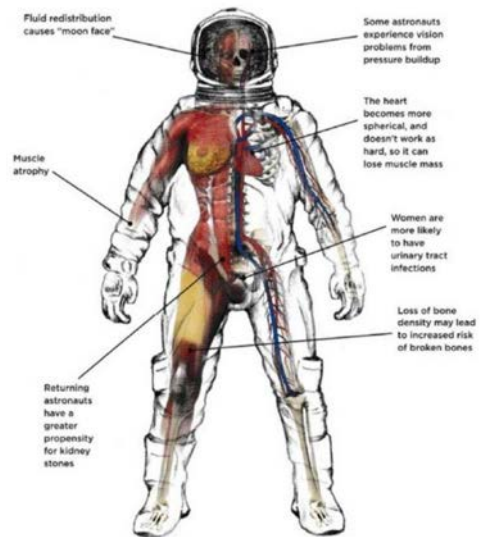
Pueden encontrar más información en el sitio web de TMSE.

Robótica: Uno de los temas de la EMC2021 será la robótica, y los siguientes serán algunas de las especialidades de interés:

- Robots exploradores.
- Robots inspectores.
- Robots clínicos: robots que se emplean como soporte en los procesos de tratamiento, intervención y cuidados.
- Robots para la rehabilitación: como soporte en los procesos de recuperación.
- Robots asistenciales: cuyo objetivo es proporcionar asistencia tanto a cuidadores como a pacientes tanto en hospitales como en centros especializados o en el ámbito del hogar.
- Robots logísticos en el sector socio-asistencial: AGV, sistemas de almacenamientos de productos médicos inteligentes.
- Robots sociales que se caracterizan por la interacción que realizan con humanos, realizando labores de asistencia, información, y servicios en diferentes ámbitos (ferias, exposiciones, hoteles, museos, etc.)
- Robots de limpieza.

Medicina Espacial: Encontrar soluciones a los desafíos de salud que enfrentan los astronautas que viven y trabajan en el espacio ha mejorado nuestra compren-

sión de la fisiología humana y la medicina clínica en la Tierra. La investigación relacionada con el espacio ha superado los límites de la ingeniería y las ciencias de la vida, lo que a su vez nos ha beneficiado a todos



■ Medicina Espacial (Fuente: WEX Foundation)

Estos beneficios vienen en todas sus formas, a menudo a partir de dispositivos de nuestra vida diaria que ahora damos por sentado, como el forro protector de las gafas derivado de la necesidad de un revestimiento especial para proteger las viseras de los cascos de los astronautas; y también de exámenes médicos de alta tecnología, como escáneres TAC y tecnología de resonancia magnética que se originó a partir de tecnología de mejora desarrollada para imágenes lunares; o simples termómetros de oído derivados de sensores infrarrojos que la NASA utilizó para medir la temperatura de objetos celestes distantes.



Imagen por Resonancia Magnética (IRM/MRI)

■ Modelo de Estación Médica ficticia (Medpod) y MRI (Fuente: MedScan/Siemens)

Alguna de las áreas de la medicina espacial que nos interesan son las siguientes:

- Telemedicina Espacial.
- Tecnología Vestible/Implantable Espacial.



■ Telemedicina Espacial y tecnología Vestible e Implantable espacial (Fuentes: CSA ASC; TMSE)

Seguridad: En el terreno de la Seguridad, trabajamos con la Fundación Longenia es el desarrollo de la "Prevención de Riesgos Laborales Espaciales –PRLE–", tema que será también abordado en la EMC2021

Como proyectos específicos, tenemos previsto promover y/o colaborar en los relacionados con el desarrollo de traje EPI, Hábitats Subterráneos (Tubos de lava), Exoesqueleto, Traje Espacial, Prevención de Riesgos Domésticos (PRD), diseño de sistemas (hw,sw y protocolos) para evitar enfermedades y accidentes, entre otros.



■ Prevención de Riesgos Domésticos (Fuentes: TMSE)

Confortabilidad: El confort en todo tipo de habitáculos es fundamental para el desarrollo de actividades humanas, especialmente cuando estos se encuentran en entornos aislados, lejanos y/u hostiles.

TMSE convocará a arquitectos, diseñadores de interiores, ingenieros inmóticos y especialistas vinculados para presentar sus proyectos durante la EMC2021.

**Recursos:** Para el progreso y sostenibilidad de asentamientos, en este planeta y fuera de él, es necesario innovar en los procesos de extracción, producción y Gestión de Residuos (Reciclaje) de todo tipo (Orgánicos, inorgánicos, peligrosos, etc)

Este será otro de los temas fundamentales de la EMC2021.



■ Gestión de recursos materiales (Fuente: Nexus-Aurora; TMSE)

**Otros temas:** Con la colaboración fundamental del IGEO, el CAB y GMV esperamos abordar también las Geociencias planetarias, la Astrobiología y los Planes de misiones tripuladas a Marte, respectivamente.

**Creación de Empresas:** Como ya he explicado antes, esta será una de las áreas esenciales de la EMC2021.

García y los actuales colaboradores de TMSE aquí mencionados.

## Referencias

Liempo modelo de negocio Emprendimiento social

PROBLEMA	PROPUESTA DE VALOR	PROPUESTA DE VALOR ÚNICA	VENTAJA ESPECIAL	SEGMENTO DE CLIENTES
Trabaja y Fortalezas del cliente	Características del producto y del servicio (Propuesta de valor)	¿Una fase que resalte de forma sencilla cómo ayuda a resolver el problema del cliente?	¿Por qué tendrá éxito este proyecto de emprendimiento social? ¿Cuál factor de tu proyecto algo único que lo normalización no podrá copiar?	¿Es el mismo segmento que el cliente o alternar?
OBJETIVOS DEL PROYECTO	Define tu impacto social y medioambiental, así como los beneficios en cada aspecto	MÉTRICAS	CANALES	INVESTIGARLO
¿Definir qué queremos conseguir con tu modelo de emprendimiento social, en torno cualquier aspecto clave relacionado con el propósito, y lo resto del proyecto.	¿Definir tu impacto social y medioambiental, así como los beneficios en cada aspecto	Actividades clave a medir	Vía de acceso a clientes	¿Es el mismo segmento que el cliente o alternar?
ESTRUCTURA DE COSTES	¿Cuánto me cuesta producir mi servicio? ¿Qué gastos fijos y variables tiene?	MÉTRICAS DEL PROCESO	FLUJO DE INGRESOS	
¿Cuánto me cuesta poner el producto en marcha? ¿Qué gastos fijos y variables tiene? ¿Mi proyecto tiene algún coste social y/o ambiental?	¿Cuánto me cuesta poner el producto en marcha? ¿Qué gastos fijos y variables tiene? ¿Mi proyecto tiene algún coste social y/o ambiental?	Métricas para medir el éxito consiguiendo el cambio que te propones con tu emprendimiento social	¿Cuáles son las principales fuentes de ingresos? ¿Cuánto están dispuestos a pagar los clientes por nuestros productos/servicios?	
SOLAPLUS				
¿Qué van a hacer con los beneficios de tu emprendimiento social? ¿Dónde y cómo los van a invertir?				



■ Liempo de diseño del sistema de negocio para emprendimiento social (Fuente: INCYDE)

**Plataforma Multiusos Offshore (PMO) en Canarias:** A partir de la actualización del DAFO aquí expuesto,

[1] <https://www.longenia.org/>

[2] <https://bit.ly/33SMO7S>

[3] Zubrin, R (1996) *Alegato a Marte*, <https://bit.ly/2I-vRMOB>

[4] <https://misionmarte.wordpress.com/>

[5] <https://bit.ly/3mZrHIw>

[6] <https://bit.ly/37Mdokm>

[7] <https://bit.ly/33WfGMm>

[8] <https://bit.ly/3n0Hyq9> <https://bit.ly/3gv4mMu> <https://bit.ly/3gvN16g> <https://go.nasa.gov/3oCeLZK> <https://bit.ly/2K77sto>

[9] <https://go.nasa.gov/2K4fYKb> <https://bit.ly/39Rm-GOF>

[10] Mark Schaffer, John Bradford, Ph.D., Doug Talk, M.D. (2016) *A Feasible, Near-Term Approach to Human Stasis for Long-Duration Deep Space Missions*, <https://bit.ly/2K4ufGL>

[11] Zancanaro, C., Biggiogera, M., Malatesta, M. (2004) *Mammalian Hibernation: Relevance to a Possible Human Hypometabolic State*, <https://bit.ly/3oCR-DKo>

[12] <https://bit.ly/3gs3Izn> <https://irmaorg.wordpress.com/>

[13] <https://bit.ly/33Z3CKt>

[14] Redondo C. C (2020) *Arquitectura en Ambientes Extremos: Hábitat Submarino*, TFG <https://bit.ly/2ItbRa5>

[15] <https://bit.ly/3nDKQzE>

[16] <https://www.plocan.eu/>

[17] <https://marsociety.org.es/emc2020/>

**Análisis DAFO**  
**Plataforma Multiusos Offshore en Canarias**

**Fortalezas**

- El uso de sistemas de decisión y pronóstico (Túneles, antenas, sondas, sensores, etc.) de la plataforma (Agencia, etc.).
- Mayor robustez y mayor autonomía y adaptabilidad para el programa. El uso de todo el sistema.

**Debilidades**

- Falta de recursos humanos que respalde la actividad de infraestructuras y sistemas, los sistemas de gestión.
- Ausencia de recursos económicos significativos.

**Oportunidades**

- Visión a medio y largo plazo para Sector Turismo espacial, especialmente el espacio.
- Promoción como plataforma.
- Atraer recursos de capital riesgo y financiación que de otro forma no recibirían.
- Incremento de la I+D+i: Transportes, Energía, Antenas, Océano, Espacio y Salud.
- Creación de empresas para actividades espaciales (Fabricación y mantenimiento, procesamiento, seguros y actividades de turismo, transporte y servicios de a-borde).
- Laborar desarrollo legal de actividades espaciales.

**Amenazas**

- Reducción social por el coste colectivo de los programas de actividades de la Actividad Espacial...
- Reducción por el coste de los programas de actividades de la Actividad Espacial en Canarias.
- Pérdida de recursos económicos significativos.

THE MARS SOCIETY ESPAÑA

■ DAFO PMO en Canarias (Fuente: TMSE)

en la EMC2021 se realizará un llamamiento para presentación de propuestas, que serán analizadas por un jurado para seleccionar las mejores, que servirán para avanzar en este proyecto.

Reconocimientos: Este artículo es fruto también del trabajo de Daniel Sors Raurell, Elena de San Ramón

# Diseño del casco resistente de un submarino para misiones espaciales

A. Sánchez-Torres<sup>1</sup>, R. Pérez<sup>2</sup>

<sup>1</sup> Universidad Politécnica de Madrid (antonio.sanchezt@upm.es),

<sup>2</sup> Universidad Politécnica de Madrid (rodrigo.perez.fernandez@upm.es)

**Introducción:** La presencia de agua en estado sólido y líquido en cuerpos celestes del sistema solar es bien conocida. Las lunas joviales: Europa y Ganímedes podrían albergar un extenso océano de agua salada por debajo de la corteza helada. Los datos aportados por la sonda Cassini revelaron que Encelado, la luna helada de Saturno, posee una intensa actividad hidrológica; la aparición de géiseres sugiere la existencia de un océano salado debajo de su corteza helada. En 2004 la misión conjunta de NASA y ESA, conocida como Cassini-Huygens, descubrió lagos de hidrocarburos en estado líquido en la superficie de Titán, la luna de mayor tamaño de Saturno. En octubre de 2015 la sonda New Horizons descubrió agua helada en el planeta menor Plutón. Recientemente NASA ha detectado la presencia de agua en varios cráteres de la Luna terrestre.

El uso de un submarino puede ser considerado para una misión de exploración in-situ en los distintos cuerpos celestes. El concepto de este particular sistema submarino se ha considerado en varios trabajos [1], [2], [3]. El grupo de Hatwig ha considerado un submarino para explorar Kraken Mare, el más extenso de los lagos de Titán. Estudiaron la potencia requerida, un análisis térmico y el sistema de control [4].

El diseño de la estructura y forma del submarino debería ser cuidadosamente estudiada en función de los problemas particulares que conlleva cada misión, teniendo en cuenta las condiciones ambientales de cada cuerpo celeste y la máxima profundidad que el submarino podría alcanzar para que no hubiera colapso de la estructura. Este artículo se centra en el estudio

del diseño de la forma y el espesor del forro del caso resistente para misiones a Europa y Titán.

Una misión de exploración submarina en Europa es delicada. En primer lugar, una sonda debería fundir una capa de hielo bastante gruesa, antes de preparar al submarino para la inmersión [2], [3], [5]. La potencia eléctrica y el tiempo necesario para realizar la perforación pueden ser muy elevados para aberturas demasiado grandes. Se debe reducir lo más posible el diámetro  $D_s$  del submarino para que el tiempo de perforación sea el menor posible. Variaciones en la longitud  $L_s$  del submarino no afecta esencialmente al tiempo de perforación [2], [3]. A su vez, incrementar la eslora hace que el volumen efectivo aumente para incorporar un mayor número de instrumentos científicos. Por tanto, un submarino con forma cilíndrica debería ser diseñado con una razón elevada de eslora y manga. Se debe tener en cuenta que para derretir 1 km de corteza helada con una sonda cilíndrica de  $D_s = 0.2$  m y  $L_s = 0.6$  m se requeriría aproximadamente un año y 4 kW de potencia eléctrica [2]. Diseños esféricos deberían limitarse también a pequeños diámetros ( $\sim 0.2$  m), teniendo en cuenta la tecnología actual.

Diferentes materiales se pueden usar para la construcción del casco. Se debe asumir para el material un compromiso de baja densidad y alta resistencia con el objeto de reducir la masa total del submarino y que sea lo suficiente resistente para aguantar la presión de la columna vertical del líquido que soporte. Los materiales compuestos de matriz metálica (MMC) tienen baja densidad ( $\sim 3000$  kg/m<sup>3</sup>) y un gran rango de valores para



el límite de fluencia  $\sigma_y$  (~300-1000 MPa) y el módulo de Young  $E$  (~90-300 GPa). Se pueden utilizar alguna aleación de MMC 6061 Al, o bien el material 6061 Al reforzado con nanopartículas de SiC [6].

**Condiciones ambientales en Europa y Titán:** El diseño del casco resistente depende de las condiciones ambientales en las que se ha de sumergir el submarino. La presión local es:

$$p = \rho \cdot g \cdot H \quad (1)$$

donde  $g$  es la gravedad en superficie de la luna considerada, y  $H$  y  $\rho$  son la profundidad de sus océanos y densidad del contenido líquido, respectivamente.

Una profundidad de cerca de 100 km se estima que tiene el océano de Europa. La densidad del agua salina es alrededor de 1020 kg/m<sup>3</sup> y la gravedad en superficie es 1.32 m/s<sup>2</sup>. La profundidad de los lagos de hidrocarburos en Titán tienen valores dispares. La profundidad media en el lago Ontario Lacus se encuentra en el rango de los 2.7 m y 8.3 m, sin exceder prácticamente nunca de los 30 m de profundidad [7]. El radar de Cassini detectó señales de 170 m de profundidad en Ligeia Mare [8]. El caso del lago de Kraken Mare, podría tener profundidades superiores a los 200 m. La particularidad de que los lagos pudieran estar interconectados por debajo de la superficie haría posible que un submarino navegara entre ellos. Las propiedades químicas y físicas pudieran variar en cada lago y ser distintas también según sea la profundidad. Tanto el metano como el etano se consideran los componentes químicos más probables que se encuentran en esos lagos y mares. La densidad de estos componentes dependen de la temperatura y la presión local. En la superficie de Titán la temperatura y la presión es de 94 K y 1.41 atm, respectivamente. Usando los datos de la referencia [9] se obtendrían densidades de 447 kg/m<sup>3</sup> y 641 kg/m<sup>3</sup> para el metano y etano, respectivamente. Un resumen de valores típicos usados para el diseño del casco resistente se muestra en la Tabla 1.

Parámetros ambientales	Europa	Titán (Ligeia Mare)	Titán (Kraken Mare)
Profundidad (m)	96000	~170	> 200
Densidad (kg/m <sup>3</sup> )	1020	447-641	447-641
Gravedad (m/s <sup>2</sup> )	1.32	1.35	1.35
Temperatura (K)	102	94	94
Presión (atm)	10-12	1.41	1.41

Tabla 1. Condiciones ambientales en Europa y Titán

**Diseño del casco resistente:** Se consideran un diseño de casco esférico y otro cilíndrico con domos en los extremos. La figura 1 muestra distintos diseños de casco resistente que se pueden considerar.

Siguiendo la norma de la *American Bureau of Shipping (ABS)* para obtener el espesor del forro del caso, la presión crítica es [10]:

$$P_c = p / \gamma, \quad (2)$$

donde  $\gamma$  es un factor de seguridad teniendo en cuenta la geometría. Para formas esféricas y cilíndricas es igual a 0.67 y a 0.8, respectivamente.

Para un cilindro sin refuerzos o cuadernas, la presión por la cual se superaría el límite de fluencia del material es [10]:

$$P_r = \frac{2\sigma_y h}{D(1-F)}, \quad (3)$$

donde  $\sigma_y$  es el límite de fluencia,  $h$  es el espesor del forro del casco y  $D$  es el diámetro del cilindro. El valor  $F$  depende de la estructura del cilindro, material considerado y el número de cuadernas que intervienen. En el presente artículo, al considerar un cilindro hueco sin refuerzos, tenemos  $F=0$ . La normativa ABS compara la presión  $P_v$  con la presión de pandeo de von Mises:

$$P_v = \frac{2.42E[h/D]^2}{(1-\nu^2)^{1/4} [L/D - 0.45\sqrt{h/D}]}, \quad (4)$$

donde  $L$  es la longitud del cilindro,  $E$  es el módulo de Young y  $\nu$  es el coeficiente de Poisson, que es 0.33 para los materiales considerados. Debido a que varias inestabilidades estructurales pueden ocurrir para una presión crítica  $P_c$ , la norma ABS usa:

$$P_r = \begin{cases} P_c / 2 & \text{si } P_v / P_c \leq 1 \\ P_c [1 - P_c / (2P_v)] & \text{si } 1 < P_v / P_c < 3 \\ 5P_c / 6 & \text{si } P_v / P_c \geq 3 \end{cases} \quad (5)$$

Considerando las ecuaciones (1)-(5) se obtiene numéricamente el espesor  $h$  dada la profundidad  $H$ .



De modo similar, en el caso de un casco esférico de diámetro  $D_0$ , se considera la presión de la ecuación (2) para el factor de seguridad adecuada a esa simetría ( $\gamma=0,67$ ), y se compara la presión de

$$P_{ys} = \sigma_y h / D_0, \quad (6)$$

con la presión de pandeo:

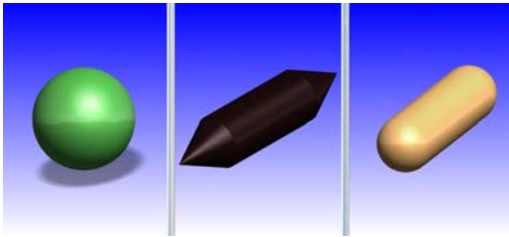
$$P_{cs} = \frac{8E}{\sqrt{3(1-\nu^2)}} \times \left(\frac{h}{D_0}\right)^2. \quad (7)$$

Para evitar que se produzcan distintas inestabilidades la norma ABS usa [10]:

$$\frac{P_{cs}}{P_{ys}} = \begin{cases} 0.74 \left\{ 1 + \left[ \frac{P_{ys}}{(0.3P_{cs})^2} \right]^{1/2} \right\} & \text{si } P_{cs} > P_{ys} \\ 0.21 P_{cs} / P_{ys} & \text{si } P_{cs} \leq P_{ys} \end{cases} \quad (8)$$

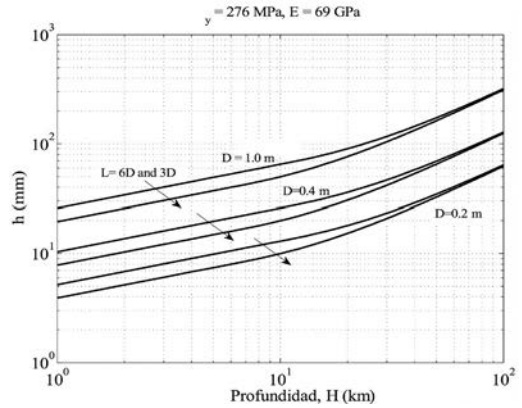
Considerando las ecuaciones (1), (2), (6), (7) y (8) se determina numéricamente el espesor  $h$  en función de la profundidad.

Aspectos que deben ser considerados en el submarino son los diseños de el casco exterior y los apéndices.



■ Figura 1. Formas de cascos resistentes

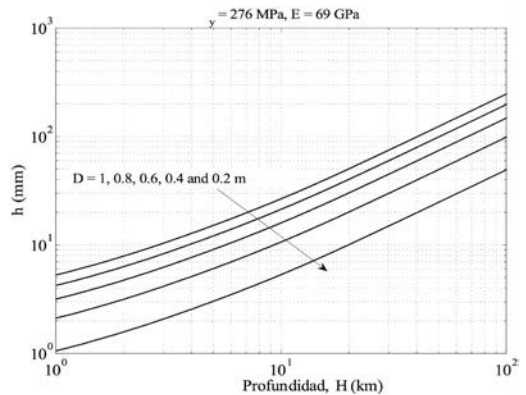
**Resultados para misiones a Europa y a Titán:** El diámetro  $D$  del casco resistente está limitado por el diámetro de apertura considerado en la corteza helada durante la fase de perforación en la misión a Europa. Los cálculos deberían estar restringidos a diámetros moderados ( $D < 0.2$  m) para la actual tecnología. Sin embargo, se espera que la tecnología futura nos de alguna ventaja y se pueda perforar diámetros mayores. Por ello, se realizan estimaciones con diámetros inferiores a 1 m. La figura 2 muestra el espesor de un casco cilíndrico para  $\sigma_y = 274$  MPa,  $E = 69$  GPa,  $\gamma = 0.8$  y varias combinaciones de esloras y mangas.



■ Figura 2. Espesor del casco cilíndrico

Se muestra que el espesor del forro aumenta con el diámetro. En un importante rango de profundidades desde 1 km hasta cerca de 10 km, el espesor para los casos de  $L = 6D$  es bastante mayor que para los casos de  $L = 3D$ . Si el submarino es sumergido hasta los 100 km, el espesor prácticamente no varía para las dos relaciones de eslora y manga antes consideradas.

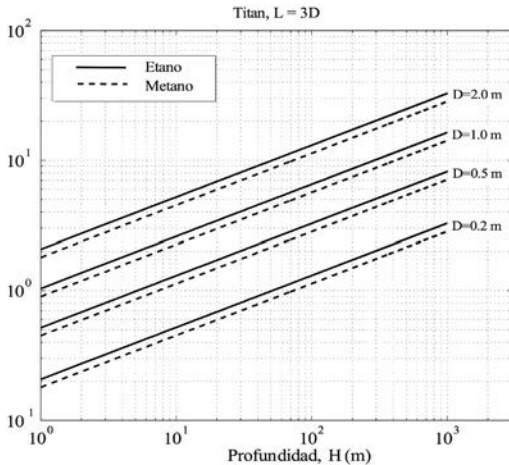
Para cascos resistentes esféricos se considera en el estudio diámetros inferiores a 1 m. La figura 3 muestra el espesor en función de la profundidad.



■ Figura 3. Espesor del casco esférico

Considerando un mismo diámetro en simetría esférica y cilíndrica se observa que el espesor es menor para el caso esférico. Sin embargo, hay que tener en cuenta que cualquier defecto en la construcción del casco esférico estaría asociado a un mayor riesgo del colapso de la estructura total. Además, la forma cilíndrica dispone

de un mayor volumen efectivo que la esférica, pudiendo albergar mayor espacio para localizar sistemas de potencia o de navegación e instrumentos científicos



■ Figura 4. Espesor del casco cilíndrico

A diferencia del caso de Europa, los mares y lagos de Titán poseen profundidades más bajas. Valores más pequeños de  $E$  y  $\sigma_y$  serían requeridos. Como la profundidad de los lagos de Titán no son exactamente conocidos, se considerará para los cálculos una profundidad de 1 km como factor de seguridad. Se estudian los casos de metano y etano en estado líquido como la sustancia donde se sumergiría el submarino. La figura 4 muestra el espesor del forro de un casco cilíndrico para un rango de profundidades de hasta 1 km.

**Conclusiones:** Se ha estudiado el diseño del casco resistente de un submarino para misiones de exploración espacial. En particular, se consideraron formas esféricas y cilíndricas, suponiendo las condiciones ambientales que se dan en la luna jovial Europa y Titán, la mayor luna de Saturno.

Para una misión a Europa o a cualquier otra luna helada de las que habitan el sistema solar, el diseño del submarino está restringido al diámetro de abertura que se puede fundir en una superficie congelada de kilómetros de profundidad. Se ha comprobado que el espesor es inferior para cascos esféricos que en formas cilíndricas. Sin embargo, un casco cilíndrico sería mejor debido a que:

- 1) el volumen efectivo dentro del submarino es mayor que el de una esfera para un mismo diámetro;
- 2) y que el espesor del casco no aumenta excesivamente si la eslora supera ampliamente la manga, aumentando el volumen efectivo con la eslora.

En el caso de Titán la limitación en su diseño no proviene de la fase de perforación. Solo estaría restringido por su peso y las dimensiones del vehículo espacial, donde se ubicaría. Se han estudiado esloras y mangas mayores para Titán. Se debe estudiar el comportamiento de navegabilidad en condiciones de compuestos químicos diferente al agua.

El estudio preliminar presentado aquí puede extenderse a otras lunas como Encelado. Se puede estudiar también cascos resistentes reforzados con cuerdas para soportar mayores presiones y reducir inestabilidades que puedan colapsar la estructura del casco.

## Referencias

- [1] Ross C. T. (2007) *J. Aerospace Eng.*, 2, 200-203.
- [2] Perez R, Sanchez-Torres A. (2015) *IJOER*, 1, 41-50.
- [3] Sanchez-Torres A, Perez R. (2015) *Ingeniería Naval*, 942, 77-83.
- [4] Hartwig J. W. et al. (2016) *Cryogenics*, 74, 31-46.
- [5] Ulamec S. et al. (2007) *Rev. Environ. Sci. Biotechnol*, 6, 71-94.
- [6] Case J. et al. (1999) *Strength of materials and structures*, Oxford, UK.
- [7] Ventura B. et al. (2012) *Icarus*, 11,960-969.
- [8] Mastrogiuseppe M. et al. (2014) *Geophys. Res. Lett.*, 41, 1432-1437.
- [9] Younglove B. A, Ely J. F. (1987) *J. Phys. Chem. Ref. Data*, 16, 577-798.
- [10] American Bureau of Shipping (2019) *Underwater vehicles, systems and hyperbaric facilities*. American Bureau of Shipping, Houston, USA.

# Desde Demócrito a Plato y más allá

J. A. Caballero, (caballero@cab.inta-csic.es)

Centro de Astrobiología (CSIC-INTA)

**Introducción:** “Hay innumerables mundos de distintos tamaños”. Esta frase, que podría haberse escrito durante las últimas dos décadas y media desde el descubrimiento del primer exoplaneta alrededor de una estrella como el Sol, la escribió en realidad el filósofo Demócrito, allá por el siglo IV a.C. Tras él, grandes pensadores como Epicuro, Alberto Magno, Guillermo de Ockham, Giordano Bruno, Isaac Newton o Christiaan Huygens escribieron frases parecidas, e incluso murieron quemados en la hoguera por ello. En 1995 se descubrió, por fin, el primero de tales mundos, y desde entonces los astrofísicos estamos convirtiendo la filosofía clásica y la ciencia-ficción moderna en ciencia escrita y premios Nobel. Para el descubrimiento y caracterización de exoplanetas (masa, radio, composición de interior y atmósfera) usamos instrumentación desde tierra, pero también desde el espacio. Mientras que los astrofísicos españoles hemos pasado del “que publiquen ellos” al “científicos españoles descubren una exotierra habitable alrededor de una estrella muy cercana al Sol”, la Ingeniería Espacial española ha pasado del “que inventen ellos” (*Hubble Space Telescope*, *CoRoT*, *Kepler*, *TESS*) al “ocho empresas españolas participan en el proyecto del nuevo cazador de exoplanetas” (*Gaia*, *CHEOPS*, *James Webb Space Telescope*). A continuación vendrán *Roman*, *ARIEL*, *WSO-UV*, el siguiente gran observatorio de la NASA (*¿LUVOIR?*, *¿HabEx?*) y, quizá, una gran misión de la ESA para la detección de bioseñales en las atmósferas de planetas habitables, el *Large Interferometer For Exoplanets*. A día de hoy los astrofísicos e ingenieros espaciales españoles trabajamos juntos, pero deberíamos hacerlo todavía más, porque lo que es bueno para una comunidad también lo es para la otra.

**In media res:** Madrid, octubre de 2019. La Real Academia de Ciencias de Suecia anunció los premios Nobel en Física del año: Jim Peebles, Michel Mayor<sup>1</sup> y Didier Queloz. En su anuncio, la Real Academia constató que: “[...] *the Sun has been found to be far from the only star in our galaxy to host planets. The new findings show a wide diversity of planetary systems. As a result, our understanding of the Universe has changed in profound ways during the past few decades, and with that our view of our place in the Cosmos*”. Se constató, por fin, una revolución ideológica que había empezado hace mucho tiempo.

**Desde Demócrito...:** Hace más de dos milenios, el filósofo griego Demócrito (460-370 a.C.) fue de los primeros en proponer la existencia de mundos alrededor de otros soles. Algunos de ellos incluso podían estar habitados: “[...] *que existen innumerables mundos, de tamaños diferentes. En algunos de ellos no hay ni sol ni luna, en otros el sol y la luna son más grandes que los de nuestro mundo y otros tienen más de un sol y más de una luna. [...] y mientras unos florecen, otros decaen. Aquí se generan y allá, al colisionar con otros, perecen y destruyen. Varios mundos carecen de vida vegetal y animal, así como de todo tipo de agua [...]*”.

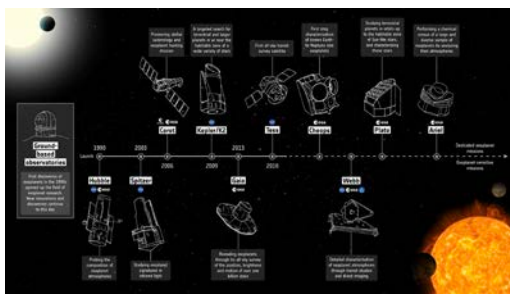
Epicuro (342-270 a.C.), influenciado al igual que Demócrito por el atomismo y el pluralismo cósmico de Leucipo (s. V a.C.), también creía en la existencia de una gran cantidad de mundos, quizá infinitos “[...] *debido al suministro infinito de átomos, hay una cantidad infinita de mundos (cosmoi). Algunos de estos mundos podrían ser muy diferentes a los nuestros, otros bastante*

<sup>1</sup> Casualmente, Michel Mayor estaba de visita en Madrid, invitado por el autor.

similares, y todos los mundos estarían separados unos de otros por vastas áreas de vacío [...]”.

Los pensadores del islamismo medieval Muhammad al-Baqir y Fakhri ad-Din ar-Razi retomaron el pluralismo cósmico pero chocaron contra el platonismo-aristotelismo reinante, como hicieron después Nicolás Copérnico, Galileo Galilei y Johannes Kepler. A pesar de su muerte violenta por las Inquisición, las palabras de Giordano Bruno (1548-1600) en su *De l'infinito universo et mondi han llegado hasta nuestros días*: “[...] existen, pues, innumerables soles; existen infinitas tierras que giran igualmente en torno a dichos soles, del mismo modo que vemos a estos siete (planetas) girar en torno a este sol que está cerca de nosotros [...]”.

Después vinieron Christiaan Huygens (que buscó exoplanetas con su rudo instrumental), Isaac Newton, Bernard Le Bovier de Fontenelle, John Locke, William Herschel y, a finales del s. XIX, Camille Flammarion. Tras las dos Guerras Mundiales, en su *Proposal for a project of high-precision stellar radial velocity work*, Otto Struve [1] dibujó las líneas maestras del método Doppler de detección indirecta de exoplanetas con espectrógrafos de alta resolución desde Tierra con el que Michel Mayor y Didier Queloz [2] descubrieron 51 Peg b, el primer exoplaneta alrededor de una estrella como el Sol, en 1995.



■ Misiones espaciales para la detección y caracterización de exoplanetas, con sus fechas de lanzamiento: Hubble, Spitzer, CoRoT, Kepler/K2, Gaia, TESS, Cheops, James Webb, Plato y Ariel (Fuente: ESA).

**Exoplanetas en 2020.** Excepto por la gran labor divulgativa de Carl Sagan y Frank Drake de finales de los 70s y principios de los 80s, así como los descubrimientos, tanto ciertos como fallidos, de otros candidatos planetarios alrededor de otras estrellas y púlsares previos

a 1995, la historia de la Exoplanetología empezó con aquella publicación de Mayor y Queloz, por la que recibieron el premio Nobel justo un cuarto de siglo después [3].

Salvo por unas pocas honorables excepciones, los astrónomos españoles pudieron implicarse poco en el descubrimiento y caracterización de exoplanetas hasta bien entrados los 2010s. Entre esas excepciones se deben nombrar el descubrimiento de los primeros “planetas aislados” (objetos subestelares con masas por debajo del límite de combustión del deuterio) [4,5] y de TrES-1, el primer exoplaneta transitante descubierto con una red de pequeños telescopios dedicados [6] y el segundo en el vecindario solar después de HD 209458 b [7].

Sin embargo, con el descubrimiento en 2016 del planeta terrestre Próxima Centauri b alrededor de la estrella más cercana al Sol por un equipo internacional liderado por un astrónomo español [8] y, especialmente, la primera luz del espectrógrafo hispano-alemán CARMENES<sup>2</sup> [9] en el telescopio 3.5 m del Observatorio de Calar Alto, en Almería, los astrónomos españoles se han puesto a la vanguardia de la Exoplanetología mundial. Algunos de los descubrimientos con CARMENES incluyen los de una exotierra helada alrededor de la segunda estrella más cercana al Sol (Barnard b) [10], el exoplaneta más parecido a la Tierra descubierto hasta ahora (Teegarden b) [11], un sistema con una estrella muy pequeña y un planeta muy grande que desafía los modelos de formación (GJ 3512) [12] e incluso la medida de vientos en la atmósfera de un exoplaneta gigante (WASP-69b) [13].

De especial interés para la ingeniería espacial, desde el inicio de operaciones en 2018 de la misión espacial

<sup>2</sup> <http://carmenes.caha.es> Las instituciones españolas implicadas en CARMENES, además del Centro Astronómico Hispano-Alemán de Calar Alto, son Instituto de Astrofísica de Andalucía (CSIC), Institut de Ciències de l'Espai (CSIC), Instituto de Astrofísica de Canarias, Universidad Complutense de Madrid y Centro de Astrobiología (CSIC-INTA).

TESS, de la NASA, CARMENES se ha convertido en uno de los mayores proveedores mundiales de masas mínimas de planetas transitantes [14-18]. Así, con los radios planetarios y los ángulos orbitales medidos por tránsitos desde el espacio y las masas mínimas medidas desde tierra con espectrógrafos de velocidad radial como CARMENES se puede determinar la masa absoluta y densidad de los exoplanetas y, por tanto, estimar su composición y estructura interna. Hace tan solo unas décadas, esto era ciencia-ficción

**Misiones espaciales para la detección y caracterización de exoplanetas.** Con la Ingeniería en misiones espaciales para el estudio de exoplanetas ha pasado casi lo mismo que la Exoplanetología en Astrofísica. Primero, hubo una época en la que imperó hasta muy recientemente el “que inventen ellos”. Esta filosofía no aplicó solo a misiones de la NASA (*Spitzer*, 2003-2020; *Kepler*, 2009-2018; *TESS*, 2018+), sino también a misiones colaborativas de la Agencia Espacial Europea (ESA), tales como *Hubble* (NASA-ESA-CSA, 1990+) y *CoRoT* (CNES-ESA, 2006-2014), en la que se contribuyó sobre todo científicamente

Sin embargo, la Ingeniería espacial española ha dado un buen arreón en la última década, hasta vanagloriarse de notas de prensa con títulos como este: “*Ocho empresas españolas participan en el proyecto del nuevo cazador de exoplanetas*”. Aunque aún no ha sido lanzado (por un Ariane 5 desde Kourou), la primera de las misiones espaciales que estudiará exoplanetas y con contribución de empresas españolas fue el telescopio espacial *James Webb* (NASA-ESA-CSA, 2021+). Coordinadas científica y tecnológicamente por el Consejo Superior de Investigaciones Científicas (CSIC) y el Instituto Nacional de Técnica Aeroespacial (INTA), empresas como CASA, CRISA, IberEspacio y LIDAX contribuyeron a los instrumentos NIRSpec y MIRI (p.e. MIRI Telescope Simulator).

Después vino *Gaia* (ESA, 2013+), el cartógrafo tridimensional de miles de millones de estrellas de la Galaxia, al que contribuyeron, en orden alfabético: Alcatel Alenia, Crisa, EADS Casa, Ryma y Sener (con su famoso parasol desplegable). Además, la Universitat de Barcelona lidera un consorcio de instituciones españolas dentro del Gaia Data Processing and Analysis

Consortium, mientras que el Science Operations Centre de Gaia está en el European Space Astronomy Centre de Villanueva de la Cañada.

Finalmente, el 18 de diciembre de 2019 se lanzó *CHEOPS* (ESA, 2019+), el *CHARacterising ExOplanet Satellite* con una plataforma basada en la del tristemente perdido SEOSAT-Ingenio. El “prime contractor” de *CHEOPS* fue Airbus España, pero a su construcción también contribuyeron las empresas españolas Alter Technology, Crisa, Elecnor Deimos, GMV, HV Sistemas, IberEspacio y Sener. Además, el Mission Operations Centre está localizado en dependencias de INTA en Torrejón de Ardoz.

A continuación vendrán *Spektr-UV/WSO-UV* (Roscosmos-España-Japón, 2025+) y *PLATO*<sup>3</sup> (ESA, 2026+), *PLANetary Transits and Oscillations of stars*, en fases muy avanzadas de desarrollo y construcción. Algo similar ocurre con *Roman* (NASA+, >2025), anteriormente conocido como *WFIRST*, en el que se han barajado pequeñas contribuciones por parte de ESA, JAXA, DLR, CNES y MPIA.

Según escribo estas líneas, la misión de clase media *ARIEL* (ESA, 2029+), el Atmospheric Remote-sensing Infrared Exoplanet Large-survey está pasando de los planos a la realidad. El “prime contractor” del bus del satélite se seleccionará en enero de 2021

¿Qué misiones vendrán después?. Actualmente, la NASA está decidiendo cuál será su próximo Next Generation Observatory. De las cuatro propuestas presentadas, dos tienen la detección de biomarcadores en atmósferas exoplanetarias como uno de sus casos científicos principales (*LUVOIR*, *HabEx*). Para ambas también se está barajando una posible contribución europea (p.e. el espectropolarímetro ultravioleta *POLLUX* para *LUVOIR*).

Pero la joya de la corona de la Ingeniería espacial europea vendrá después de *THESEUS/EnVision*, *ATHENA*

<sup>3</sup> Como sabemos, el filósofo Platón no creía en la pluralidad de mundos.

y *LISA*. Probablemente se lanzará hacia 2050 y descubrirá los primeros rasgos inequívocamente biológicos de una exotierra alrededor de una estrella como el Sol. Será un interferómetro infrarrojo heredero del Darwin de la ESA y del *Terrestrial Planet Finder-I* de la NASA. Probablemente también se llamará como el proyecto recién nacido LIFE, *Large Interferometer For Exoplanets*. Aunque 2050 parece lejos, algunos ya estamos trabajando en esta idea.

**Reconocimientos:** PID2019-109522GB-C51 (MICINN).

## Referencias

- [1] Struve O. (1952) *The Observatory*, 72, 199. [2] Mayor M. & Queloz D. (1995) *Nature*, 378, 355. [3] Perryman M. (2018) *The Exoplanet Handbook*, Cambridge University Press, 2nd ed. [4] Zapatero Osorio M. R. et al. (2000) *Science*, 290, 103. [5] Caballero J. A. (2018) *Geosciences*, 8, 362. [6] Alonso R. et al. (2004) *ApJ*, 613, L153. [7] Charbonneau D. et al. (2000) *ApJ*, 529, L45 [8] Anglada-Escudé G. et al. (2016) *Nature*, 536, 437. [9] Quirrenbach A. et al. (2016) *SPIE*, 9918, E12. [10] Ribas I. et al. (2018) *Nature*, 563, 365. [11] Zechmeister M. et al. (2019) *A&A*, 627, A49. [12] Morales J. C. et al. (2019) *Science*, 365, 1441. [13] Nortmann L. et al. (2018) *Science*, 362, 1388. [14] Luque R. et al. (2019) *A&A*, 628, A39. [15] Bluhm P. et al. (2020) *A&A*, 639, A132. [16] Nowak G. et al. (2000) *A&A*, 642, A173. [17] Kemmer J. et al. (2020) *A&A*, 642, A236. [18] Dreizler S. et al. (2020) *A&A*, in press (eprint arXiv:2011.01716).



# Las lunas de los gigantes gaseosos. ¿Zonas habitables?

Fernando Carmona Martín

Particular

En estos momentos donde la exploración del planeta Marte ocupa un objetivo prioritario en la discusión científica internacional, no podemos perder de vista otros cuerpos planetarios en nuestro sistema solar también con un gran potencial para la exploración.

Las lunas heladas de Europa y Encelado ya están en el punto de vista de los científicos como lugar de estudio en próximas misiones. La luna Europa se localiza en el sistema de Júpiter, es el sexto satélite en orden creciente de distancia al planeta y el más pequeño de los cuatro Galileanos. Encelado es el sexto satélite más grande de Saturno. Ambos presentan características muy interesantes desde el punto de vista astrobiológico que les hacen merecedores de un espacio en las futuras misiones de exploración planetaria.

Cada una de las lunas heladas está espolvoreada por una sustancia rosa anaranjada que de momento no se tiene clara su composición. Estos mundos de agua helada con océanos subsuperficiales, podrían compararse a lo que sucede bajo el hielo de la Antártida donde se han encontrado ecosistemas microbianos. Estos análogos terrestres (lugares del planeta Tierra que por sus características fisicoquímicas se parecen a algún lugar del sistema solar) nos dan pistas y nos preparan para el estudio de lo que podríamos encontrar en esos lugares extraterrestres. La vida que se puede encontrar en Marte es antigua, quizá fosilizada, que pudo sobrevivir hace millones de años cuando era más cálido y húmedo pero podría no decirnos mucho de cómo comenzó nuestra vida. Pero ¿porque decimos que estas lunas

entrarían en la categoría de lugares con cierto potencial de habitabilidad?

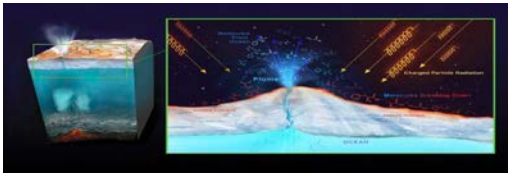


■ Figura 1: Fuente: NASA/JPL

En Europa se descubrió la presencia de agua con los datos de la nave Galileo e imágenes del telescopio Hubble, esto se confirmó a través del magnetómetro y aplicando el sistema de inducción magnética que indicaba que es un mundo criogeológico donde sustituye la roca por el hielo de agua en la superficie. Posee un débil campo magnético impulsado por Júpiter que es su fuerza motriz. Este conductor de electricidad hacia el campo magnético es el agua líquida que estaría debajo de la superficie. La presencia de un océano que puede tener desde 50 a 100 km de profundidad (se piensa que con cierto grado de salinidad para formar el campo magnético) ya que el agua pura es mal conductor de electricidad. ¿Por qué ofrece verdadero potencial como hábitat para la vida más allá de la tierra? Tiene agua líquida en contacto con la roca alimentada por las fuerzas de marea, hay energía química y se dan los compuestos orgánicos esenciales para la vida que conocemos. Inconvenientes: no sabemos el espesor del hielo que podría llegar hasta los 30 o 40 km; tampoco si se regenera por medio de la criogénesis de la tectónica de placas, si las grietas observadas en el hielo son fallas

por donde pasa el agua a la superficie o si hay depósitos de agua aislados en el interior de la capa de hielo. Además la radiación en Europa es extremadamente alta porque orbita muy cerca de Júpiter y capta muchas partículas cargadas en su campo magnético.

El presupuesto y financiación para enviar misiones se está viendo recortado al priorizar en otros proyectos (envío de Rovers a Marte).



■ (Figura 2: Fuente: NASA/JPL)

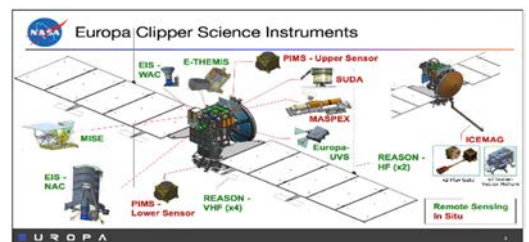
**Encelado** es una luna pequeña un sexto del tamaño de Europa con una superficie muy helada y brillante. La sonda espacial Cassini observó con sorpresa unos geiseres o columnas de polvo que emanaban de una región acotada de la zona sur formando el anillo E de saturno y las sobrevoló analizando el material expulsado con su espectrómetro de masas. La sorpresa fue comprobar que había agua (al no haber una fuente de calor continua no hay razón para pensar que el hielo no esté congelado). También se detectó abundancia de amoníaco que mezclado con el agua actúa como un anticongelante eficaz. Cuando midieron las temperaturas en los respiraderos vieron agua líquida como resultado. Además se detectó metano productos orgánicos complejos, aminoácidos y una sopa de materia orgánica. Existen datos interesantes de atracción gravitacional confirmando que entre la capa de hielo y el núcleo de roca se forma un bolsillo de agua emparedado que las haría estar en contacto formándose grietas en la superficie y apareciendo las plumas de polvo. Con todo este cóctel tendríamos una química muy interesante que se ajusta a todos los criterios de habitabilidad que conocemos: tiene Fuentes de energía química y carbono para construir moléculas complejas. Inconvenientes: no hay una fuente continua de calor. Todo el mundo pensaba que el océano debería estar congelado pero la sorpresa fue que no. Hay dudas y teorías sobre esto. Se piensa que encelado se encontraba hace millones de años en una fase de excentricidad mucho mayor que su órbita

y bombeaba calor hacia el interior. Ahora quedan los restos de ese océano que algún día se congelaría, entonces podría no haber existido por un periodo suficiente de tiempo para darse las condiciones de vida.



■ (Figura 3: Fuente: NASA/JPL)

**Próximas Misiones:** JUICE en 2022 (financiada por la ESA) aunque su objetivo será Ganímedes y no Europa que solo tendrá sobrevuelos en aproximación ya que necesitaría más propelente para entrar en su órbita y supondría mucho más coste. La segunda misión EUROPA CLIPPER de la NASA para 2024, si tiene como objetivo mapear el subsuelo para encontrar señales de vida, realizarán en torno a 40 sobrevuelos bajos sobre la superficie y estará equipada con 9 instrumentos que (medirán el campo magnético, un radar perforador, analizarán que minerales contiene el hielo o la temperatura de la superficie). La mala noticia es que se ha suprimido ICEMAG uno de los instrumentos más importantes para perforar el hielo y aunque todavía es posible que puedan medir la profundidad del océano y la salinidad, será mucho más difícil sin él. Dependerán de cómo sea realmente Europa y que se encuentren una vez allí.



■ (Figura 4: Fuente: California Institute of Technology)

Tipos de Lanzamiento posibles: Trajectory 1: Vehículo comercial (Falcon Heavy or Delta IV Heavy) EVEEGA (Earth, Venus, Earth, Earth) Asistencia gravitatoria de la tierra y venus. Los Sistemas de la nave especial de-

berán sobrevivir mucho más tiempo en el duro entorno espacial. Tardaría 7,5 años en llegar pero se reduciría el coste.

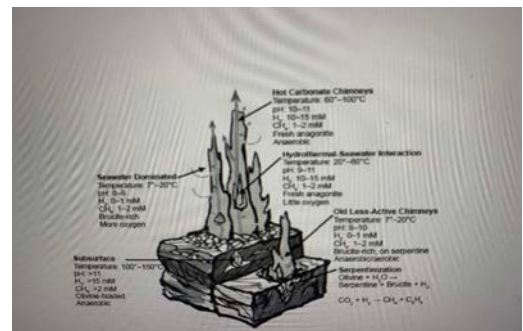
Trajectory 2: Vehículo directo a Júpiter: SLS Transfer: 2.5 años en llegar, mucho más caro que un cohete comercial. El presupuesto de esta misión es de 4250 millones de \$. La NASA está cada vez más preocupada por tomar una decisión final sobre que vehículo de lanzamiento se utilizará finalmente y mantiene un debate con el congreso que insiste en que se utilice el sistema de lanzamiento SLS pero han surgido problemas de compatibilidad de hardware y tampoco está claro si habrá suficientes cohetes disponibles, ya que son necesarios para que el programa Artemis devuelva a los astronautas a la superficie lunar. Finalmente parece que se utilizará un vehículo privado en octubre 2024.

**Y si pudiéramos elegir a donde ir?** Podría ser Europa que ha tenido agua líquida en contacto con la roca y una fuente de calor abundante durante un largo periodo de tiempo para que pueda darse la vida sin embargo podría mantenerlo todo bajo el hielo y no poder penetrarlo, sería muy complicado.

El elegido sería Encelado ya que está a nuestro alcance; el agua es expulsada constantemente al espacio y disponemos de tecnología necesaria para tomar muestras y retornarlas a la tierra. La misión seguiría la trayectoria EVEEGA (Earth, Venus, Earth, Earth Gravity Assist) aprovechando la ayuda gravitatoria de varios planetas del s. solar interior, gastando poca energía y multiplicando la velocidad de crucero para reducir los tiempos de llegada. Tardaría 7-8 años en llegar a Saturno, estaría 2 orbitando cerca y realizando descensos a través de los geiseros y otros 4 para regresar bajando hacia la gravedad del sol antes de traer a la tierra las muestras. Necesitaría una fuente de energía que se mantuviera funcionando en el espacio profundo en torno a 16 años y una lanzadora especial. El presupuesto de la misión sería unos 4 mil millones de dólares.

**Análogos en la tierra:** El ejemplo más conocido es el Lago Vida en los valles secos de la Antártida junto con el lago Untersee. Pero si hay un análogo claro en la tierra similar a los respiraderos hidrotermales en el océano de Encelado: el Campo Ciudad Perdida a lo largo del Macizo Atlántico al oeste de la cresta del

Atlántico medio. La nave espacial Cassini detectó que el agua líquida subsuperficial de Encelado está circulando a través de sistemas hidrotermales alcalinos y cálidos en el fondo del océano y aunque no están tan bien caracterizados como los respiraderos de la Ciudad Perdida, pero parece haber una base muy similar. Los sistemas alcalinos en Encelado pueden tener concentraciones más bajas de magnesio que los fluidos de Ciudad Perdida. Otra diferencia fundamental entre los respiraderos de Ciudad Perdida y los de Encelado es la energía disponible para la vida. La química del penacho de Encelado indica que el hidrógeno y el dióxido de carbono forman una pareja redox adecuada para soportar metanógenos pero no se observan sulfatos ni  $O_2$ , y es probable que no estén presentes. El hábitat de Encelado depende de fuentes de energía alternativas redox. No hay luz solar ni fotosíntesis.



■ Figura 4: Cross-section diagram of geological, geochemical, and biological zonation within The Lost City hydrothermal vents

# Uso de cámaras de vacío térmico para ensayos espaciales

Alejandro Fernández Herrero, UPM/IDR (alejandro.fernandez.herrero@alumnos.upm.es)

<sup>1</sup>Universidad Carlos III de Madrid (UC3M). Avda. Universidad 30, 28911. Leganés. (icarnoto@ing.uc3m.es junio@ing.uc3m.es),

<sup>2</sup>Ingeniería de Sistemas para la Defensa de España (ISDEFE). Calle Beatriz de Bobadilla, 3. 28040. Madrid.

**Introducción:** Una parte fundamental de las misiones espaciales es la campaña de ensayos realizados previamente a la operación de la misión. Los ensayos térmicos ocupan una parte importante dentro de esta fase y llevan un trabajo previo de puesta a punto del entorno y los elementos necesarios para la realización de los mismos. En este breve informe se resume el trabajo realizado para la puesta a punto de una cámara de vacío térmico.

**Ensayos térmicos:** Dentro de los ensayos realizados en una misión espacial destacan los ensayos mecánicos y los ensayos térmicos. De entre los ensayos térmicos se puede diferenciar entre ensayos de balance térmico, que sirven para evaluar los resultados obtenidos en análisis, ensayos de ciclado térmico, que sirven para comprobar el rendimiento a las temperaturas máximas y mínimas a presión ambiente, y los ensayos de vacío térmico, que son con las temperatura máximas y mínimas en un entorno de vacío.

**Descripción de la cámara:** La cámara de la que se va a detallar la puesta a punto es una cámara de acero de 16"x16"x16" de Kurt J. Lesker con la puerta de aluminio. Esta cámara dispone de interfaces con el exterior en todas las caras a excepción de la puerta. Esas interfaces serán las que se usarán para la conexión de los termopares, de los circuitos fluidos y de las uniones eléctricas, así como la colocación del sensor de presión y la unión con la estación de vacío.

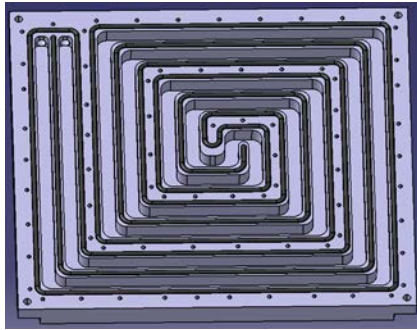
La estación que va a permitir realizar el vacío en el interior del volumen de la cámara es una estación Ed-

wards T-Station compuesta por una bomba de diafragma y una turbomolecular. La combinación de ambas tecnologías permite alcanzar niveles de alto vacío, con valores de 10<sup>-6</sup> mbar.

**Diseño de componentes:** Para poder realizar ensayos de vacío térmico con temperaturas controladas es necesario disponer de una serie de componentes, entre los que destacan el baseplate y el shroud. El baseplate simula el entrono conductor de los componentes a ensayar, mientras que el shroud simula el entorno radiativo.

**Diseño del baseplate.** El baseplate diseñado dispone de un circuito fluido con entrada y salida en uno de los laterales de la placa sobre la que se mecaniza el circuito. Inicialmente el diseño de este elemento se realizó con los extremos del circuito en el centro de la placa, pero la dificultad que añadía a la fabricación provocó un cambio del diseño que permitiera mecanizar la pieza.

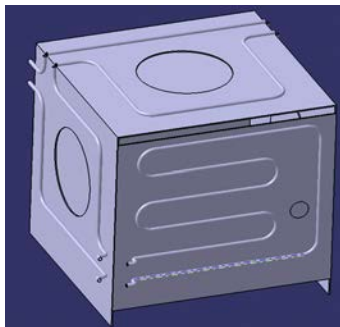
Este lado del baseplate se cierra con una tapa del mismo material de la placa con el circuito, pero con un espesor menor. Para asegurar que no se produzcan pérdidas debidas a la unión de la placa con la tapa se introduce una junta de goma, lo que hace incluir un carril para introducir la junta dentro del diseño. En la figura 1 se puede observar el diseño del baseplate con los mecanizados del circuito principal y de la junta y los agujeros roscados para la unión con la tapa.



■ Figura 1: Diseño CAD del baseplate

*Diseño del shroud.* El shroud se compone de una placas con un circuito fluido a través de tubos por el exterior de las mismas. El primer diseño tenía forma abovedada, pero de nuevo la complejidad de fabricación provocó un rediseño que desembocó en un diseño cúbico, más simple.

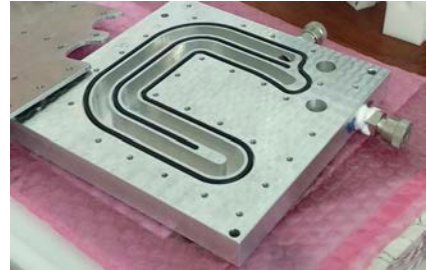
El diseño está pensado para colocar unas bisagras en la puerta y poder abrir y cerrar esta cara para manipular los componentes a ensayar sin necesidad de desmontar el shroud. En la figura 2 se aprecia el diseño final del shroud con el circuito de tuberías por el exterior de las caras y la puerta con el pomo.



■ Figura 2: Diseño CAD del shroud

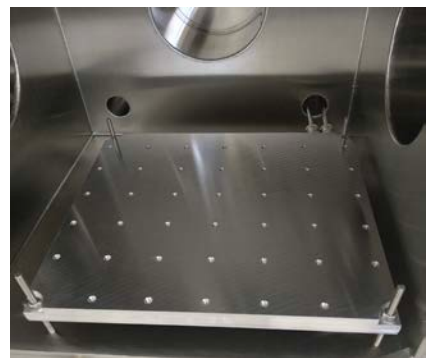
**Fabricación de los componentes:** Una vez alcanzado un diseño que permita la fabricación de los componentes se procede al mecanizado y montaje de ambas piezas. En el caso del baseplate se realiza una prueba previa con un bloque del mismo material pero de un menor tamaño para comprobar que no se producen pérdidas a la hora de realizar vacío en las uniones. En

la figura 3 se muestra la pieza fabricada para dichas pruebas.



■ Figura 3: Dummy del baseplate

El baseplate se fabrica con un bloque de aluminio mecanizado con una tapa del mismo aluminio, pero de un espesor menor. El baseplate dispone de una interfaz en la parte superior con agujeros roscados de métrica M6 que permiten la unión directa de los elementos a ensayar sin la necesidad de disponer de ningún sistema auxiliar de unión. En la figura 4 se muestra el baseplate ya dispuesto en el interior de la cámara.

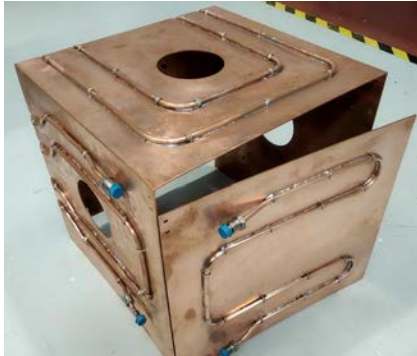


■ Figura 4: Baseplate integrada en la cámara

Para la fabricación del shroud se dispone de planchas de cobre y de tubos del mismo material. El circuito fluido, esta vez en el exterior del componente, recorre todas las caras externas del shroud, estando soldado a las mismas. La puerta y una de las caras laterales disponen de unos conectores que permiten la conexión de latiguillos flexibles para dejar libertad de movimiento y permitir manipular la puerta. En la figura 5 se puede

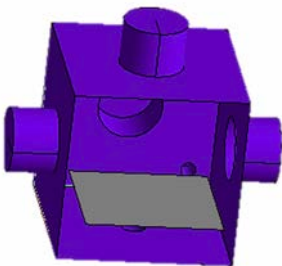


apreciar el shroud ya fabricado con los conectores de los latiguillos ya colocados.



■ Figura 5: Shroud de cobre

**Modelo térmico de la cámara:** Para facilitar la realización de los ensayos y poder obtener una estimación previa de los resultados esperados durante las pruebas es necesario ejecutar un análisis térmico del montaje a ensayar. De cara a facilitar la obtención de dichos análisis térmicos, se realiza un modelo térmico en ES-ATAN-TMS de la cámara y sus componentes para poder incorporar a los modelos de los ensayos realizados. En la figura 6 se muestra el modelo térmico de la cámara con el baseplate dispuesto en su interior.



■ Figura 6: Modelo térmico de la cámara

**Realización de ensayos:** Una vez los elementos están integrados en la cámara y se tiene un modelo térmico para los análisis previos a las pruebas a realizar, se puede empezar a realizar ensayos en la cámara de vacío. Esta cámara se ha utilizado ya para la realización de ensayos de balance térmico para evaluar el coeficiente de conductancia térmica de diferentes montajes. En la

figura 7 se muestra un montaje de ensayos dispuesto en el interior de la cámara.



■ Figura 7: Montaje de ensayo en la cámara

**Reconocimientos:** Este informe recoge parte del trabajo que se ha realizado durante la beca de colaboración llevada a cabo dentro del IDR en los últimos meses del Máster Universitario de Sistemas Espaciales, con la ayuda y supervisión de Ignacio Torralbo Gimeno y Javier Piqueras Carreño a los que me gustaría agradecer su ayuda y consejos.

## Referencias

[1] Alejandro Fernández Herrero (2020) Puesta a punto TVAC.



# Sistemas de control térmico activos para futuros satélites de telecomunicaciones

Charlton Castro<sup>1</sup>, Cristina Ortega<sup>2</sup>

<sup>1</sup> AVS (ccastro@a-v-s.es),

<sup>2</sup> AVS (space@a-v-s.es)

**Introducción:** Los sistemas de control térmico espaciales basados en Heat Pipes (HP) y Loop Heat Pipes (LHP) se encuentran actualmente al límite de las prestaciones alcanzables con dichas tecnologías, debido al constante aumento en los requerimientos de tamaño, potencia y complejidad de los satélites de telecomunicaciones, siendo necesarias nuevas tecnologías de control térmico que permitan satisfacer dichos requerimientos; como resultado, el interés en los sistemas de control activo basados en circuitos cerrados bombeados mecánicamente (Mechanically Pumped Loops; MPL) ha aumentado considerablemente en los últimos tiempos, especialmente en lo que se refiere a sistemas MPL de tipo bifásico [1], [2], [3].

**Tecnologías MPL:** Los sistemas MPL son dispositivos de control térmico activo en los cuales se emplea una bomba para circular un fluido refrigerante en un circuito cerrado. El refrigerante absorbe energía térmica del payload y la transfiere al radiador

Los sistemas MPL de tipo monofásico operan en condiciones de líquido subenfriado, mientras que los de tipo bifásico operan en condiciones de saturación, aprovechando el calor latente (i.e. entalpía de evaporación) del fluido, funcionando así de manera prácticamente isotérmica.

Los sistemas MPL ofrecen multitud de ventajas con respecto a otras tecnologías (HP, LHP), tales como la capacidad de disipar grandes cantidades de energía tér-

mica, facilidad de escalado y adecuación a un conjunto específico de requerimientos (temperatura de operación, potencia, refrigerante, etc.), posibilidad de operar con múltiples fuentes de calor (i.e. *payload distribuida*), *facilidad y flexibilidad de integración, así como capacidad de arranque y respuesta rápida, entre otras.*

Los sistemas MPL bifásicos presentan notables ventajas, siendo una alternativa muy atractiva para aplicaciones que involucren cargas térmicas muy elevadas (tanto en términos de potencia total a disipar como en el flujo de calor), así como requerimientos exigentes de estabilidad y control (espacial y temporal) de la temperatura y/o sistemas de acceso complejo y volumen disponible reducido, o sistemas que requieran transportar energía térmica a lo largo de una distancia considerable: antenas activas, LIDAR, instrumentos científicos, etc

Los sistemas MPL monofásicos han sido empleados en multitud de misiones y programas, tales como Apollo, STS, ISS, Orion (en desarrollo), Mars Pathfinder MER o MSL, entre otros. Existen menos ejemplos de aplicación exitosa de sistemas MPL bifásicos, debido a las dificultades de diseño y ejecución asociadas a estos sistemas, así como su lento desarrollo durante las últimas décadas. El sistema de control térmico en el segmento ruso de la ISS o el sistema TTCS (*Tracker Thermal Control System*) del AMS-02 (a bordo de la ISS) constituyen dos ejemplos notables de uso de MPL bifásica en espacio.

**Desarrollos de AVS para Control Térmico:** AVS tiene actualmente en marcha diversos proyectos relacionados con la tecnología MPL para el control térmico de vehículos espaciales.

**PDPump (ESA):** La bomba es el corazón de un sistema MPL y es posiblemente el componente más crítico. En la actualidad no existe en Europa una bomba calificada para espacio disponible comercialmente. El proyecto PDPump, desarrollado con apoyo de la ESA, tiene como objetivo desarrollar una bomba que responda a las necesidades actuales y futuras de los sistemas de control térmico para satélites de telecomunicaciones.

*PDPump* es una bomba de desplazamiento positivo compatible con amoníaco, con una capacidad de bombeo de 100 [L/h] a 1.5 [bar], y una presión de operación máxima de 50 [bar]; dichas prestaciones permiten alcanzar potencias térmicas de 10 [kW] con un sistema MPL bifásico, y la elevada presión de operación permite mantener los radiadores a alta temperatura (hasta 90 [°C] en el fluido), aumentando así su eficiencia

Los ensayos con el modelo EM han sido completados recientemente, y se prevé iniciar la fase de calificación en 2021.



■ Modelo EM de PDPump (Fuente: AVS)



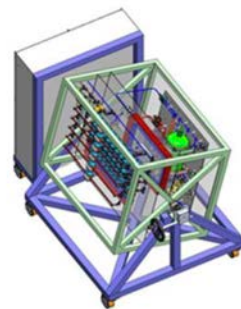
■ PDPump EM en el banco de ensayos (Fuente: AVS)

*HEART (EC-H2020 SME Phase 2):* AVS está actualmente desarrollando, en el marco del programa H2020, un sistema MPL completo de tipo bifásico con una capacidad de disipación de calor de 10 [kW]. El sistema se ha desarrollado de tal manera que se pueda adaptar fácilmente a los requerimientos de cada aplicación. El modelo EM ha sido completado y ensayado exitosamente, y actualmente se está desarrollando el modelo EQM, el cual se planea ensayar además durante una campaña de vuelo parabólico a lo largo de 2022.



■ Modelo FEM del sistema HEART (Fuente: AVS)

*IMPACTA (EC-H2020):* AVS lidera en la actualidad en el marco del programa H2020 un consorcio internacional para el desarrollo de un sistema MPL bifásico para el control térmico de antenas activas, con una capacidad de disipación de calor de 10 [kW], alcanzando flujo de calor de hasta 50 [W/cm<sup>2</sup>] en las interfaces de los evaporadores. El modelo EQM será ensayado durante 2021.



■ Modelo 3D del sistema IMPACTA (Fuente: AVS)

*Instalaciones de ensayo:* AVS dispone de un sistema MPL bifásico para el ensayo y desarrollo de sistemas y tecnologías de control térmico activo (bombas, evaporadores, etc.). El sistema es compatible con amoníaco y una

gran variedad de refrigerantes de interés, y cuenta con una capacidad de hasta 3 [kW] de potencia térmica, con una presión de operación máxima de 50 [bar].



■ Instalaciones de ensayo de MPL (Fuente: AVS)

## Referencias

- [1] D. G. Gilmore (2002) *Spacecraft Thermal Control Handbook, Vol. I*, 405–478.
- [2] J. Meseguer, I. Pérez-Grande & A. Sanz-Andrés (2012) *Spacecraft Thermal Control*
- [3] J. van Es et al. (2016) *ICES 2016*, #196.

# Técnicas de posicionamiento preciso y seguro al volante de los coches autónomos del futuro

David Calle Calle (jdcalle@gmv.com)

GMV

Estamos actualmente en plena revolución en el campo de los vehículos autónomos, lo que ha llevado a la tecnología de posicionamiento GNSS a ser una de las piedras angulares para garantizar el alto nivel de autonomía que requiere la navegación autónoma. Las técnicas de posicionamiento preciso y seguro (APPP, Assured Precise Point Positioning en inglés) garantizan una solución de navegación segura, protegida, absoluta y precisa. Además, las técnicas de posicionamiento preciso PPP pueden aplicarse en diferentes sectores y para diferentes aplicaciones, como drones, robots terrestres, embarcaciones autónomas, etc. Pero sin duda alguna, uno de los sectores más activos en esta revolución es el de la conducción autónoma.

Los fabricantes de automóviles están en una carrera continua para ofrecer servicios novedosos a sus clientes, con el objetivo de conseguir nuevos nichos de mercado. Actualmente, esta carrera se centra en dos objetivos principales. En primer lugar, “ecologizar” sus flotas al pasar de los combustibles fósiles a los combustibles verdes. En segundo lugar, el desarrollo de los servicios de conducción autónoma (ADAS) para lograr la máxima autonomía posible.

En automoción se han definido cinco niveles de conducción autónoma. El nivel 1 es el más básico y provee capacidades de asistencia al conductor como el control de crucero adaptativo y la asistencia de mantenimiento en el carril. Los niveles 2 y 3 introducen la automatización parcial y condicional. Por último, los niveles 4

y 5 representan una automatización avanzada y completa respectivamente. El objetivo de los fabricantes de vehículos es alcanzar los niveles medio y superior de este rango en los próximos años. Esto exige cumplir con nuevos requisitos en términos de mayores niveles de seguridad y precisión para asegurar la fiabilidad del sistema de posicionamiento. En este contexto, las técnicas de navegación por satélite, y más concretamente las técnicas de Posicionamiento de Punto Preciso Asegurado (APPP), desempeñan un papel clave en el desarrollo de estos sistemas. APPP es un complemento perfecto para otros sensores a bordo de los vehículos a la hora de definir e implementar el sistema de conducción autónoma ADAS, que fusiona fuentes independientes de información fiable, necesarias para lograr objetivos de seguridad muy exigentes.

En los últimos años, las actividades de investigación y desarrollo de GMV han dado lugar a un producto que cumple con los requisitos de seguridad y prestaciones requeridas por estos sistemas ADAS. El producto magicGNSS APPP es una evolución del servicio de correcciones magicGNSS y del algoritmo de usuario magicPPP. Cumple con las normas de seguridad aplicables a la industria de automoción, la ISO26262 y la ISO/PAS 21448 (SOTIF), y los niveles de integridad requeridos por la aplicación final, con tasas de fallo inferiores a 10<sup>-7</sup>/h

La solución magicGNSS APPP es compatible con el uso de equipos y dispositivos que son de bajo coste, pero al mismo tiempo proporcionan los mecanismos de

seguridad necesarios; antenas GNSS, receptores GNSS y sensores inerciales desarrollados según estándar de calidad ASIL-B. El algoritmo de posicionamiento preciso basado en técnicas APPP incorpora técnicas y monitores de seguridad que permiten obtener las mejores prestaciones en términos de convergencia, precisión y niveles de protección frente a errores.

Durante 2020 y 2021, la integración del magicGNSS APPP en el sistema de posicionamiento implementado por varios fabricantes de vehículos se está haciendo realidad. La etapa de integración actual, en la que se encuentra esta tecnología, requiere un fuerte esfuerzo de verificación y validación para asegurar el correcto funcionamiento de todos los elementos que forman

parte de la cadena. El objetivo es alcanzar los objetivos de rendimiento del sistema con el nivel de seguridad requerido.

Este artículo presenta la solución magicGNSS APPP de GMV para aplicaciones autónomas en su formato operacional. El artículo describirá la arquitectura del sistema, introducirá los algoritmos empleados y las técnicas que los soportan. Además, se ha realizado una amplia campaña de experimentación basada en miles de kilómetros de pruebas de conducción reales, que han sido evaluadas cuidadosamente en términos de precisión y seguridad. Se presentarán y analizarán los resultados y las estadísticas acumuladas a lo largo de esta campaña de experimentación.

# Aspectos regulatorios de los puertos espaciales

Gema Díaz Rafael, especialista en derecho aeronáutico y espacial. [gdiazrf@hotmail.com](mailto:gdiazrf@hotmail.com)

**Introducción:** El objetivo de la Comunicación será exponer al auditorio algunas cuestiones relacionadas con la regulación de los spaceports o puertos espaciales.

Desde que a mediados del siglo XX, se impulsara la actividad espacial, los puertos espaciales -un tanto olvidados ya que en la mayoría de las ocasiones los estudios se circunscriben en el tipo de vehículo y vuelo orbital o suborbital utilizado-, suponen el punto de conexión para el desarrollo de la explotación del transporte espacial.

Además de los aspectos técnicos y comerciales, los relativos a su regulación son cruciales para asegurar la viabilidad de las operaciones comerciales y sus correspondientes estructuras. En la Comunicación se abordan tales cuestiones, especialmente las relacionadas con el régimen de otorgamiento de licencias y de su responsabilidad.

En un primer lugar, se analiza el marco jurídico internacional o Corpus Iuris Spatialis, centrándonos en el marco regulatorio adoptado en los EEUU y otros países comunitarios donde también han sido objeto de desarrollo, sin olvidar la postura adoptada en el ámbito de la Unión Europea y en otros países internacionales.

En su segundo lugar, se tratan los aspectos específicos a regular como los técnicos y los legales. Entre los técnicos, la definición de spaceports y sus características como el “lugar de establecimiento”, cuestiones como la seguridad safety o impacto ambiental, ocupan un papel relevante.

Por último, se tratan cuestiones relacionadas con el ámbito legal como la delimitación entre Derecho aeronáutico y espacial, la definición de spaceplane, el consentimiento informado y otras relativas al régimen de responsabilidad y cobertura asegurática.



# Green Moon Project: agricultura espacial y habitabilidad

J. M. Ortega-Hernández<sup>1,2</sup>, J. Pla-García<sup>3,4</sup>, J. Martínez-Frías<sup>5</sup>, E. Sánchez-Rodríguez<sup>6</sup> y J. Hernández-Narváez<sup>6</sup>

<sup>1</sup> Green Moon Project, Málaga, España, <https://www.greenmoonproject.com/>, [greenmoonproject@gmail.com](mailto:greenmoonproject@gmail.com),

<sup>2</sup> Faculty of Arts, Science and Technology, Department of Engineering, Wrexham Glyndŵr University, Reino Unido,

<sup>3</sup> Centro de Astrobiología (CSIC. INTA), Torrejón de Ardoz, Madrid, España,

<sup>4</sup> Space Science Institute, Boulder, Colorado, Estados Unidos de América,

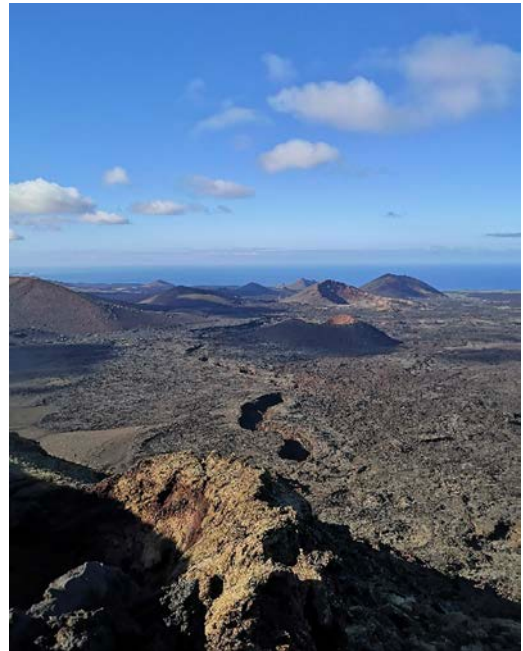
<sup>5</sup> Instituto de Geociencias de España (CSIC, UCM), Madrid, España,

<sup>6</sup> InnoPlant, Granada, España.

**Introducción:** Con múltiples misiones espaciales humanas proyectadas a cuerpos planetarios cercanos para los próximos años, la humanidad se convertirá en una especie interplanetaria y deberá ser sostenible. Los humanos que viajen a la Luna, Marte, así como otros cuerpos planetarios tendrán que cultivar plantas para alimentarse. De esta forma lograrán reducir el peso en su viaje al poder usar los recursos in situ (ISRU), es decir los recursos que los futuros astronautas encontrarán en destino; por ejemplo, bien en la Luna o en Marte. El cultivo permitirá dar el primer paso para establecer las futuras bases humanas sobre la superficie lunar o marciana; se trata de una necesidad que hará sostenible a estas misiones. [1,2]

Entender cómo sería el crecimiento de las plantas bajo las condiciones de gravedad y radiación que se puede encontrar sobre Marte y la Luna es esencial antes de empezar estableciendo las futuras bases humanas en estos cuerpos celestes. La importancia del proyecto reside en que, además de generar alimentos para los astronautas, gracias a la fotosíntesis que por naturaleza realizan las plantas, se conseguiría reducir el dióxido de carbono, así como generar oxígeno de gran importancia. [1,3,4]

**Proyecto:** El proyecto de Green Moon Project combina geología planetaria, biología vegetal e ingeniería aeroespacial para así conocer todo lo necesario para dar

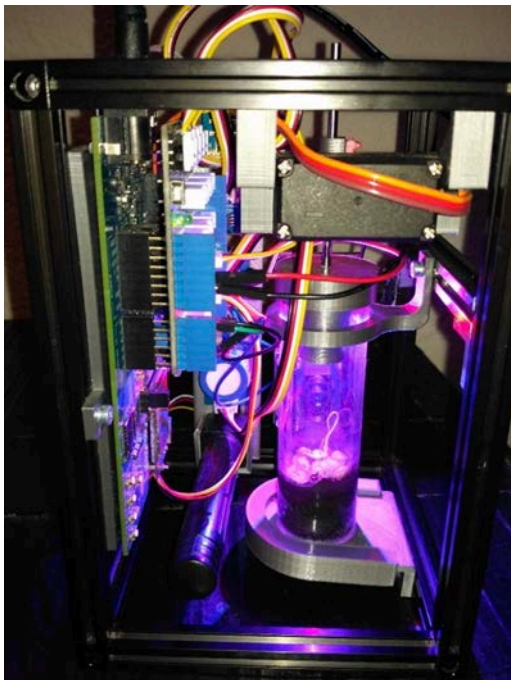


■ Lanzarote como análogo planetario; Parque Nacional de Timanfaya  
(Fuente: Green Moon Project)

soporte en la agricultura espacial, así como en la habitabilidad de las futuras misiones tripuladas a la Luna o Marte. De esta forma, tiene mucha importancia en

el proyecto los tubos de lava ya que ayudan a proteger de la radiación cósmica. Por ello, la isla de Lanzarote, de origen volcánico, se convierte en un laboratorio natural donde ensayar con sustrato rocoso similar al que podría encontrarse en la Luna o Marte [5,6]. Desde la perspectiva biológica vegetal, InnoPlant se encarga de la toma de decisiones priorizando el cultivo hortícola ya que proveerá de nutrientes, así como vitaminas a los seres humanos que viajen a la Luna, Marte y más allá. La componente de la ingeniería aeroespacial se ve en la cápsula o pequeño invernadero espacial dentro del cual tiene lugar el cultivo.

**Instrumento:** La cápsula donde tendrá lugar el cultivo (en una primera fase) estará formada por una serie de sensores de dióxido de carbono, oxígeno, humedad, luminosidad, temperatura, radiación, así como una cámara multispectral para ir tomando imágenes conforme se vaya produciendo la germinación de la semilla y posterior crecimiento del tallo de la planta sobre ese cuerpo celeste.



■ Prototipo original de la cápsula de Green Moon Project presentado a Team Indus dentro de la Google Lunar X Prize (Fuente: Green Moon Project)

**Apoyos:** El proyecto cuenta con el respaldo de la Red Española de Planetología y Astrobiología (REDESPA), el Instituto de Geociencias de España (IGEO), el Cabildo de Lanzarote, así como el Geoparque de la UNESCO de Lanzarote y del Archipiélago Chinijo. En septiembre de 2019, el equipo de Green Moon Project firmó un acuerdo de colaboración con el Centro de Exploración Espacial Chino (COSE) de la Universidad de Chongqing, el mismo grupo que lograra plantar la primera planta de algodón en la Luna en enero de 2019.

**Reconocimientos:** Los orígenes del proyecto fueron difíciles, pero este contó con el apoyo de diversas escuelas de la Universidad de Málaga como la de Industriales, Telecomunicaciones o Biología. De igual forma, empresas del Parque Tecnológico de Andalucía como DHV Technology no dudaron en apoyar este proyecto cuando se dirigía a India en 2016. Un reconocimiento especial a Gonzalo Moncada Romero, inicial biólogo vegetal del proyecto, así como a Julián Serrano Arrabal, ingeniero de la energía quienes ayudaron a levantar este proyecto en sus inicios y fase inicial.

#### Referencias:

- [1] Tibbetts, J. H. (2019). Gardening of the Future—From Outer to Urban Space. *BioScience*, 69(12), 962-968, [2] D. Castelvechchi, M. Tatalovi, “Plant sprouts on the Moon for first time ever”, *Nature*, January 2019, [3] J. Woerner, B. Foing, Moon Village International Support Group, “The Moon Village concept and initiative”, ESA ESTEC, 2016. [4] E. Sánchez-Rodríguez, “Scientific Report for ‘Green Moon Project’: Possible Physiological Effects on Plant Generation and Growth Under Lunar Conditions”, InnoPlant, March 2017, [5] J.A. Rodríguez-Losada, S. Hernández-Fernández, J. Martínez-Frías, L.E. Hernández, R. Lunar Hernández, “Study of Lunar Soil From Terrestrial Models (Canary Islands, Spain)”, ISRMIVWE-2010-041, 2010, [6] E. Mateo, J. Martínez-Frías, J. Vegas, “Lanzarote and Chinijo Islands Geopark: From Earth to Space”, 978-3-030-13129-6, 2019.

# Terminal de antena de banda Ka para haps

A. Martínez<sup>1</sup>, A. Tellechea<sup>1</sup>, R. Caballero<sup>1</sup>, D. Valcázar<sup>1</sup>, M. Goñi<sup>1</sup>, I. Leiza<sup>1</sup>, G. Crespo<sup>1</sup>

<sup>1</sup>EOS INGENIERÍA {aitor.martinez, amagoia.tellechea, ruben.caballero, daniel.valcazar, mikel.goni, ibon.leiza, gonzalo.crespo}@eos-eng.com

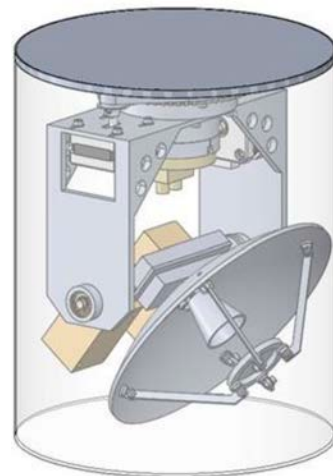
**Introducción:** Con el fin de dar solución a la creciente necesidad de comunicaciones con plataformas pseudosatelitales HAPS (High Altitude Platform System) y aeronaves no tripuladas con control remoto RPAS (Remotely Piloted Aircraft System), se presenta un desarrollo de sistema de antena en banda Ka que puede ser empleado para aplicaciones de banda ancha.

**Terminal de antena de banda Ka para HAPS:** Una de las características de algunos tipos de HAPS es el vuelo a gran altura (20 km aprox.) y la necesidad de cargas/payloads ligeras. Dependiendo de las limitaciones de tamaño, peso y potencia de las aeronaves, las antenas desarrolladas pueden ser empleadas como gateway de comunicaciones con tierra o para establecer comunicaciones entre diferentes HAPS (Inter-HAPS) u otros RPAS [1]- [2].

El terminal de antena de banda Ka que se presenta, cuyo desarrollo se ha basado en una reducción de peso y tamaño, puede emplearse como Gateway o feeder-link y dar conectividad (Tx y Rx) ininterrumpida de gran ancho de banda con la estación de tierra. La principal característica es que se trata de una antena que es transparente al payload. Es decir, no incluye down-conversion de frecuencia, lo cual permite reducir la latencia y la masa tanto del payload como del terminal de conexión a tierra.

El terminal de antena se conforma de tres partes principales: subsistema de RF, subsistema de posicionamiento mecánico y subsistema de control (véase Figura 1.)

El subsistema de RF incluye un reflector ligero y robusto con un diámetro inferior a 20 cm, que ofrece doble



■ Figura 1. Terminal de antena en banda Ka para HAPS desdoblado por EOS INGENIERÍA.

polarización circular. La señal recibida es amplificada mediante un LNA y pasa directamente al payload, que incluirá la distribución de conexión de datos (4 G, 5G etc.) directamente a los usuarios. La señal de usuarios recibida en el HAPS pasa al amplificador de alta potencia (SSPA) del terminal de la antena, donde es retransmitida al Gateway de tierra, que será quien gestione la conexión a la red. Esta solución provee una ganancia de 30 dBi en RX y de 28 dBi en TX. Tiene un consumo de potencia reducido (menor que 25 W).

El subsistema de posicionamiento garantiza un seguimiento continuo de 360° de la estación de tierra gracias a los 2 ejes de libertad de apuntamiento del terminal

de antena, con un rango de movimiento de 360 grados en azimut y de 90 grados en elevación. El volumen de esta antena es de 25 cm x 20 cm y su peso aproximado es de 3 kg.

## Referencias:

[1] Karabulut Kurt, Gunes & khoshkholgh dashtaki, mohammad ghadir & Alfattani, Safwan & Ibrahim, Ahmed & Darwish, Tasneem & Alam, Sahabul & Yon-

gacoglu, Abbas. (2020). A Vision and Framework for the High Altitude Platform Station (HAPS) Networks of the Future.

[2] D'Oliveira, Flavio & Melo, Francisco & Devezas, Tessaleno. (2016). High-Altitude Platforms - Present Situation and Technology Trends. *Journal of Aerospace Technology and Management*. 8. 249-262. 10.5028/jatm.v8i3.699.

# Sistema de terminación de vuelo para RPAS

A. Conde.<sup>1</sup>, M. Sánchez.<sup>2</sup>

<sup>1</sup> Jefe de Proyecto de la Dirección de Sistemas de Vuelo (alvaro.conde@deimos-space.com),

<sup>2</sup> Responsable de la Dirección de Sistemas de Vuelo (mariano.sanchez@deimos-space.com)

**Introducción:** actualmente, se está siendo testigo de un enorme crecimiento en el mercado de los RPAS, aspecto que deriva en la aparición de un gran número de aplicaciones para las cuales se propone el uso de dichos sistemas.

Este tipo de actividades, entre las que se encuentra el transporte de mercancías entre centros logísticos, transporte última milla, transporte de sangre, órganos y medicinas, etc. requieren que los RPAS operen sobre núcleos urbanos y en espacio aéreo no-segregado.

Por ello, existe la necesidad de desarrollar sistemas y procedimientos operacionales que garanticen que, dichas actividades, pueden realizarse dentro de los márgenes de seguridad operacional necesarios. Este tipo de sistemas deberán ser capaces de gestionar, de manera fiable y robusta, la aparición de eventos o fallos en los RPAS tratando de replicar, en la medida de lo posible, la actuación de un piloto.

**Desarrollo del Sistema de Terminación de Vuelo para RPAS:** cabe destacar que estos fallos o eventos pueden ocurrir de manera individual o a través de cualquier combinación entre ellos y que, en determinadas circunstancias, no permiten que el vuelo se mantenga en condiciones degradadas. Por lo tanto, requieren de una actuación más drástica que termine el vuelo de manera inmediata y de forma segura, controlada e irreversible.

De esta manera, el Sistema de Terminación de Vuelo, se trata de un sistema independiente, autónomo y con un comportamiento predictivo que está formado por un

SW/HW específico y único, no compartido con ningún equipo ni sistema, alimentado de manera totalmente independiente y que dota de inteligencia adicional al sistema RPAS completo.

Es importante mencionar que, tanto las normativas europeas como españolas, ya están empezando a introducir el concepto de Sistema de Terminación de Vuelo y que se estima que en el corto-medio plazo se convierta en un sistema cuya integración en RPAS sea obligatoria.

Al tratarse de un sistema independiente se evita cualquier tipo de malfuncionamiento derivado de problemas en cualquiera de los restantes equipos y sistemas integrados a bordo de la aeronave. Por ello, se puede decir que el Sistema de Terminación de Vuelo es, a todos los efectos, un monitor de vuelo, independiente de los sistemas nominales de la aeronave, con la capacidad de detectar circunstancias potencialmente catastróficas, así como, de activar las medidas de actuación adecuadas.

El Sistema de Terminación de vuelo irá instalado a bordo de la aeronave, por lo que su diseño debe respetar las restricciones, en materia de peso, volumen y consumo eléctrico de este tipo de sistemas, es decir, se trata de un equipo de reducido SWaP (Size, Weight and Power).

Gracias a estas características, el Sistema de Terminación de Vuelo, además de en RPAS de gran tamaño, puede ser integrado en RPAS de pequeño tamaño por lo que su diseño y desarrollo cumple con los requisitos

específicos y restrictivos de este tipo de sistemas. De esta forma, las aeronaves de pequeño tamaño que vuelen sobre núcleos urbanos podrán equipar este sistema de manera que se aumente la seguridad operacional de los mismos.



■ Figura 1. Sistema moto-propulsor del RPA D-80, desarrollado por DEIMOS, junto con los sensores de estado (incluyendo tácometros duplicados)

Dado que en comparación con la aviación tripulada el piloto del RPAS no se encuentra dentro de la aeronave, será necesario que exista un sistema que, en caso de emergencia y en ausencia del enlace de comando y control (C2), sea capaz de gestionar la situación tratando de maximizar la seguridad en la operación y de manera totalmente autónoma, es decir, sin la necesidad de ninguna interacción con el equipo situado en tierra.

Esta última característica reduce sustancialmente los tiempos de actuación frente al escenario en el que el piloto, teniendo en cuenta la latencia en el enlace C2, tenga que detectar el evento, analizar la situación y tomar una decisión. Además, permite que la actuación del Sistema de Terminación de Vuelo no necesite que el enlace C2 esté disponible. En cualquier caso, para los escenarios en los que el enlace C2 esté disponible, el Sistema de Terminación de Vuelo permite al piloto al mando (PIC) del RPAS activar la terminación de vuelo deseada en caso que este lo estime oportuno por razones de seguridad.

Además, se trata de un sistema ejecutado en tiempo real que tendrá en cuenta las limitaciones temporales impuestas por el entorno a lo largo de su envolvente de funcionamiento respondiendo rápidamente a las

necesidades planteadas y maximizando los niveles de seguridad operacional.

“La activación de una terminación de vuelo es la última opción y solo se ejecutará cuando no se pueda garantizar la seguridad en la operación y ante un fallo o combinación de fallos críticos que puedan derivar en una situación catastrófica.

En la Figura 2 se puede observar un diagrama funcional que define el comportamiento de alto nivel del Sistema de Terminación de Vuelo. Como se puede observar, las fases de funcionamiento de los 4 módulos que forman el sistema son las siguientes:

- **Detección:** este módulo se encarga de detectar la existencia de fallo/s críticos que afecten a la seguridad del RPAS.
- **Decisión:** este módulo se encarga de analizar las detecciones realizadas por el módulo de detección y de activar la terminación de vuelo correspondiente.
- **Actuación:** este módulo se encarga de ejecutar la/s actuación/es necesarias para proceder con la activación de la terminación de vuelo comandada por el módulo de decisión.
- **Emisión de mensaje de emergencia:** este módulo se encarga de emitir un mensaje de emergencia a los servicios de Control de Tráfico Aéreo (ATC) con información sobre el evento.



■ Figura 2. Diagrama funcional del Sistema de Terminación de Vuelo

A lo largo del diseño y desarrollo de un Sistema de Terminación de Vuelo ha sido necesario llevar a cabo un análisis exhaustivo de los posibles fallos que pueden acontecer durante la operación de un RPAS, tanto en



tierra como en vuelo, y se ha procedido a su categorización en función del grado de severidad.

Esta categorización se torna necesaria debido a que la naturaleza del fallo puede desencadenar en la necesidad, o no, de la activación inmediata de una terminación de vuelo. Por otro lado, existen fallos que pueden traducirse en un funcionamiento degradado del sistema pero que, por el contrario, no requieren la actuación inmediata por parte del Sistema de Terminación de Vuelo.

**Funcionamiento del Sistema de Terminación de Vuelo:** uno de los aspectos más críticos en el desarrollo de un Sistema de Terminación de Vuelo es la elección de las interfaces que, dicho sistema, tendrá que con el resto de equipos y sistemas integrados en el RPAS. Dichas interfaces se utilizan tanto para la detección de fallos como para la ejecución de la terminación de vuelo correspondiente.

A continuación, se describen brevemente una serie de equipos y sistemas que pueden ser utilizados por parte del Sistema de Terminación de Vuelo para analizar el estado del RPAS:

- **Deadman:** se trata de una señal que el Sistema de Control de Vuelo enviará al Sistema de Terminación de Vuelo siempre que el primero se encuentre conectado de manera que la última pueda identificar si el Sistema de Control de Vuelo ha sufrido un fallo terminal.
- **Señal de estado del enlace de comando y control (C2):** verifica el estado del enlace de comunicaciones de comando y control, entre el Sistema de Control de Vuelo, embarcado en el RPA, y la Estación de Control en Tierra.
- **Señal de estado del sistema eléctrico:** analiza el estado del sistema eléctrico del RPA de manera que se puedan detectar fallos en el mismo. En función de la configuración de la aeronave la información disponible podrá ser la siguiente: voltaje y nivel de carga de las baterías, estado de la unidad de gestión de potencia eléctrica (PMU), voltaje de salida de las diferentes líneas de alimentación de la PMU, etc.
- **Señal de estado del sistema moto-propulsor:** detecta fallos en el sistema moto-propulsor. Para ello, se

pueden utilizar tacómetros o sensores de velocidad de giro de los motores, típicamente, basados en efecto Hall.

- **ADS-B In/Out:** proporciona información relativa a la separación entre aeronaves. Estos sensores, emiten su identificación y posición a los usuarios del espacio aéreo.
- **Geo-fencing:** a través de esta función se pueden definir las zonas de vuelo no permitidas en la zona de operación del RPAS de manera que, el Sistema de Terminación de Vuelo, pueda verificar que no se exceden los límites de las mismas.
- **Estado del sistema de posicionamiento por satélite:** detecta fallos en el sistema de posicionamiento debido a un error en el sensor GNSS o debido a actos de interferencia ilícita del mismo.
- **Sistema de monitorización de interferencias:** detecta si la aeronave se encuentra expuesta a algún acto de interferencia ilícita.

Una vez detectada cualquier situación crítica e irreversible que afecte a la seguridad de la operación del RPAS será necesaria la activación de la terminación de vuelo correspondiente.

Para ello, el Sistema Terminación de Vuelo integra una lógica de funcionamiento que, tras analizar la situación, es capaz de ejecutar la acción más segura. Esto es posible gracias a que el Sistema de Terminación de Vuelo es un sistema totalmente parametrizado y configurable por parte del usuario. De esta forma, el sistema puede adaptarse a las particularidades, condiciones y necesidades de cada RPAS y al concepto de operación (CONOPS) de los mismos.

Para poder llevar a cabo la terminación de vuelo seleccionada por el Sistema de Terminación de Vuelo, este, debe disponer de una interfaz con ciertos componentes de la aeronave. Debido a la gran dependencia existente entre el diseño de la interfaz de salida del Sistema de Control de Vuelo y la plataforma de vuelo objetivo, es necesario definir varias configuraciones o procedimientos de actuación diferentes que puedan poner a disposición de los usuarios la capacidad de integrar dicho sistema en sus aeronaves.

A continuación, se describen brevemente una serie de mecanismos de actuación posibles que, en función de las características del evento acontecido, pueden ser activados de manera individual o combinada.

- Sistema de detención de la planta motriz: se encarga de detener por completo el giro del motor, ya se trate de un motor eléctrico o un motor de combustión.
- Despliegue de dispositivos suplementarios de emergencia: estos dispositivos están formados por el sistema de reducción de energía del impacto (paracaídas) y/o el sistema de absorción de impacto (airbag).
- Sistema de terminación aerodinámica: se utilizan las propias superficies de control de la aeronave para terminar el vuelo de manera inmediata induciendo una barrena aerodinámica.
- Sistema de aumento de la huella visual y acústica de la aeronave: se utilizan dispositivos de alarma acústica y luces estroboscópicas para facilitar la detección de la aeronave por parte de las personas que se encuentren en las inmediaciones del RPA.
- Selección del código del Transponder: se selecciona el código squawk del Transponder, que corresponda en función del evento asociado, de manera que el servicio de control de tráfico aéreo pueda detectar, a la mayor brevedad posible, la situación de emergencia de la aeronave.
- Activar radiobaliza de emergencia: se activa la radiobaliza de emergencia para facilitar la localización de la aeronave tras el impacto. Finalmente, el Sistema de Terminación de Vuelo, dispone de un sistema de comunicación con los servicios de Control de Tráfico Aéreo (ATC) para informar a los mismos acerca de los datos del evento. Esta comunicación contiene información acerca de: identificación de la aeronave, causa de la activación de la terminación de vuelo, activación de vuelo ejecutada y posición de la aeronave en el momento de ejecución de la activación de vuelo.



■ Figura 3. Ejemplo de un Sistema de Reducción de Energía de Impacto

**Conclusiones:** Como se puede observar, la integración de un Sistema de Terminación de Vuelo en RPAS, se estima totalmente necesaria en aras de maximizar la seguridad operacional y poder empezar a sentar las bases de la integración de los RPAS en el espacio aéreo no segregado y, sobre todo, para permitir el vuelo seguro de este tipo de sistemas sobre núcleos urbanos.

# Conclusiones del III Congreso de Ingeniería Espacial

---

Durante la inauguración del congreso se resaltó en la importancia de que la ingeniería y la ciencia deben trabajar unidas mediante una estrecha colaboración para poder llevar la ciencia a la práctica y brindar de un beneficio a la sociedad haciendo un uso sostenible y económico de los recursos; ramas como la física teórica y astrofísica, astrobiología, biología y geología...así como la medicina o desarrollos farmacológicos.

Todo esto no es posible sin un sólido desarrollo y entorno legal. No es posible poner en marcha nuevas aplicaciones, nuevos desarrollos sin tener una base legal. Por poner varios ejemplos, es necesario tener un marco jurídico para la realización de los lanzamientos espaciales en España, otro ejemplo podrían ser los problemas derivados de la basura espacial y sus posibles colisiones y daños a terceros. O los retos legales que supone la exploración espacial, la protección planetaria, el problema de si llevamos o traemos vida durante la exploración, sólo hay que, detenerse a pensar lo que un pequeño virus ha trastocado nuestro planeta y nuestro día a día.

Tal y como hemos visto durante la mesa redonda, el espacio está en todos los objetivos del desarrollo sostenible y nos ofrece una amplia gama de aplicaciones beneficiosas en nuestro día a día, esto es fundamental para poder despertar el interés social de manera efectiva, aumentar el conocimiento de la población en la importancia del espacio, de un sector básico y esencial.

Este gran número de aplicaciones y productos espaciales forman lo que se llama el “*downstream*”; un mercado en total crecimiento. Dando unas cifras globales: la economía espacial mundial alcanzó los 309.000 millones de euros en 2017, ha registrado un crecimiento medio anual del 6,7 % en los últimos 12 años,

- Crecimiento medio en los 12 últimos años [1]: 6,7%.
- Volumen anual generado [2]: “up-stream” 22.000, “down-stream” 290.000.
- Previsión para el año 2030 [2]: “up-stream” 28.000, “down-stream” 520.000.
- Previsión para el año 2040 [2]: total > 1 B€.

Un crecimiento observable en pocos sectores, casi dos veces superior al de la economía mundial, debido en gran medida al desarrollo del “*NewSpace*”.

Este mercado, el del “*downstream*”, en constante crecimiento, hace viable el desarrollo de nuevos productos, posibilitando un mayor crecimiento económico, abriendo la puerta a un aumento del mercado laboral y con el consiguiente aumento del bienestar social.

A pesar del gran mercado económico que habilita el “*downstream*” y sus grandes posibilidades y aplicaciones, es fundamental estar presentes en el mercado del “*upstream*”, y es aquí donde creemos que España tiene que ser capaz de garantizar su soberanía sin depender de terceros países. El “*NewSpace*”, debido a la estandarización de productos y abaratamiento de los costes, está haciendo posible un desarrollo creciente del “*upstream*”.

Como se ha visto a lo largo de las veinte sesiones del congreso, en España hay investigación y nuevos desarrollos espaciales en marcha, hay tres sesiones dedicadas al “*NewSpace*”, y varias de empresas emergentes o start-ups.

A pesar de todos estos desarrollos, es importante disponer de un sector espacial bien organizado, donde los desarrollos espaciales nacionales y la industria española podrían ser más efectivos e innovadores, obteniendo nuevos productos y servicios y por ende un mayor número de puestos de trabajo. Se podría acceder a:

- Desarrollar tecnología propia, importante para garantizar la soberanía en el sector.
- Acceder a nuevos mercados mediante acuerdos con grupos internacionales y convenios con organizaciones internacionales. En estos momentos, los proyectos españoles fundamentalmente están contruidos sobre tres ejes, la Agencia Espacial Europea, la Unión Europea y los proyectos nacionales.
- Acceso directo a grandes programas científicos internacionales del espacio, motor de generación de tecnología aplicable a otros sectores.

Con esa voluntad e interés político, se podría acabar también con las debilidades de nuestro sector, que son:

- Ausencia de una Ley del Espacio en España, que no permite ordenar el sector espacial y por tanto hay una inseguridad jurídica que retrae la inversión privada e impide el crecimiento del sector.
- Falta de un Organismo Supra-ministerial, ágil, con atribuciones suficientes para organizar y gestionar eficientemente el sector espacial español, para:
  - Disponer de un Plan Estratégico Nacional del Espacio con objetivos claros y bien definidos de interés nacional y estables.
  - Controlar con rigor los retornos industriales para incrementar la actividad y puestos de trabajo en España.

El sector espacial es resiliente, que ante la crisis del COVID-19 ha demostrado poseer una gran fortaleza, es un sector estratégico, esencial, con una aplicación fundamental hacia los objetivos de desarrollo sostenible, y con posibilidades de crecimiento económico.

La necesidad más inmediata es poder organizar de una manera eficaz y eficiente el sector espacial, donde las competencias están distribuidas en muchos Ministerios y que de esta forma podamos estar coordinados haciendo un uso eficiente de nuestros recursos económicos y del talento de nuestros ingenieros.

## Referencias

- [1] The Future of the European Space Sector (European Commission, European Investment Bank, 2019)
- [2] Morgan Stanley Report 2019













**INSTITUTO DE LA INGENIERIA  
DE ESPAÑA**

Instituto de Ingeniería de España

Calle de General Arrando, 38  
28010 Madrid

WWW.IIES.ES - 913 19 74 17

