IV CONGRESO ESPACIAL

I SEMANA INTERDISCIPLINAR DEL ESPACIO

Libro de Resúmenes

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

Fecha de edición: diciembre de 2022

Diseño y composición: Vicente Aparisi / Din Impresores

Portada: vista de la Tierra creciente sobre el horizonte de la Luna fue tomada durante la misión de alunizaje del Apolo 15. **Crédito de la imagen: NASA**

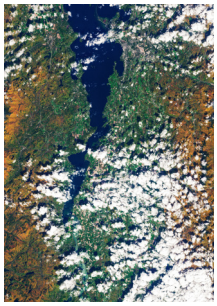
Las opiniones emitidas en esta publicación son exclusiva responsabilidad del autor de la misma.

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 ©.

Crédito fotografías

A

Aplicaciones y Operaciones



Fall color reaches its peak when air temperatures drop and shortened daylight triggers plants to slow and stop the production of chlorophyll—the molecule that plants use to synthesize food. When the green chlorophyll pigment fades, various yellow and red pigments become visible.

Credit: NASA/Joshua Stevens/USGS

B

Tecnología

Artist's impression of Cheops, ESA's Characterising Exoplanet Satellite, in orbit above Earth. In this view the satellite's telescope cover is open.

Credit: Artist's impression of Cheops. © ESA/ATG medialab

C

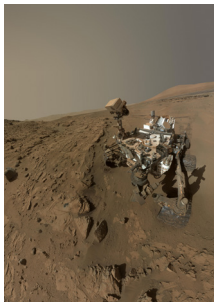
Infraestructura Espacial

NASA's Space Launch System rocket carrying the Orion spacecraft launches on the Artemis I flight test, Wednesday, Nov. 16, 2022, from Launch Complex 39B at NASA's Kennedy Space Center in Florida. NASA's Artemis I mission is the first integrated flight test of the agency's deep space exploration systems: the Orion spacecraft, Space Launch System (SLS) rocket, and ground systems. SLS and Orion launched at 1:47 a.m. EST, from Launch Pad 39B at the Kennedy Space Center.

Credits: NASA/Joel Kowsky

D

Ciencia y Exploración

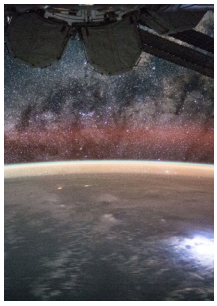


Selfie del rover Curiosity de la NASA en el lugar denominado "Big Sky" en el cráter Gale, donde el taladro a bordo recolectó la quinta muestra recogida del Monte Sharp.

Crédito: NASA/JPL-Caltech/MSSS.

E

Economía y Sociedad



This time lapse of the Milky Way Galaxy taken from the International Space Station (ISS) also captured a lightning strike on Earth so bright that it lights up the space station's solar panels.

Credit: NASA/Kjell Lindgren

Índice

Introducción 6

Agenda del Congreso 8

Categoría A: Aplicaciones y Operaciones 29

- Resúmenes Sesión 1A 30
- Resumenes Sesion 1B 35
- Resumenes Sesion 2A 45
- Resumenes Sesion 2B 55
- Resúmenes Sesión 3A 64
- Resumenes Sesion 3B 73
- Resumenes Sesion 4A 84
- Resumenes Sesion 4B 93

Categoria B: Tecnología 98

- Resúmenes Sesión 1A 99
- Resumenes Sesion 1B 107
- Resumenes Sesion 2A 115
- Resumenes Sesion 2B 123
- Resúmenes Sesión 3A 131
- Resumenes Sesion 3B 137

Categoria C: Infraestructura Espacial 142

- Resumenes Sesion 1A 143
- Resumenes Sesion 1B 160
- Resumenes Sesion 2A 166
- Resumenes Sesion 2B 179

Categoria D: Ciencia y Exploración 188

- Resumenes Sesion 1A 189
- Resumenes Sesion 1B 199
- Resumenes Sesion 2A 208
- Resumenes Sesion 2B 215

Categoria E: Economía y Sociedad 222

- Resumenes Sesion Formación y Divulgación A 223
- Resumenes Sesion Formación y Divulgación B 233
- Resumenes Sesion Economía 242

Introducción

Con el objetivo de analizar y debatir la actualidad de la ingeniería y del sector espacial, el Instituto de la Ingeniería de España (IIE), a través de su Comité del Espacio, ha organizado el **IV Congreso de Ingeniería Espacial y la I Semana Interdisciplinar del Espacio**, evento híbrido (presencial y remoto) durante los días 20, 21, 22, 23, y 24 de junio de 2022. Los objetivos principales eran:

Conectar los participantes de la economía espacial: industria, instituciones, universidades, laboratorios… a lo largo de toda la cadena de valor: *upstream*, *downstream* y usuarios finales.

1. Mostrar las actividades que se realizan en España dentro de la Economía Espacial.

2. Fomentar y contribuir al progreso de la ingeniería espacial, promoviendo el contacto y aumentando el interés social.

En la presente edición, se han abordado mayor número de temas que en ediciones anteriores, yendo más allá de lo que es puramente ingeniería. Para ello, alrededor del Congreso de Ingeniería Espacial, se ha organizado la Semana Interdisciplinar del Espacio dando voz a aspectos no ingenieriles pero de relevancia para el sector espacial. El deseo era proyectar una imagen del estado, en primer lugar, en España y, en segundo lugar, entre los participantes de habla española, de la llamada Economía del Espacio, entendiendo como tal, a ese conjunto de actividades y uso de los recursos que crean y proporcionan beneficios a la humanidad en el trascurso de la explotación, investigación, gestión y utilización del espacio.

La Semana Interdisciplinar, primer evento de este tipo organizado en España, ha contado como presidente de honor a Su Majestad el Rey Felipe VI, y fue inaugurada por la Ministra de Ciencia Diana Morant y por la Secretaria General de Innovación Teresa Riesgo Alcaide, junto con la Presidenta del Comité del Espacio, Isabel Vera Trallero quien dio las cifras más relevantes del congreso: del orden de 130 presentaciones (de las cuales unas 20 provenían del INTA, 40 del resto del sector público, 33 de pymes y más de 40 de grandes empresas), 10 mesas redondas, varias presentaciones del más alto nivel, la participación de 3 astronautas durante la semana (Pedro Duque, Matthias Maurer y Michael López Alegría) y la participación de grandes profesionales del sector espacial español a lo lardo de toda la semana.

Un bloque de varias sesiones y mesas redondas se dedicaron a la **ciencia y exploración espacial**. Se habló del proyecto internacional Artemis, donde después de más de 50 años se volverá a la Luna, esta vez para quedarse y se presentaron las contribuciones europeas y dentro de ellas las españolas. Por parte del CAB (CSIC-INTA) se presentaron los desarrollos realizados en Marte por el rover Perseverance y el drone Ingenuity. Igualmente se mostraron resultados científicos de la misión CHEOPS, así como sus retos tecnológicos. En total más de 20 presentaciones dedicadas a la ciencia y exploración espacial.

El bloque más amplio fue el dedicado a las **aplicaciones espaciales**, donde se analizó el estado del programa Galileo, misiones de observación de la Tierra, y de comunicaciones espaciales. Este bloque se formó con más de 40 presentaciones. Otros bloques se dedicaron a **desarrollos tecnológicos** e **infraestructuras espaciales**, donde hubo unas 30 presentaciones en las que se habló desde constelaciones de satélites, hasta los esfuerzos desarrollados para garantizar el acceso al espacio, los lanzadores, así como de los progresos en las capacidades de lanzamiento españolas y las capacidades europeas, ahora que por fin Europa considera la necesidad de tener un acceso autónomo al espacio para sus astronautas. Finalmente, se presentaron los nuevos desarrollos estadounidenses para transporte espacial de carga y astronautas.

En las diferentes mesas redondas y presentaciones se analizaron temas de gran importancia como el recurso órbita espectro, misiones científicas de bajo coste, el espacio y la seguridad estratégica nacional y europea (actualmente importante con la nueva creación del Ejército del Aire y del Espacio), las constelaciones, la gestión del tráfico espacial y todos los aspectos legales asociados.

La **formación y la divulgación** de actividades STEM, fueron un bloque importante durante la Semana Interdisciplinar, el despertar vocaciones y ver que, en el sector espacial, tienen cabida un amplio número de profesionales: ingenieros, científicos, médicos, abogados, economistas…

Introducción

Hubo también mesas redondas y presentaciones sobre el emprendimiento, la búsqueda de financiación y el desarrollo de la economía espacial, tan fundamentales para poder crecer económicamente y ser capaces de abrir nuevos mercados y desarrollar nuevos productos.

Finalmente, hubo una mesa redonda con varias presentaciones para darse cuenta de la importancia del trinomio medicina, ingeniería y espacio ya que son imprescindibles para la exploración espacial, con muchos retos que afrontar y necesarios para el progreso de la humanidad fuera de la Tierra.

Ha sido una semana en la que se han mostrado los grandes avances del sector espacial español. Durante las sesiones se puso de relieve que las dos claves para triunfar en este sector son: PASIÓN, pasión por el espacio, por el conocimiento, por el desarrollo de nuevos productos innovadores y la participación en grandes programas internacionales y en programas nacionales, y CONSTANCIA, la constancia necesaria para realizar un esfuerzo en ese desarrollo de productos novedosos, innovadores, de alta tecnología que ofrecen un reto diario; constancia en la futura Estrategia Espacial Española, desarrollada por la futura y ansiada , Agencia Espacial Española; la necesidad de una constancia fuera de vaivenes y la necesidad de responsabilidad en su creación, de cara a la sociedad y al futuro de los profesionales del sector. La necesidad de hacer ver que el sector espacial es un sector, básico, totalmente esencial en el día a día de todos y resiliente. La necesidad de aumentar la inversión en él, visto que es capaz de generar grandes retornos económicos. La necesidad de no perder la siguiente carrera espacial.

Las jornadas fueron seguidas por más de 200 participantes diarios y otros 200 online de media diaria a lo largo de toda la semana. Finalmente, en el sábado se realizó el SGAC, en las instalaciones del IIE, un evento para estudiantes y jóvenes profesionales menores de 35 años, del sector espacial.

Este libro pretende recoger los resúmenes extendidos de las presentaciones realizadas en cada uno de los bloques descritos anteriormente. De esta manera el libro se divide en cinco secciones correspondientes a cada una de las categorías o bloques descritos en la agenda del congreso. Los resúmenes están ordenados según el programa que figura en la agenda del congreso. Es por ello que la agenda del congreso precede a los bloques.

Agradecimientos a los patrocinadores platino (Airbus, Airbus-Crisa, Enaire, GMV e INTA), a los patrocinadores Oro (Deimos, Hisdesat, Isdefe, Pangea y Sener), a los patrocinadores Plata (Satlantis y Solar Mems) y a los patrocinadores Bronce (Hydra Space, Ienai, y Madridspace).

Agenda del Congreso

Lunes 20 de junio

CAT. D – CIENCIA Y EXPLORACIÓN

9:00 Acto de Inauguración

Presidente del Instituto de la Ingeniería de España, D. José Trigueros
Sra. ministra de Ciencia e innovación, Dña. Diana Morant
Secretaria de Ciencia e innovación, Dña. Teresa Riesgo
Presidenta del Comité Espacio, Dña. Isabel Vera

9:35 "El círculo vicioso de la ciencia y la innovación"

D. Pedro Duque

10:05 MESA REDONDA 1

Institucional. Situación actual y perspectivas de futuro del sector espacial

Moderador: D. Víctor Rodrigo, IIE

Ponentes: D. Xavier Benavent (ENAIRE), D. Juan Carlos Cortes (CDTI), D. José Antonio López Fernández (Ministerio de Fomento), D. Jaime S. Mayorga (DGAM), D. Ángel Moratilla (INTA)

11:05 *Descanso*

11:20 The International Space Station

D. Mathias Maurer, ESA

12:00 El programa Artemis para la exploración lunar

D. Guillermo González, ESA

12:40 El telescopio James Webb

Dña. Begoña Vila, NASA

13:20 *Descanso*

14:35 Misión Artemisa: desarrollos clave para ESM-ORION y HALO desde España

D. Fernando Gómez-Carpintero, Airbus-Crisa

15:15 MESA REDONDA 2

Tendencias y ambiciones en el sector espacial

Moderador: D. Pedro Cordero, IIE

Ponentes: D. Antonio Abad (HISPASAT), D. Luis Guerra (AIRBUS), D. Jorge Potti (TEDAE/GMV), D. Diego Rodríguez (SENER), D. Stéphane Terranova (THALES)

16:15 *Descanso*

SESIONES PARALELAS

16:25 Salón De Actos, Categoría D. Sesión 1A

Moderador: Javier Gómez-Elvira

INSTRUMENTO MOONLIFE - MISION BIOMOON DE DA AGENCIA ESPACIAL EUROPEA

D. Álvaro Soria Salinas, European Space Agency

EL SUBSISTEMA DE POTENCIA PARA LA MISIÓN EUROPEA A JÚPITER

D. Pablo López y Emilio Lapeña, Airbus CRISA

SPOT: A COLLABORATIVE WEB-BASED TOOL FOR BEPICOLOMBO SCIENCE OPERATIONS

Dña. Sara de la Fuente Franco, RHEA Group

UN GRAVÍMETRO PARA CUERPOS PEQUEÑOS DEL SISTEMA SOLAR EN LA PRIMERA

D. José Antonio Carrasco Hernández, EMXYS

SUSCEPTÓMETRO MAGNÉTICO PARA EXPLORACIÓN ESPACIAL

D. Jose Luis Mesa Uña, Instituto Nacional de Técnica Aeroespacial

16:25 Aula 2, Categoría D. Sesión 1B

Moderador: Adelaida Gª-Magariño

SENER AEROESPACIAL EN EL SISTEMA SOLAR: UNA VALIOSA PERSPECTIVA

D. Jon Laguna, SENER Aeroespacial S.A.

Agenda del Congreso

ANÁLOGOS DE ENCELADO EN LA TIERRA (LAGOS DE LA ANTÁRTIDA, LOST CITY)

D. Fernando Carmona Martín, Researcher / Editor Astrobiology

RETOS DE LA EXPLOTACIÓN DE DATOS ESPACIALES PARA LA INVESTIGACIÓN EN ASTROFÍSICA EN LA ERA DEL JAMES WEBB SPACE TELESCOPE Y EL BIG DATA

D. Ricardo Pérez Martínez, ISDEFE S.A.,S.M.E.,M.P.

DESIGN AND IMPLEMENTATION OF AN ULTRA-LOW-PROFILE ANTENNAS OF THE ESA CUBESAT SCIENTIFIC MISSION FOR THE CALIBRATION OF ASTRONOMICAL GROUND STATIONS

D. Miguel Alejandro Salas Natera, Universidad Politécnica de Madrid

OBJETIVO LA LUNA: SENER AEROESPACIAL EN LA LUNAR GATEWAY

Dña. Laura San Martín, SENER Aeroespacial S.A.

17:55 ***Descanso***

18:05 Salón de Actos, Categoría D. Sesión 2.A

Moderador: Javier Gómez-Elvira

LA VISIÓN Y EL ROL DE GMV EN LA EXPLORACIÓN ESPACIAL

Dña. Mariella Graziano, GMV AD

ENTRADA EN PÉRDIDA DE PERFILES NACA A NÚMEROS DE REYNOLDS EXTREMADAMENTE BAJOS: LA AERODINÁMICA EN MARTE

D. Ángel Antonio Rodríguez Sevillano, ETSI Aeronáutica y del Espacio (Universidad Politécnica de Madrid)

EFECTOS DE INTERFERENCIA EN EL MARS ROVER A PARTIR DE RESULTADOS DE VISUALIZACIÓN DE FLUJO

D. Ángel Antonio Rodríguez Sevillano, ETSI Aeronáutica y del Espacio

SISTEMAS CRÍTICOS PARA LA MISIÓN MSR DESARROLLADOS POR AVS

Dña. Carmen Camañes, AVS Added Value Solutions

SMIMARS: HACIA UNA PEQUEÑA MISIÓN PARA LA EXPLORACIÓN MARTE

D. Alberto Pizarro, Airbus Defence and Space

18:05 Aula 2, Categoría D. Sesión 2.B

Moderador: Adelaida Gª-Magariño

CARACTERIZACIÓN POR CFD DE LA PERTURBACIÓN EN LOS SENSORES DE VIENTO TWINS POR EL LANDER INSIGHT (NASA-JPL)

D. Álvaro Coronado Barco, Instituto Nacional de Técnica Aeroespacia

EXPLORACIÓN EN SENER: DE NAVEGACIÓN INTERPLANETARIA A VEHÍCULOS MARCIANOS

D. Javier Baliñas, SENER Aeroespacial S.A.

ARQUITECTURA DE LA MISIÓN TRIPULADA A MARTE

Dr. Antonio Martín-Carrillo, Consejo Europeo de Sociedades Aeroespaciales (CEAS)

AUTONOMOUS DECISION MAKING: A KEY FOR COMPLEZ AND EFFICIENT SPACE EXPLORATION

Dña. Mariella Graziano, GMV AD

STARTICAL: LA CONSTELACIÓN QUE POSIBILITARÁ SERVICIOS CNS GLOBALES

D. Miguel Hernanz Gómez, Startical

Martes 21 de Junio

CAT. A – APLICACIONES Y OPERACIONES

9:00 El Programa Galileo 2nd Generation (G2G).

D. Miguel Manteiga Bautista, ESA

9:30 Copernicus

D. Ramón Torres, ESA

10:00 El Programa Spainsat NG.

D. Basilio Garrido, Hisdesat

Agenda del Congreso

10:30 *Descanso*

10:45 MESA REDONDA Nº 3

Recursos Órbita-Espectro: la base de las telecomunicaciones en el ámbito espacial

Moderador: D. José Luis Ruiz Mendoza, Isdefe, COIT.

Ponentes: D. José Luis Chinchilla García (Startical), Dña. Cristina García de Miguel (Hispasat), Dña. Icíar Ojugas Urtiaga (Ministerio de Asuntos Económicos y Transformación Digital), Miguel Ángel Redondo Ugena (Hisdesat).

11:45 *Cambio de salas*

SESIONES PARALELAS

11:55 Salón de Actos, Categoría A. sesión 1.A

RETOS Y AMENAZAS EN EL ENTORNO ESPACIAL. NECESIDAD DE LA VIGILANCIA DEL ESPACIO

D. Rafael González Cámara, EJÉRCITO DEL AIRE - COVE

CENTRO ESPAÑOL DE VIGILANCIA Y SEGUIMIENTO ESPACIAL (S3TOC) EL DIA A DIA DE LA VIGILANCIA ESPACIAL

D. Santiago Martínez Alcalde, GMV

DETECCIÓN DE MANIOBRAS EN ÓRBITA BAJA TERRESTRE CON DATOS DE RADAR

D. Rafael Vázquez, Universidad de Sevilla

APLICACIONES OBSERVACIÓN, DESAFÍOS SOCIALES Y BENEFICIOS ECONÓMICOS

D. Daniel Carrasco , HISDESAT

11:55 Aula 2, Categoría A. sesión 1.B

SDTI, “SISTEMA DE SOPORTE PARA LA DETECCIÓN TEMPRANA DE INCENDIOS FORESTALES EN EL SECTOR ELECTRICO MEDIANTE DATOS DE SATÉLITE”

Dña. Cristina Moclán Soria, Telespazio Ibérica

PROMETHEUS: CONSTELACIÓN DE SATÉLITES PARA OBSERVAR EL INFRARROJO TÉRMICO

D. Daniel Risquez, Particular

RECEPTORES GNSS COMERCIALES PARA DETERMINACIÓN DE ÓRBITA EN PICOSATS

D. Sergio Cuevas del Valle, FOSSA Systems

GS4EO: UNA SOLUCIÓN COMERCIAL PARA SEGMENTOS TERRENOS DE MISIONES DE OBSERVACIÓN DE LA TIERRA

D. Antonio Gutiérrez, DEIMOS Space

PROCESS4EO: RESULTADOS DEL MÓDULO DE DETECCIÓN VNIR DE NUBES Y DEL MÓDULO DE SUPER-RESOLUCIÓN

D. Tomás Guardabrazo Pedroche, DEIMOS Space

13:25 ***Descanso***

SESIONES PARALELAS

14:40 **Salón de Actos, Categoría A. Sesión 2.A**

RECURSOS ÓRBITA-ESPECTRO: TRAMITACIÓN EN LA UIT Y TÍTULOS HABILITANTES

Dña. Icíar Ojugas Urtiaga, Ministerio de Asuntos Económicos y Transformación Digital

PROCEDIMIENTO DE COORDINACIÓN DE FRECUENCIAS PARA MISIONES ESPACIALES

D. Iván Lora Fernández, Victorina Alvarez INTA

EL ROL DEL SATÉLITE EN 5G

D. Jorge García Hospital, Hispasat

PROYECTO CARAMUEL: DISTRIBUCIÓN DE CLAVES CUÁNTICAS A TRAVÉS DE UN SATÉLITE GEOESTACIONARIO

D. Pedro Pintó Marín, Hispasat

Agenda del Congreso

PRESENTE Y FUTURO DE LOS SISTEMAS DE COMUNICACIONES TIERRA-ESPACIO

D. Antonio Juan González González, Isdefe

14:40 Aula 2, Categoría A. sesión 2.B

ANUNCIO DE OPORTUNIDAD DE PAZ CIENCIA ESPECIAL DE LA PALMA: UN CASO DE USO DE LA APLICACIÓN DE LA EXPLOTACIÓN CIENTÍFICA DE PAZ

Dña. María José González Bonilla, INTA

AMPLIACIÓN DEL CAMPO DE CALIBRACION INTA EN ISLA DECEPCIÓN

Dña. Patricia Cifuentes Revenga, INTA

16U CUBESAT EO MISSION

D. Roberto Fabrizi, SATLANTIS

LOS HAPS (HIGH ALTITUDE PSEUDO-SATELLITES) Y SU APLICACIÓN PARA LA MONITORIZACIÓN DE INFRAESTRUCTURAS CRÍTICAS

D. Luis Boada Espoz, SmartHAPS S.L.

MULTIBAND DOWNLINK SYSTEMS AND DATALINKS FOR FUTURE COMMUNICATIONS PARADIGM

D. Víctor Sánchez, SENER

16:10 *Descanso*

SESIONES PARALELAS

16:20 Salón de Actos, Categoría A. sesión 3.A

EL FUTURO DE LA NAVEGACIÓN AÉREA DE PRECISIÓN

Dña. Patricia Callejo Castellanos, ENAIRE

ESTRATEGIA DE ENAIRE PARA LA GESTIÓN DEL TRÁFICO ESPACIAL (STM) Y LAS OPERACIONES A GRAN ALTITUD (HAO)

D. Xavier Benavent, ENAIRE

TESTBEDS PARA LA NUEVA GENERACIÓN DE SISTEMAS SBAS. EL CASO DE AUSTRALIA Y NUEVA ZELANDA

D. Julián Barrios Lerma, GMV

GALILEO COMO FACILITADOR DE LAS OPERACIONES DE SISTEMAS NO TRIPULADOS

D. Pablo Agüera Requena, AERTEC

GR740 PCM: MODULO GR740 PCM – MODULO DE PROCESAMIENTO DE NUEVA GENERACIÓN PARA LA MISIÓN PILOT

D. Alfonso Gonzalo Palomo, Airbus CRISA

16:20 Aula 2, Categoría A. sesión 3.B

ACTIVIDADES DE GMV EN LA SEGUNDA GENERACIÓN DEL SISTEMA GALILEO (G2G)

Dña. Esther Sardón Pérez, GMV

TECNOLOGÍAS PARA LA SEGUNDA GENERACIÓN DE GALILEO

Dña. María Ángeles González, SENER Aerospacial S.A

CARACTERÍSTICAS Y APLICACIONES DEL SERVICIO PÚBLICO REGULADO (PRS) DE GALILEO

D. Manuel Toledo López, GMV S.A.U.

EL SERVICIO GALILEO PRS EN ESPAÑA

D. José María Cruz Gómez, ISDEFE

APLICACIÓN DEL MÉTODO DE POLARIMETRÍA CLOUDE_POTTIER EN UNA IMAGEN DE RADAR SENTINEL 1, PARA LA CLASIFICACIÓN DE SUELOS EN LA MICROCUENCA APACHETA, REGIÓN AYACUCHO

D. José Luis Huayanay villar, INPE, BRASIL

17:50 *Descanso*

Agenda del Congreso

SESIONES PARALELAS

18:00 Salón de Actos, Categoría A. sesión 4.A

BEAMFORMING: LA NUEVA ERA DE LAS COMINICACIONES SATELITALES

D. José Saiz, WIMMIC

LA ERA DE LA INTELIGENCIA ARTIFICIAL A BORDO HA LLEGADO.

D. Luis Pascual de la Torre, Thales Alenia Space

MEJORAS EN LA AUTOMATIZACION DE LA MISION CHEOPS

D. Anthony Maldonado, INTA

PRODIGE. PROCESADOR DE COMUNICACIONES, DEFINIDO POR SOFTWARE, REPROGRAMABLE A BORDO, CON FUNCIONES DE INTELIGENCIA ARTIFICIAL Y PROCESADO EN EL BORDE.

D. Raúl Regada Alvarez, Thales Alenia Space España

ENTRENAMIENTO DE UNA RED NEURONAL CONVOLUCIONAL PARA DETECTAR EL SOL EN EL MODO DE MOVIMIENTO NO ESTABILIZADO DE UN NANOSATÉLITE

D. Whilmer Alejandro Cárdenas Duran, EANSA

18:00 Aula 2, Categoría A. sesión 4.B

LSTM MONITORIZANDO LA TEMPERATURA DEL PLANETA

D. Oriol Álvarez Trotta, Airbus Defence and Space

TOWARDS ARTIFICIAL INTELLIGENCE POWERED SATCOM SYSTEMS

Dña. Elena Godino Llani, GMV

BLOCKCHAIN MEETS SPACE, SPACE MEETS BLOCKCHAIN.

D. Juan Carlos Gil Montoro, GMV

HIFI AND STREAMING MUSIC SUIT DIFFERENT NEEDS: THE SATELLITE GROUND SEGMENT CASE

D. Enrique Fraga Moreira, GMV

Agenda del Congreso

MIÉRCOLES 22 DE JUNIO

CAT. B – TECNOLOGÍA

9:00 LA MISCIÓN CHEOPS Y LA BÚSQUEDA DE EXOPLANETAS. CIENCIA

D. José Caballero, CAB (CSIC- INTA)

9:30 LA MISIÓN CHEOPS Y LA BÚSQUEDA DE EXOPLANETAS. TECNICA

D. Andrés Borges, Airbus DS

10:00 MARTE: PERSEVERANCE E INGENUITY.

D. José Antonio Rodríguez Manfredi, CAB (CSIC- INTA)

10:30 *Descanso*

10:40 MESA REDONDA Nº 4

Misiones científicas de bajo coste futuros desarrollos clave.

Moderador: D. Javier Gómez Elvira, INTA/IIE

Ponentes: D. Ignacio Arruego (INTA), D. Alejandro Cardesín (ESAC), D.Joan Casalta (Sener), D.Cristina Ortega (AVS), Dña. Isabel Pérez Grande, UPM.

11:40 *Descanso*

11:55 MESA REDONDA 5

El espacio y la seguridad estratégica nacional y europea. uso dual

Moderador: D. Moisés Fernández Álvaro, Isdefe/COAIE

Ponentes: D. Domingo Castro (INDRA), D. Jacinto Chozas (Ejército del Aire), D. Tamara Guerrero (SolarMems), D. Enrique Rodríguez Fagundez (IIE), D. Paula Saameno (SATCEN)

12:55 *Descanso*

Agenda del Congreso

SESIONES PARALELAS

14:10 Salón de Actos, Categoría B. sesión 1.A

LIDERANDO LA VIGILANCIA ESPACIAL EUROPEA DESDE ESPAÑA: EL CASO DE ÉXITO DE GMV

D. Diego Escobar, GMV

SERVICIO DE DETERMINACIÓN PRECISA DE ÓRBITA DE COPERNICUS – LAS ÓRBITAS MÁS PRECISAS DE EUROPA

D. Marc Fenández, GMV

USING INTEGRAL INDICES TO EVALUATE ORBITAL PERTURBATIONS IN SATELLITES

D. Antonio Prado, Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais

ANÁLISIS DE LAS ESTACIONES BASE PARA COMUNICACIONES CON SATÉLITES LEO

Dña. Irene Merino-Fernandez, Universidad de las Palmas de Gran Canaria - IUMA

SUBSISTEMAS DE POTENCIA DE AIRBUS CRISA PARA VUELOS TRIPULADOS

D. Emilio Lapeña, D. Jesús Ortiz y D. José María Carnicer, Airbus CRISA

14:10 Aula 2, Categoría B. sesión 1.B

COCHES AUTÓNOMOS GRACIAS A TECNOLOGÍAS DE NAVEGACIÓN POR SATÉLITE

Dña. Ana González Sainz, GMV

ISRU IN THE MOON; EXTRACTION OF OXIGEN AND METALS BY FFC PPROCESS

Dña. Cristina Ortega, AVS Added Value Solutions

EMULADOR DE UN SISTEMA DE CRIPTOGRAFÍA CUÁNTICA

Dña. Isabel Carnoto Amat, Universidad Carlos III de Madrid

CONTROL DE ACTITUD DE 1 GRADO DE LIBERTAD DE UN CUBESAT 1U MEDIANTE RUEDAS DE INERCIA

D. Yi Qiang Ji Zhang, Universitat Politècnica de Catalunya

DISEÑO DE ANTENA COMPACTA A 868 MHZ CON POLARIZACIÓN CIRCULAR DUAL PARA CUBESATS DE 1U Y SUPERIOR

D. Juan María Herrera Martín, Universidad Carlos III de Madrid

15:40 ***Descanso***

SESIONES PARALELAS

15:55 **Salón de Actos, Categoría B. sesión 2.A**

UNIDADES DE POTENCIA DE AIRBUS CRISA PARA EL CONTROL DE MOTORES IÓNICOS

D. Marcos Núñez y D. Javier Torres, Airbus CRISA

CARACTERIZACIÓN DE LAS ACTUACIONES PROPULSIVAS DE ATHENA, UN INNOVADOR MOTOR DE PROPULSIÓN ELÉCTRICA PARA NANO Y MICROSATÉLITES.

Dña. Sara Correyero Plaza, Ienai SPACE

DINAMICA Y CONTROL DE REENTRADA DE LA NAVE ESPACIAL A LA ATMOSFERA Y ANÁLISI DE ANGULO DE ATAQUE

D. Jose Luis Huayanay Villar, INPE, BRASIL

C2CC DISEÑO CONCEPTUAL DE UN CRIOSTATO DE CALIBRACIÓN PARA EL INSTRUMENTO X-IFU DE LA MISIÓN ATHENA

D. Manuel Reina Aranda, INTA

CARACTERIZACIÓN MAGNÉTICA DE LA RUEDA DE FILTROS DEL INSTRUMENTO JANUS DE LA MISIÓN JUICE

D. Andrés Roldán Aranda, Grupo de Electrónica Aeroespacial - Universidad de Granada

15:55 **Aula 2, Categoría B. sesión 2.B**

AM4ALL - PIEZAS DE FABRICACIÓN ADITIVA PARA LA INDUSTRIA ESPACIAL ESPAÑOLA

Dña. Marta Garcia Cosio, CITD Engineering & Technologies

IMPRESIÓN 3D DE COMPONENTES CERÁMICOS TÉCNICOS PARA APLICACIONES DE ALTA TEMPERATURA

D. Luis Ignacio Suárez Ríos, IDONIAL

Agenda del Congreso

FABRICACIÓN ADITIVA DE NUEVAS CADENAS RADIANTES CON DOBLE POLARIZACIÓN CIRCULAR EN LA BANDA KA PARA APLICACIONES SATELITALES

D. Fernando Teberio, Anteral SL

ANÁLISIS TÉRMICO ÁGIL PARA ESPACIO

Dña. David Criado

HÁBITAT MÍNIMO VIABLE (HMV-LONGENIA)

D. Cayetano Santana Gil, The Mars Society España

17:25 ***Descanso***

SESIONES PARALELAS

17:40 Salón de Actos, Categoría B. sesión 3.A

CETUS, UN REVOLUCIONARIO SISTEMA PROPULSIÓN ESPACIAL BASADO EN AMARRAS ESPACIALES ELECTRODINÁMICAS

D. Lorenzo Tarabini Castellani, SENER Aeroespacial S.A

MANUFACTURING AND HOT-FIRE TEST CAMPAIGN OF THE DEMOP1 AEROSPIKE ENGINE DEMONSTRATOR

D. Federico Rossi, Pangea Aerospace

REDUCCIÓN DE RUIDO DURANTE EL DESPEGUE DE VEHICULOS LANZADORES

Dña. Mara Escarti, Comet Ingeniería

PROPULSIÓN QUÍMICA ORBITAL: UNA REVISIÓN DE LAS TECNOLOGÍAS ACTUALES DE PROPULSIÓN VERDE

D. Francho Garcia, Arkadia Space

17:40 Aula 2, Categoría B. sesión 3.B

SUBSISTEMAS GNC/AOCS PARA CIENCIA Y RE-ENTRADA: LA EXPERIENCIA DE SENER EN EUCLID Y SPACE RIDER.

D. Guillermo Rodríguez, SENER Aeroespacial S.A.

HALOPS: SISTEMA INTEGRADO DE AGILIDAD Y APUNTAMIENTO PRECISO PARA PLATAFORMAS DE ALTAS PRESTACIONES.

D. M. Sánchez Nogales, SENER Aeroespacial S.A.

LA TRANSFORMACIÓN DIGITAL EN LA INDUSTRIA DEL ESPACIO Y SU IMPACTO EN EL PRODUCTO Y EN LA SOCIEDAD.

D. José Antonio García Gallego, Inventia Kinetics

JUEVES 23 DE JUNIO

CAT. C – INFRAESTRUCTURA ESPACIAL

9:00 ARIANE

D. Julio A. Monreal

ARIANE 6.

D. Matías Fernández Balbuena, ESA

9:45 MIURA 5, EL MICROLANZADOR QUE PERMITE EL ACCESO AL ESPACIO A ESPAÑA (PLD SPACE)

D. Raúl Verdú, PLD SPACE

B2SPACE (COLIBRI PROGRAMME) - THE MOST COMPETITIVE SMALL LAUNCHER

D.Víctor Montero, BE2SPACE

10:15 AXIOM MISSION ONE- COMMANDER´S SUMMARY

D. Michael López Alegría. AXIOM SPACE

THE COMMERCIALIZATION OF SPACE: INCREASING ACCESS TO LOW EARTH ORBIT

D. Miguel Pereira. SIERRA SPACE

11:00 *Descanso*

Agenda del Congreso

11:10 MESA REDONDA 6

Constelaciones, space traffic management y aspectos legales.

Moderador: D. José Viceira, INDRA/IIE

Ponentes: D. Efrén Díaz (AEDAE/Buffet Más y Calvet), D. Santiago Rodríguez (INTA), Dña. Inmaculada Serrano Gandía (INDRA), D. Marius Stancius-Monalescu (GMV)

12:10 *Descanso*

SESIÓN ÚNICA

12:25 Salón de Actos, Categoría E. Legales sesión 1

HOLISTIC INNOVATION SLU

D. Julián Seseña Navarro, HOLISTIC INNOVATION SLU

EL ESPECTRO RADIOELÉCTRICO Y SU REGULACIÓN PARA EL FUNCIONAMIENTO DE LOS “PSEUDO-SATÉLITES” (HAPS Y HIBS)

D. José A. Delgado Penín, COIT/UPC Barcelona TECH

ASPECTOS LEGALES DE LA GESTIÓN DEL TRÁFICO ESPACIAL (SPACE TRAFFIC MANAGEMENT, STM)

Dña. Esther Riobó Rubio, HISPASAT, S.A.

CRÍTICA AL DERECHO INTERNACIONAL DEL ESPACIO

Dña. Laura Morelli, Universidad Alfonso X el Sabio (estudiante)

13:55 *Descanso*

SESIONES PARALELAS

15:10 Salón de Actos, Categoría C. sesión 1.A

SPOOFING: EL NUEVO ATAQUE QUE PONE EN RIESGO A TODO EL SISTEMA DE POSICIONAMIENTO, OPERACIONES COMERCIALES Y APLICACIONES MILITARES BASADAS EN SISTEMAS GNSS.

Dña. Maite Diez Sánchez, Illinois Institute of Technology/Universidad Politécnica de Madrid

PROGRAMA DE CONSTELACIONES DE PEQUEÑOS SATÉLITES DEL INTA

D. Santiago Rodríguez Bustabad, INTA

ANSER-AT: CONCEPTO DE MISIÓN DISTRIBUIDA PARA LA OBSERVACIÓN DE LA COMPOSICIÓN DE LA ATMÓSFERA.

Dña. Olga Puentedura, INTA

INTRODUCCIÓN AL VUELO EN FORMACIÓN DE ANSER

D. Cesar Arza González, INTA

CINCLUS, UN ESPECTRÓMETRO PARA LA MISIÓN ANSER

Dña. Andrea García Moreno, Instituto Nacional de Técnica Aeroespacial

15:10 Aula 2, Categoría C. sesión 1.B

LUR-1 MISSION, IN ORBIT DEMONSTRATION OF AVS ADVANCED PROPULSION AND ACTIVE THERMAL CONTROL SYSTEMS

D. Rainer Diaz De Cerio Goenaga, AVS

MVPCU – LA SOLUCIÓN INNOVADORA DE AIRBUS CRISA PARA EL MERCADO DE LAS TELECOMUNICACIONES

D. José Luis Herranz, Marcos Núñez, Airbus CRISA

DE LA TECNOLOGÍA A LA METODOLOGÍA, EL TRABAJO A NIVEL SISTEMA.

D. Zorita, SENER Aeroespacial S.A.

PROCESOS DE MONITORIZACIÓN, MANTENIMIENTO (EQUILIBRADO), ENSAYOS E INTEGRACIÓN DE LA BATERÍA DEL SATÉLITE UNIVERSITARIO UPMSAT-2

D. Santiago Pindado Carrión, Universidad Politécnica de Madrid

16:40 *Descanso*

Agenda del Congreso

SESIONES PARALELAS

16:50 Salón de Actos, Categoría C. sesión 2.A

INTEGRACIÓN Y VALIDACIÓN DE ALGORITMIA EXPERIMENTAL DE APUNTAMIENTO EN EL SUBSISTEMA DE DETERMINACIÓN Y CONTROL DE ACTITUD DE LA MISIÓN ANSER

D. Víctor Prieto Laso, INTA

COMMISSIONING DEL ADCS DE ANSER

D. Eduardo de la Rosa Padrón, INTA

APLICACIONES DEL APRENDIZAJE AUTOMÁTICO EN LA MEJORA DE LAS PREDICCIONES ORBITALES

D. Álvaro Fernández Villar, INTA

NUEVAS TÉCNICAS DE MEDIDA DE LIMPIEZA MAGNÉTICA EN LOS PROGRAMAS DE SATÉLITES DEL INTA. MISIÓN ANSER.

D. Sergio Fernández Romero, INTA

DESPLEGANDO CONSTELACIONES, POCKETPOD, RETOS Y LECCIONES APRENDIDAS.

D. Sergio Sarasola, Fossa Systems

SMARTLID3 - UN LIDAR ESPACIAL PARA FUTUROS SERVICIOS EN ÓRBITA

D. Jesús Aivar Mateo, LIDAX

CONTRIBUCIÓN DE AIRBUS CRISA EN ARIANE 6

D. Jesús Ortiz Martin, AIRBUS-CRISA

16:55 Aula 2, Categoría C. sesión 2.B

NAVIGA: MÁS QUE UNA UNIDAD DE NAVEGACIÓN PARA LANZADORES.

D. César Fernández, SENER Aeroespacial S.A.

PLATAFORMA MULTIPROPÓSITO PARA LOS SISTEMAS ESPACIALES 2030.

D. Santiago Lozano, SENER Aeroespacial S.A.

OVERCOMING FPGA DESIGN CHALLENGES

D. Asier Larrucea, ULMA Embedded Solutions

ELEMENTOS UNIVERSALES PARA UN DESARROLLO ESPACIAL SOSTENIBLE: IBDM Y SIROM.

D. Gonzalo Guerra, SENER Aeroespacial S.A.

DEPLOYABLE ANTENNAS FOR LOW COST SAR EARTH OBSERVATION AND IOT CUBESATS APPLICATIONS

D. Samuel Puche Gonzalez, Oxford Space Systems

MATERIALES NATURALES Y ARTIFICIALES PARA EL DISEÑO DE UNA INFRAESTRUCTURA LUNAR Y MARCIANA: ARQUITECTURA Y HABITABILIDAD.

Dña. Yasmina Eid-Macheh y Sánchez, Universidad Politécnica de Valencia, GAREID PROYECTOS

VIERNES 24 DE JUNIO

CAT. E – ECONOMÍA Y SOCIEDAD

SESIONES PARALELAS

9:00 Salón de Actos, Categoría E. Formación y divulgación A

DIVULGACIÓN DEL SECTOR ESPACIAL EN CENTROS EDUCATIVOS Y UNIVERISIDADES. PRIMER AÑO DE ACTIVIDADES DE WOMEN IN AEROSPACE – EUROPA EN MADRID

Dña. María-Eva Ramírez, Women In Aerospace Europa (Madrid)

'ALLANDE STARS': PROYECTO DE DIVULGACIÓN CIENTÍFICA EN ZONAS RURALES

Dña. Lucía González Cuesta, Instituto de Astrofísica de Canarias

LLEVAR EL ESPACIO AL AULA. FOSSA AD ASTRA.

Dña. Beatriz Serrano Llabrés, FOSSA Systems

Agenda del Congreso

EL CASO DEL GLOBO ESTRATOSFÉRICO DE INZPACE QUE DISEMINÓ EL CONOCIMIENTO ESPACIAL ENTRE LOS ALUMNOS DE BACHILLERATO DEL COLEGIO ÁRULA

D. Lorenzo Tarabini, INZPACE, Marta Rodríguez, Colegio Árula.

9:00 Aula 2, Categoría E. Formación y divulgación B

INTRODUCCIÓN A UN MARCO COMÚN PARA LOS ESTUDIOS DE INGENIERÍA ESPACIAL

Dña. Laura García, Universidad Carlos III de Madrid

PROMOVIENDO LA INGENIERÍA DE SISTEMAS EN ESPAÑA: LA AEIS

D. Zorita, SENER Aeroespacial S.A.

OPERACIONES DE PREPARACIÓN, LANZAMIENTO Y POST-LANZAMIENTO DE UN COHETE SUPERSÓNICO HECHO POR ESTUDIANTES EN ESPAÑA

D. Daniel Cantos Gálvez, Asociación Cosmic Research

BISKY TEAM, FORMANDO LA SIGUIENTE GENERACIÓN DE CIENTÍFICOS

D. Ignacio Amundarain Fernández, BiSKY Team

GEOLOGÍA Y ARQUITECTURA PLANETARIA: GÉNESIS DE UN BINOMIO.

D. Juan José García, Universidad Politécnica de Valencia, GAREID PROYECTOS

10:20 *Descanso*

SESIÓN ÚNICA

10:35 MESA REDONDA 7

La educación en Stem, inspiración de nuevas generaciones.

Moderador: Dña. Diana Pueyo, Thales Alenia Space/IIE

Ponentes: Dña. Patricia Cerrada (Women in Aerospace Europe/ GMV), Dña. Mª Cruz Díaz (Comité Ingenia del IIE), D. Domingo Escutia Muñoz (ESERO, ESA), Dña. Yolanda González Arechavala (Universidad Pontificia de Comillas)

11:35 *Descanso*

Agenda del Congreso

11:50 Salón de Actos, Categoría E. Economía

AGENDA ESTRATÉGICA DE I+D+I ESPACIAL DE ESPAÑA

D. Andrés Catalán Armengol, Plataforma Tecnológica Aeroespacial Española

LA TRANSFERENCIA DE TECNOLOGÍA PARA EL DESARROLLO DEL SECTOR AEROESPACIAL EN PAÍSES EMERGENTES

D. Itzel Rocillo, KIBSEEK

INDUSTRIA TURÍSTICA ESPACIAL EN ESPAÑA: RETOS Y OPORTUNIDADES

D. Cesar Llorente López, Mallorca Space Port (OMNEOM SL)

FINANCIACIÓN DE LA MINERIA ESPACIAL MEDIANTE ACTIVOS DIGITALES

D. Ignacio Ozcariz, R QuanTech Sar

AIR CENTRE ATLANTIC CONSTELLATION PROJECT

D. Miguel Belló Mora, Air Centre

13:05 EMPRENDIMIENTO

D. Gonzalo Martin de Mercado, ESA

13:20 *Descanso*

14:35 MESA REDONDA 8

Inversión y financiación en el sector espacial

Moderador: D. Eladio González Machín, IIE

Ponentes: D. Enrique Gómez (fi-group), Dña. Cecilia Hernández (CDTI), D. Gonzalo Martín de Mercado (ESA), Dña. Tanya Suarez (BlueSpecs)

15:35 MESA REDONDA 9

Emprendimiento e innovación: perspectivas de fundadores.

Moderador: D. Carlos Romero (IIE)

Ponentes: D. Julio Díaz (UTW), Dña. Tamara Guerrero (SolarMems), D. David Orgaz (Madridspace), D. Daniel Pérez Grande (IENAI)

16:35 *Descanso*

Agenda del Congreso

16:50 MEDICINA ESPACIAL: LA EXPANSIÓN DEL DISCO INTERVERTEBRAL CERVICAL.

D. David Marcos, UAM

17:05 MESA REDONDA 10

Medicina, ingeniería y espacio

Moderador: Dña. Isabel Vera Trallero, INTA/IIE

Ponentes: D. David Marcos (UAM), D. Marco Javier Mazorla (Salud Madrid), Dña. Beatriz Puente Espada (Ministerio de Defensa), D. Carlos Velasco Díaz (Ministerio de Defensa), D.Sergi Vaquer (ESA)

18:05 CEREMONIA CLAUSURA

D. Pedro Duque

18:35 Copa de Vino Español

Categoria A
Aplicaciones y Operaciones

Retos y Amenazas en el Entorno Espacial. Necesidad de la Vigilancia del Espacio

Cte. Rafael González Cámara, Jefe del Centro de Operaciones de Vigilancia Espacial (COVE) del Ejército del Aire

El ámbito aeroespacial es tan importante para la moderna sociedad española que sin los servicios, aplicaciones y productos que proporciona, nos sería difícil imaginar su funcionamiento. Almismo tiempo, el elevado uso de la tecnología y el altísimo nivel de interconectividad presentes en el ámbito aeroespacial implican una especial vulnerabilidad ante las amenazas y desafíos, y una rápida velocidad de evolución de las crisis que afecten este entorno.

Los espacios aéreo y ultraterrestre forman un único ámbito, el aeroespacial, en el que las amenazas y desafíos se desarrollan a gran velocidad, lo que implica un tiempo de reacción muy corto y que sean necesarias estructuras de decisión en tiempo casi real apoyadas en sistemas de mando y control que dispongan de buenas capacidades; que sean fiables; que estén perfectamente coordinados y que estén permanente disponibles.

Con la creciente facilidad de acceso al espacio se produce una mayor competencia; en este entorno, la necesidad de regulación se vuelve necesariamente mayor y pone a prueba la eficacia del marco jurídico internacional. En consecuencia, varios países ya están tomando medidas para proteger sus activos en el espacio o para denegar su acceso a otros actores; tal es la criticidad de asegurar su acceso, que el espacio está comenzando a vislumbrarse como un futuro escenario de conflicto.

Los países que disponen de la capacidad para lanzar un ataque letal sobre los activos en órbita no es probable que lo realicen por el riesgo de dañar a los propios sistemas que provocaría la destrucción del aparato enemigo. Sin embargo, sí que es concebible la neutralización e inutilización de sistemas espaciales por otros medios: infiltrándose en sus sistemas de control en tierra con el objetivo de suplantar a sus legítimos operadores o inutilizando los satélites mediante sistemas de energía dirigida, perturbación electromagnética y ciberataques. Cualquier ataque a los satélites, de los que la sociedad española depende para obtener servicios esenciales (comunicaciones, información meteorológica, navegación, etc.), tendría enormes consecuencias económicas, sociales y de seguridad.

Afin de dar respuesta adecuada a las amenazas y desafíos en el ámbito espacial, desde mediados de la pasada década se viene desarrollando la capacidad nacional de vigilancia y seguimiento espacial mediante el programa S3T (*Spanish Space Surveillance and Tracking*), que permite el seguimiento de reentradas atmosféricas, el estudio de fragmentaciones, la prevención de colisiones y el apoyo a los lanzamientos hacia el espacio. En el entorno militar, el Ejército del Aire ha declaró, en julio de 2021, la capacidad operativa inicial del Centro de Operaciones de Vigilancia Espacial (COVE), que tiene como misión el dotar a las FAS del adecuado nivel de conocimiento sobre la situación espacial (SSA – *space situational awareness*) y proporcionar productos y servicios de apoyo espacial al resto de operaciones militares.

Esta capacidad posiciona a España entre las pocas naciones con posibilidad de contribuir a la elaboración de los imprescindibles catálogos de objetos espaciales en órbita, gracias a la combinación de sistemas ópticos y radáricos, adecuadamente integrados en un centro de operaciones como el COVE y el S3TOC. Adicionalmente, esta capacidad prepara a la nación para avanzar en el campo de la seguridad aeroespacial ante la posibilidad de que, en un futuro próximo, el espacio se convierta en un área de enfrentamiento entre las grandes potencias que actualmente compiten por el liderazgo mundial en el espacio.

Centro Español de Vigilancia y Seguimiento Espacial (S3TOC). el día a día de la vigilancia espacial

Cristina Pérez[1], Santiago Martínez[2], Ángel Gallego[2]

[1] Centro de Desarrollo Tecnológico Industrial (CDTI), Calle del Cid, 4, 28001 Madrid, Spain, +34915815500 (cristina.perez@cdti.es),

[2] GMV, Calle Isaac Newton 11, Tres Cantos, 28670, Spain, +34918072100 (samartinez@gmv.com, agtorrego@gmv.com)

En los últimos años, tanto la población de residuos espaciales como el número de satélites activos en órbita han aumentado drásticamente. El riesgo de colisión de los satélites es un problema que cada vez afecta más directamente a todos los actores del sector espacial.

Por ello, en 2016 Europa decidió establecer un Consorcio de países que trabajaran de manera conjunta con el objetivo de proporcionar servicios de vigilancia y seguimiento espacial (EUSST), entre ellos el servicio de alerta de colisiones, el de re entrada de objetos en órbita y el análisis de potenciales fragmentaciones. CDTI es la entidad encargada de representar a España en este Consorcio de países y además, entre otros, ostenta el control operativo del Centro Español de Vigilancia y Seguimiento Espacial (S3TOC) actualmente operado por un consorcio de empresas liderado por GMV y con la colaboración de DEIMOS, HISDESAT e InmediaIT.

El S3TOC, como parte del EUSST proporciona servicios de Prevención de Colisiones (Collision Avoidance o CA, en inglés) a más de 250 satélites de 30 usuarios diferentes. El esquema empleado es un régimen de redundancia en caliente en el que participan los Centros de Operaciones de Francia y España, que permite asegurar la consistencia de los resultados y la continuación del servicio en caso de fallo de uno de los dos centros.

El S3TOC ha implementado y continúa desarrollando un conjunto de métodos que permiten a sus usuarios recibir servicios de CA avanzados y personalizados en tiempo real. Esto incluye la provisión de Mensajes de datos de colisión (CDM) calculados utilizando mediciones de la Red Europea de Sensores, así como el soporte a los usuarios en el diseño de Maniobras de Prevención de Colisiones (CAM), lo que incluye el análisis de conjunciones de los planes de mitigación programados por el usuario, para confirmar que son seguros.

El S3TOC proporciona el servicio de CA en todas las fases de la misión del satélite: desde la fase LEOP hasta el fin de vida, pasando la puesta en marcha del satélite de o la recolocación de satélites operacionales. Además, proporciona dicho servicio en todos los regímenes orbitales de operación: LEO, MEO y GEO. Un ejemplo de tal tipo de soporte tuvo lugar en la fase de desorbitación y pasivación de Metop-A, en noviembre de 2021, para el cual S3TOC apoyó a EUMETSAT calculando los riesgos de colisión asociados a las maniobras de desorbitación antes de cada ciclo de maniobras. En dicha campaña, EUMETSAT utilizó los cálculos del S3TOC como para la autorización de cada ciclo de maniobras.

Por otro lado, a finales de 2019 comenzó la era de las megaconstelaciones de satélites. A través de novedosos lanzadores se ha conseguido desplegar varias constelaciones LEO de cientos e incluso miles de satélites cada una. En respuesta a la creciente amenaza para las misiones espaciales de colisión en órbita contra objetos secundarios activos, el S3TOC provee a sus usuarios con servicio de CA contra este tipo de objetos, y tiene la posibilidad de coordinar una acción de mitigación de riesgo haciendo interfaz con las dos entidades operadoras de satélite.

A parte de las actividades de Prevención de Colisiones, el S3TOC planifica diariamente el seguimiento de los objetos espaciales con los sensores de la Red de Sensores Española (S3TSN), que incluye sensores de tipo óptico, radar y laser. Las medidas que toman estos sensores son utilizadas para mantener el catálogo del S3TOC de los objetos espaciales, pero además son compartidas con el resto de países europeos que conforman el Consorcio EUSST con el objetivo de en el futuro construir un catálogo europeo. Por otro lado el S3TOC recibe las medidas del resto de la red de sensores europeos que incorpora a su propio catálogo y usa diariamente en la prevención de colisiones.

El objetivo de la presente publicación es comunicar al público como trascurre el día a día de la vigilancia espacial, a través de la experiencia del Centro Español de Vigilancia y Seguimiento Espacial, siguiendo los procesos que se llevan a cabo en el centro y el tipo de problemas a los que se enfrenta diariamente.

Detección de maniobras en órbita baja terrestre con datos de radar

Jose M. Montilla[1], Julio C. Sanchez[1], Rafael Vazquez[1], Jorge Galan-Vioque[1], Javier Rey Benayas[2], Jan Siminski[3]

[1]Universidad de Sevilla (jmontillag@us.es,jsanchezm@us.es,rvazquez1@us.es,jgv@us.es)

[2]Indra Sistemas (jreyb@indra.es), [3]Space Debris Office, ESA/ESOC (Jan.siminski@esa.int)

Introducción: En el campo de "Space Surveillance and Awareness" (seguimiento y vigilancia espacial) la determinación de órbitas resulta fundamental para la planificación de correcciones orbitales y la evitación de posibles colisiones. En este sentido, tener la capacidad de detectar maniobras no declaradas facilita enormemente la asociación de nueva información, obtenida mediante radar u otros sensores en tierra, con objetos ya catalogados y bajo seguimiento.

En este trabajo se estudian diferentes métodos de detección de maniobras de baja intensidad, para satélites en órbita baja terrestre, y usando para ello datos de radar. Uno de los métodos se basa en el filtro de Kalman *"Unscented"* (UKF); además, se han usado dos métodos basados en análisis de estados accesibles ("reachability analysis"), que relacionan el conjunto de estados alcanzables conel siguiente pase de radar. El algoritmo basado en filtro se puede alimentar con información de sucesivos pases de radar, mientras que el análisisde accesibilidad es especialmente sensible para la detección de maniobras. Debido a estaspropiedades se ha creado un método combinado, resultando en un filtro de detección de maniobras (MDF).A modo de validación de la algoritmia bajo estudio se han creado escenarios de simulación artificiales, para luego aplicar estas metodologías a datos reales. La información del radar ha sido proporcionada por el Sistema de Vigilancia Espacial Español (S3T) [1], combinado con información de maniobras reales y efemérides de alta precisión (ESA/ESOC y DLR/GSOC). Los resultados son alentadores, ya que a pesar de la escasez de datos de radar debida a la geometría del problema se ha logrado la detección de más del 50% de maniobras, con menos del 10% de falsos positivos.

Filtro de determinación orbital: La elección del UKF [2] como filtro principal para la determinación orbital se debe a las restricciones particulares de nuestros escenarios. Tener un solo radar como fuente de información orbital implica ventanas sin observaciones de 1 a 3 días (con entre 5 y 20 plots individuales en estas). Dado que el UKF proporciona una aproximación de mayor orden para la propagación de la incertidumbre inicial (en comparación a un EKF), se considera más adecuado para estos escenarios, donde los tiempos de propagación serán especialmente largos. Para mejorar los resultados del filtrado se ha recurrido a la técnica del suavizado ("*smoothing*"), que lanza el filtro hacia atrás para reutilizar información de pases anteriores. El filtro clásico ha sido modificado para la detección de maniobras, utilizando para ello métricas derivadas de la diferencia entre predicción y observación. La validación del filtro demuestra la capacidad de recuperar el estado de la órbita tras maniobras, tras al menos dos observaciones de radar (sin necesidad de mecanismos como el inflado de covarianza).

Análisis de estados alcanzables: Para estos métodos [3] separteporunladodelaórbitaprecisa (con error supuesto distribuido normalmente) y de la información derivada del último radar. En particular, se utiliza una técnica para condensar la información de dicho radar conocida como *"Attributable"* [4], que se basa en ajustar los observables (principalmente el range y range rate, por su mejor precisión) a una curva polinómica. Con esto se logra "comprimir" toda la información de un pase a una única medida de mayor calidad en la que el error se ve reducido. Se han desarrollado dos algoritmos:

Métrica de distancia de Mahalanobis (Algoritmo 1). El primer método se basa en comparar la medida obtenida (el "attributable" del radar) con la medida derivada de propagar nuestra órbita predicha, junto con su incertidumbre. Para obtener dicha medida virtual se ha optado por propagar la nube de puntos que caracteriza el punto de partida de la órbita; es decir, muestrear la función de densidad de probabilidad inicial con suficientes puntos y propagarlos individualmente con un modelo completo de alta fidelidad (validado previamente usando las efemérides de precisión para asegurar que el error introducido en la propagación sea mínimo).

Esta propagación se ha realizado usandoalgebra diferencial de Taylor, que es posiblegracias a la implementación incluida en OREKIT,la librería de dinámica orbital usada para este trabajo. Con esto logramos acelerar este paso, a costa de una propagación inicial más lenta de lo normal, pero que merece la pena cuando la muestra inicial es lo bastante grande. La nube de puntos obtenida, convertida al espacio de medidas, se supone también de distribución normal, para así poder compararla con la obtenida con el radar mediante la distancia de Mahalanobis (MD) [5].

Se ha creado, por tanto, una métrica basada enla MD para la detección de maniobras. En los escenarios de simulación se comprueba que dicha métrica se comporta de forma aceptable, solo fallando en la detección de maniobras de muy poca intensidad.

Métrica de distancia de control (Algoritmo 2). Una alternativa algo más sofisticada que ladistancia de Mahalanobis pasa por plantear el problema de control óptimo que calcula el coste de conectar la

órbita inicial con la del estado proporcionado por la medida del radar (su "attributable") [6]. Aunque no es exactamente el coste en términos de ΔV, el funcional que se ha optimizado representa un límite superior a dicho coste, siendo menos problemático numéricamente. La resolución del problema de optimización (mediante CasADi, usando una linealización de la dinámica completa calculada con OREKIT) es relativamente rápida, y esto se aprovecha para introducir la incertidumbre con un método de Monte Carlo. Si se resuelve dicho problema suficientes veces con variaciones en lascondiciones iniciales y en el estado final (ambos con incertidumbres definidas), se puede obteneruna distribución del coste de conectar ambas órbitas, que puede relacionarse con la probabilidad de que se haya realizado una maniobra.

Para ello se han definido métricas basadas enlos percentiles 10%, 50% y 80% (de más a menos sensibles), que junto con la distribución sin maniobra(conectandoelpuntoinicialconelestado predicho) sirven para definir métricas de detección demaniobras,conundesempeñoprometedorenlos escenarios simulados.

En ambos casos (algoritmos 1 y 2) la mayoríade los errores (falsos positivos y maniobras no detectadas) vienen causadas por la escasez de plots de radar (ventanas cortas de observación) y los largos tiempos de propagación, por lo que es posible que se trate de casos límite.

Filtro de detección de maniobras usando análisis de accesibilidad: Finalmente, se implementa un filtro capaz de predecir la órbita y detectar las maniobras (MDF). Esta idea combinael esquema del UKF con el algoritmo 1 dedetección de maniobras mediante análisis de accesibilidad (MD).Una vez que se detecta la maniobra (comparando el estado predicho por el filtro con el "attributable" del radar mediante la distancia de Mahalanobis) se infla la covarianza hasta que dicha incertidumbre incluya laposibilidaddelarealizacióndelamaniobradurante la propagación. Si no se detecta maniobra seemplea "smoothing" para incrementar la precisión de la predicción.

Los resultados indican un comportamiento bueno del filtro, que es capaz de recuperarse después de una maniobra gracias al inflado de la covarianza, y de detectar maniobras que el UKF previamente no podía. Por otro lado, también se producen un número no despreciable de falsos positivos, que dependen en cierta manera del historial específico de cada escenario.

Conclusiones: Se han desarrollado diferentes métodos para la detección de maniobras usando filtrado de Kalman, teoría de "attributables" y análisis de accesibilidad. Los resultados obtenidosa partir de datos reales indican que los algoritmos funcionan adecuadamente pero tienen margen de mejora. Dado que la calidad de los datos está verificada, se concluye que la escasez de estos es causa por tener una única fuente de información(un único radar) ya que la geometría orbital puede dar lugar a escasez de observaciones.

Se plantean como posibles mejoras modificaciones en el propagador, en la descripción de la incertidumbre (uso de mezclas Gaussianas) y la posible utilización del radar en modo vigilancia intensiva para aumentar el número de plots. El planteamiento de la métrica de distancia de control también contempla varios caminos de mejora- Finalmente, la fusión sensorial de datos de lasercon los datos de radar es otra extensión prometedora.

Desde el punto de vista de la innovación, los resultados pueden considerarse interesantes, ya que en otros trabajos se dependen de la abundancia de medidas (en algunos casos continuas, cuando se trata de la órbita geoestacionaria). El objetivo final es la integración de esta algoritmia en el sistema de catalogado el S3T, para así disponer de una funcionalidad de detección de maniobras automática.

Para más información sobre los algoritmos y resultados, consultar la referencia [7].

Bibliografía

[1] GOMEZ, R., et al. (2019) Initial Operations of the Breakthrough Spanish SpaceSurveillanceandTrackingRadar(S3TSR)in the European Context. En 1st ESA NEO andDebris Detection Conference.

[2] GOFF, G. M. (2015) Orbit Estimation of Non-Cooperative Maneuvering Spacecraft. PhD Thesis.

[3] HOLZINGER,M.,SCHEERES,D.(2009) Reachability analysis applied to space situational awareness. Tech. Report.

[4] REIHS, B., et al. (2021) Application of attributables to thecorrelation of surveillance radar measurements. ActaAstronautica,-vol.182,p.399-415.

[5] HALL, Z.; SINGLA, P. (2019). A probabilistic approach for reachability set computation for efficient space situational awareness. En 29th AAS/AIAA Space Flight Mechanics Meeting.

[6] HOLZINGER, M.et al. (2012). Object correlation, maneuver detection, and characterization using control distance metrics. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, vol. 35, no 4, p. 1312-1325.

[7] MONTILLA, J. M. et al. (2022). Manoeuvre detection in Low Earth Orbit with Radar Data. Preprint enviado a Advances in Space Research, disponible en https://arxiv.org/abs/2203.03590.

Aplicaciones, desafíos sociales y beneficios económicos

Daniel Carrasco

HISDESAT

El satélite radar PAZ de muy alta resolución lleva capturando imágenes de Observación de la Tierra de manera exitosa desde febrero de 2018. Se trata de una misión dual concebida para dar servicios tanto al Ministerio de Defensa Español como a diferentes usuarios civiles. Esta dualidad ha sido posible gracias a un partenariado público- privado, esquema que ha demostrado ser un potente vehículo tractor de la industria española. Esta misión ha sido liderada por la empresa Hisdesat, propietaria y operadora del satélite PAZ y responsable de la comercialización de sus imágenes.

Los datos de satélite de forma genérica, pueden dar apoyo a una gran variedad de usuarios, segmentos, mercados verticales y temáticas muy heterogéneas. Uno de los verticales más importantes es el mercado de Defensa, Inteligencia y Seguridad. Los usuarios de este vertical son grandes consumidores de imágenes de muy alta resolución y se está adaptando de manera rápida a las capacidades que los sensores SAR ofrece.

A su vez, la tecnología SAR se ha consolidado de manera significativa en el sector de la energía y la industria. Las aplicaciones basadas en tecnología InSAR (*Interferometric Synthetic Aperture Radar*) han demostrado ser un elemento clave para la vigilancia intensiva de infraestructuras críticas como por ejemplo oleoductos, gasoductos, presas, carreteras, vías férreas, etc. Aunque en este vertical se ha usado principalmente imágenes de satélite de media resolución, actualmente está migrando a satélites de mayor resolución espacial y mayor precisión. En este sentido, el satélite PAZ está jugando un papel primordial, gracias no sólo a su resolución sino también por su gran precisión de geolocalización.

Cada vez son más las herramientas de explotación y los servicios que consumen datos SAR para generar valor añadido. El desarrollo de estas nuevas herramientas junto con la proliferación de datos y la aparición de nuevas constelaciones SAR, están contribuyendo al crecimiento del uso de la tecnología SAR en muchos otros mercados. Uno de estos sectores es el de la gestión de los recursos naturales. Aplicaciones orientadas a la pesca ilegal o a la detección de la deforestación son ejemplo de ello.

Dentro del sector de administraciones o agencias públicas es notable la participación de PAZ, dando apoyo al servicio CleanSeaNet (sistema de monitoreo por satélite para la detección y vigilancia de derrames de hidrocarburos marinos en aguas europeas) operado por EMSA.

PAZ también está contribuyendo en el sector de las emergencias, como por ejemplo para vigilar la actividad volcánica en Cumbre Vieja (La Palma) dentro del Programa Copernicus.

En estos 4 años de vida, el satélite PAZ ha demostrado ser una fuente de información esencial en prácticamente todos los mercados actuales, demostrando así que la tecnología SAR juega un papel primordial en la Observación de la Tierra, siendo clave en el futuro del Espacio español.

SDTI, "Sistema De Soporte para la Detección Temprana de Incendios forestales en el sector electrico mediante datos de satélite"

C. Moclán[1], Hernández Medel, C.[1] González Diego, A.[2],

[1]Telespazio Ibérica Avenida de Manoteras 18, Planta 5 Oficina 3, 28050 Madrid, cristina.moclan@telespazio.com,

[2]Viesgo, C/ Isabel Torres 25. 39011, Santander. España

Introducción: Los incendios forestales suponen una creciente amenaza para los países mediterráneos, donde en los últimos años se ha incrementado el riesgo de oleadas de grandes incendios [1]. La capacidad destructiva de estos eventos ha puesto de manifiesto la vulnerabilidad de infraestructuras críticas con un impacto significativo en el medio ambiente y en la sociedad, así como las pérdidas económicas derivadas [2]. En el sector eléctrico, los incendios provocan daño en las instalaciones eléctricas, afectando a la explotación y en la disponibilidad de los recursos eléctricos [3]. El uso de tecnologías que permitan la monitorización de incendios, así como el riesgo de que ocurran en el entorno de las instalaciones eléctricas, proporcionan la capacidad de anticiparse a la hora de tomar decisiones operativas como los planes de inspección y mantenimiento de la infraestructura eléctrica. Distintas agencias han puesto a disposición de las organizaciones sus productos para aunar sus esfuerzos contra los incendios. La integración de toda la información geolocalizada de incendios con la información de la infraestructura eléctrica proporciona una herramienta de gran utilidad para la gestión de los activos. En este trabajo se va a mostrar el proyecto de diseño y desarrollo del Sistema de Detección Temprana de Incendios (SDTI), apoyado en datos de satélite, en las instalaciones eléctricas de la empresa eléctrica Viesgo, recientemente integrada en la empresa EDP.

Diseño e implementación: El sistema SDTI ha sido diseñado como un servicio web donde los usuarios pueden acceder a la información geoespacial disponible para la gestión de incendios en el entorno de las instalaciones eléctricas. La arquitectura del sistema se compone de varios módulos interconectados que proporcionan un acceso rápido a las distintas capas de información:

- Configuración del sistema: Infraestructura eléctrica (localización, identificación, riesgo intrínseco de incendios), área de aplicación y accesos a las líneas eléctricas.
- Detección de incendios en el entorno de las líneas y emisión de alertas por correo electrónico
- Información meteorológica, riesgo de incendio y cartografía de área quemada
- Base de datos para la consulta incendios históricos
- Visor WebGIS para la visualización de la información

El sistema SDTI se ha implementado en dos etapas. La primera etapa se ha centrado en el diseño del módulo de detección de incendios, donde se han analizado y seleccionado todas las fuentes de datos incluidas en el sistema, y en la creación de una base de datos de incendios históricos para utilizar en las pruebas del sistema. Entre las fuentes de datos seleccionadas para la detección se encuentran los productos fuego MODIS y VIIRS y el índice meteorológico de riesgo de incendio FWI (Fire Weather Index).

Posteriormente, se ha diseñado el módulo de detección de incendios en el entorno de las infraestructuras donde se han llevado a cabo las siguientes tareas:

- Discretización del atributo de nivel de confianza de los productos fuego MODIS a la escala de productos fuego VIIRS.
- Selección del valor del atributo de nivel de confianza para la emisión de alertas.
- Generación de base de datos de falsas alarmas.
- Filtrado de detecciones de incendios en las cercanías de las líneas eléctricas.

En la segunda etapa se ha llevado a cabo la implementación del sistema en tecnología ESRI. Este proceso incluye la descarga automática de los datos desde las fuentes seleccionadas, la creación de la base de datos para la consulta de información actual e histórica

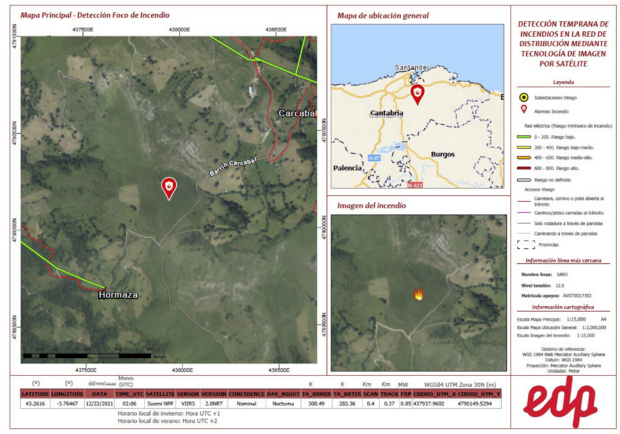


Figura 1. Informe incluido en la emisión de alertas.

de los incendios, el visor Web y el sistema de emisión de alertas por correo electrónico en el caso de la presencia de incendios en el entorno de las líneas o subestaciones eléctricas. En la emisión de alertas, los correos electrónicos incluyen la información relevante para una gestión rápida del incendio por parte de los técnicos de Viesgo.

Resultados y discusión: SDTI ha sido diseñado como un sistema de gestión para integrar toda la información relacionada con el riesgo de incendios de las infraestructuras. Se trata de un sistema automático 24/7 donde no es necesario actuación manual de los técnicos para la vigilancia de incendios activos en el entorno de las líneas eléctricas. Si el sistema detecta un incendio activo en el entorno de las instalaciones, envía un correo electrónico con la información más relevante del incendio. Además, el sistema cuenta con una interfaz de usuario web que proporciona acceso a las distintas capas de información de riesgo de incendio y a los datos de las estaciones meteorológicas más cercanas a las líneas eléctricas facilitando la toma de decisiones para la gestión de los activos. Asimismo, mediante la interfaz web es posible realizar análisis a posteriori de los incendios con el objetivo de determinar su origen, alcance y causa en el caso de posibles investigaciones.

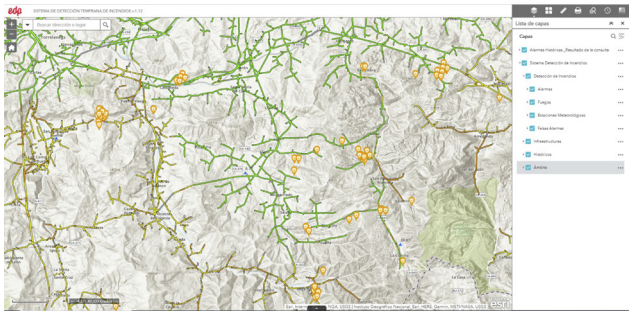


Figura 2. Visor web del sistema con distintas capas de información relativas a incendios

Actualmente el sistema se encuentra en fase de operaciones donde el sistema analiza automáticamente, durante el día y la noche, la presencia de incendios en los alrededores de las instalaciones eléctricas de Viesgo. Para la fase de operación se han contemplado las siguientes funcionalidades dentro del sistema:

- Aplicable a cualquier área geográfica
- Ampliable con la información de detección procedente de otros satélites
- Se puede incluir otras capas de información geoespacial de utilidad para la gestión de incendios como la información procedente de sensores IoT.

Durante los seis primeros meses de la fase operación se ha trabajado de manera conjunta con Viesgo para la validación de la información emitida por el sistema SDTI. Una vez recibida una alarma de incendio en el entorno de las líneas eléctricas, el personal de Viesgo se traslada a la localización proporcionada en el informe de alerta y confirma la presencia del incendio y sus características. Durante este periodo se han confirmado 149 de las 150 alertas emitidas por el sistema. La Tabla 1 muestra un resumen de la información más relevante recogida en campo para varios de los incendios detectados.

Fecha	Ubicación alarma respecto a línea eléctrica (m)	Ubicación real alarma respecto a línea eléctrica (m)	Observación
23/12/2021	280	280	17 ha
29/12/2021	325	276	30 ha
31/12/2021	340	379	1 ha
09/02/2022	150	150	Quema rastrojo

Tabla 1. Resumen de la información recogida en campo

Figura 3. Fotografía de un incendio tomada en campo tras la recepción de una alerta

El sistema propuesto integra información sobre incendios de diversas fuentes, facilitando al sector eléctrico la toma de decisiones para medidas preventivas y la mejora de la resiliencia de la red eléctrica ante eventos climáticos extremos. El diseño del sistema, apoyado en la escalabilidad, permite su aplicación para la gestión de infraestructuras de otro tipo de sectores, como el de gas o transporte, en su lucha contra los incendios forestales.

Reconocimientos: La ejecución del proyecto ha sido posible gracias a la financiación por parte de la empresa Viesgo, así como la aportación de información necesaria para las fases de diseño y pruebas del sistema en sus instalaciones eléctricas.

Bibliografía

[1] Hernández, L. (2019). Arde el Mediterráneo, Propuesta mediterránea de WWF para la prevención de incendios forestales.

[2] Forzieri, G.; Bianchi, A.; Silva, F.B.; Herrera, M.A.M.; Leblois, A.; Lavalle, C.; Aerts, J.C.J.H.; Feyen, L. Escalating impacts of climate extremes on critical infrastructures in Europe. Glob. Environ. Chang. 2018, 48, 97–107.

[3] Sathaye, J., Dale, L., Larsen, P., Fitts, G., Koy, K., Lewis, S., & Lucena, A. (2012). Estimating risk to California energy infrastructure from projected climate change.

Prometheus: constelación de satélites para observar el infrarrojo térmico

Daniel Risquez

daniel.risquez@tutanota.com

Introducción: Se presenta un programa de observación de la tierra en infrarrojo térmico: Prometheus, en honor al titán de la mitología griega que robó el fuego a los dioses y se lo entregó a los humanos. El objetivo es detectar objetos calientes, ya sea de día o de noche. La resolución esperada es de 20 metros/pixel. Se describe la posible implementación, los pasos a seguir, comparativa con sistemas existentes, y se presenta a su vez un prototipo en tierra.

División en dos fases: El proyecto es grande e incluye varias fuentes de incertidumbre. Para reducir riesgos, se subdivide en dos fases.

La primera fase consiste en un cubesat como demostrador. Un pequeño satélite, formato 16U, de relativamente bajo coste y fácil de lanzar. Es un único satélite, con una carga útil que consistirá en un telescopio de 8 cm de apertura que proporcionará una resolución de 50 metros/pixel en el infrarrojo térmico.

La segunda fase consiste en una constelación de satélites de unos 100 kg de masa, cuya carga útil consistirá en telescopios de 20 cm de apertura que proporcionarán una resolución de 20 metros/pixel.

Órbita: Se elige una órbita baja, de 500 km de altura. Cuanto más baja mejor resolución, pero también menor vida útil por rozamiento atmosférico. A 500 km de altura se estima una vida útil de al menos 10 años. Transcurrido ese tiempo, el satélite se desintegra en las capas altas de la atmósfera.

La órbita será circular, con un periodo orbital de unos 95 minutos.

Se elige una órbita sincronizada con el sol (*Sun-Synchronous Orbit*, SSO). El objetivo es mantener en la medida de lo posible la misma geometría, para conseguir la mayor estabilidad térmica posible.

Se necesita al menos una estación en tierra cerca de los polos, por ejemplo en Svalbard.

Competidores: Hay tres grupos de constelaciones de satélites que actualmente proporcionan servicios relacionados.

(1) En primer lugar encontramos a Sentinel-2, que toma imágenes en muchas bandas. En el infrarrojo cercano, su resolución es de 60 metros/pixel. Además, son dos satélites, por lo que su tiempo de revisita es pobre. Esto puede mejorarse con una constelación específica.

(2) En un segundo grupo encontramos empresas que proporcionan imágenes de alta resolución en el óptico. Ejemplos: Maxar y Planet Labs. Sin embargo, no proporcionan imágenes en el infrarrojo térmico.

(3) Finalmente tenemos a satélites meteorológicos (Meteosat/EUMETSAT, Metop/EUMETSAT, GOES/NOAA). Observan en el infrarrojo cercano, pero tienen resoluciones pobres, típicamente 1 km/pixel.

En conclusión: Este servicio no se está proporcionando todavía.

¿Por qué no hay competidores?

Hay tres razones por las cuales se explica que no haya competidores proporcionando datos de infrarrojo térmico:

Resolución. A igualdad de tamaño del telescopio, la resolución que se obtiene en el infrarrojo térmico es 10 veces peor que la resolución en el óptico. Esto se debe al límite de difracción del telescopio.

Tecnología. Los detectores del infrarrojo térmico y las lentes del telescopio requieren una tecnología específica. Una tecnología que no ha sido desarrollada hasta recientemente. Las lentes y los detectores ópticos no son válidos.

Frío. El infrarrojo térmico requiere un instrumento relativamente frío. Esto implica un diseño específico del satélite, y por tanto no es posible sustituir la carga útil (infrarrojo en vez de óptico) en un satélite existente. Además, implica que durante las operaciones la posición del sol (como fuente fundamental de calor) esté siempre en un rango restringido. Vea como ejemplo ISO/ESA en la figura 1.

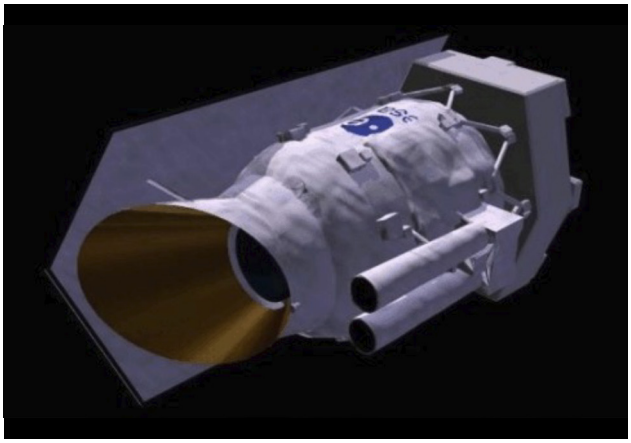


Figura 1: Este es el satélite ISO de ESA, dedicado a la observación infrarroja astronómica. Observe su diseño, muy dependiente de consideraciones térmicas (pantalla solar, telescopio aislado térmicamente).

Servicios: Se considera que se pueden proporcionar los siguientes servicios a clientes potenciales.

Detección de incendios. Descripción: La existencia de fuegos durante los meses de verano es un problema tanto en España como en países de clima similar (por ejemplo, en la Unión Europea podemos nombrar Portugal, Italia, Grecia). Uso: Prometheus permitiría la observación frecuente y automática de Parques Naturales, la detección de fuentes de calor (por ejemplo una barbacoa), y realizar el seguimiento de fuegos (tras la extinción inicial, pueden quedar áreas calientes con riesgo de volver a incendiarse). Clientes: Este servicio puede ser útil a agencias nacionales de medio ambiente, autoridades regionales en las cercanías de esos parques naturales, servicios de bomberos.

Detección de barcos. Introducción: La detección de barcos en alta mar es necesaria en varios contextos, como pateras cruzando el Mediterráneo, pesca ilegal en el Mar Amarillo, piratas en la península de Somalia, transporte de droga desde Latinoamérica hacia EEUU y la Unión Europea. Servicio: Prometheus puede aprovechar que el mar tiene una temperatura relativamente constante y diferente de la del barco. En particular, se pueden detectar LPV (*Low Profile Vessels*, semi-submarinos), que de otra forma serían muy difíciles de detectar. Clientes: Agencias de seguridad, autoridades pesqueras, agencias de control de fronteras, agencias de inmigración, ONGs.

Temperatura de ríos. Introducción: Grandes industrias (por ejemplo las centrales nucleares) tienen grandes necesidades de refrigeración. Normalmente se construyen en las cercanías de ríos para poder tomar agua dulce, usarlo de refrigerante, y devolver el agua al río. Al ser devuelta, la temperatura no puede ser superior a un límite dado. Servicio: Prometheus permite medir la temperatura del río, aguas arriba y aguas abajo de la central, y proporcionar valores sistemáticos e independientes. Clientes: Agencias regulatorias de la energía, ONGs.

Defensa (en jerga: GEOINT, "GEOspatial INTelligence"). Introducción: El IR funciona día y noche. Esto permite diversificar (diferente empresa proveedora del servicio, diferente fenómeno físico que evita camuflaje óptico, la Unión Europea conseguiría independencia en la toma de datos). Además, elimina el riesgo de tener un equipo operando en la zona observada, y además la zona es observada sin que nadie lo sepa. Servicio: Detección de vehículos blindados, búsqueda de signos de vida (vehículos, hogueras) en zonas desérticas. Clientes: Ministerios de defensa, OTAN.

Organización del proyecto: Los siguientes elementos serán necesarios durante las operaciones:

Estación de tierra. Para recibir los datos del satélite y enviar telecomandos. Esta parte se puede subcontratar.

Centro de operaciones (MOC, *Mission Operations Centre*).

Procesado de datos. Dependiendo del volumen de información se puede hacer con servidores, o subcontratar a Amazon AWS o Google Cloud.

Prototipo: Hemos realizado varias pruebas con electrónica de consumo (Raspberry Pi, cámara óptica, cámara térmica), que permite hacerse una idea del resultado final.

La figura 2 muestra las imágenes superpuestas y co-alineadas: la cámara óptica (fondo en blanco y negro) y cámara térmica (su escala se ajusta para solo mostrar los píxeles más calientes).

¿Qué enseñanzas se pueden obtener del prototipo?

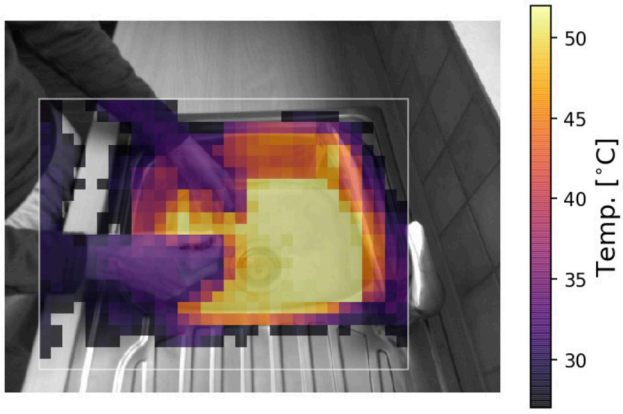


Figura 2: El agua caliente es visible en el infrarrojo.

(1) La resolución óptica siempre será unas 10 veces mejor que la infrarroja.(2) La importancia de obtener imágenes en el óptico, para poder comprender lo que se está observando en el infrarrojo.

(3) Que Python podría ser el lenguaje de programación para realizar el procesado, por su sencillez, la existencia de múltiples librerías ya disponibles, y abundancia de programadores.

(4) La posibilidad de proporcionar los datos en formato netCDF, un estándar muy común en datos de observación de la tierra por satélite, que incluye datos y metadatos y le facilita la vida al usuario final. Vea un ejemplo en la figura 3.

```
netcdf combined_09042022_201210_04 {
dimensions:
        optical_x = 640 ;
        optical_y = 480 ;
        infrared_x = 32 ;
        infrared_y = 24 ;
variables:
        ushort optical_x(optical_x) ;
        ushort optical_y(optical_y) ;
        ubyte R(optical_y, optical_x) ;
                R:units = "Unsigned byte" ;
        ubyte G(optical_y, optical_x) ;
                G:units = "Unsigned byte" ;
        ubyte B(optical_y, optical_x) ;
                B:units = "Unsigned byte" ;
        float IR(infrared_y, infrared_x) ;
                IR:units = "Degrees C" ;
```

Figura 3: Cabecera de un fichero netCDF del prototipo.

La realización del prototipo continúa con el desarrollo de un avión de radio-control, que podrá realizar observaciones de tierra y que es en sí mismo otro proyecto. Esto permitiría por ejemplo conseguir resoluciones de 10 cm en el óptico y un metro en infrarrojo (utilizando electrónica de consumo), rastrear amplias zonas de terreno, utilizar Inteligencia Artificial para detectar objetos en las imágenes, etc.; todo lo cual sería muy útil para labores de rescate de personas.

Bibliografía

Para más información: www.danielrisquez.com

Receptores GNSS comerciales para determinación de órbita en picosats

Sergio Cuevas[1], Miguel Renieblas[2]

[1]FOSSA Systems S.L., sergioc@fossa.systems,
[2]FOSSA Systems S.L

Introducción: El cambio de paradigma conocido como *NewSpace* promete revolucionar el proceder y el ecosistema general (tanto económico como técnico) de la Industria Espacial. Un acceso más sencillo a órbita, así como una proliferación de agentes plataformistas y operadores ha permitido el nacimiento de una nueva Era Espacial, en la que los procedimientos industriales tradicionales han sido remplazados por conceptos y estándares de diseño, implementación y operación totalmente nuevos. Si bien esta aparente democratización del espacio se ha producido en el plano técnico y económico pre- misión, los agentes NewSpace poseen escasas capacidades de conocimiento de la situación espacial (SST) de sus activos, dependiendo de agencias y organizaciones tradicionales muy alejadas de los parámetros de coste y operación NewSpace, lo que supone a corto plazo una amenaza al desarrollo sostenible del ecosistema espacial.

En este trabajo se explora una solución a este aparente problema basado en receptores comerciales GNSS, que proveen de capacidades de navegación independientes a estos nuevos *stakeholders*. También se presentan los beneficios de esta solución frente a los métodos estándar de determinación de órbita y su aplicación práctica a varios casos de estudio obtenidos para la misión de enero de 2022 de FOSSA Systems S.L.

La plataforma y constelación FOSSASat-2 Evolved: Actualmente, más del 80% de la superficie terrestre no tiene acceso a servicios de conectividad robustos y seguros. El crecimiento exponencial de la tecnología IoT y su consecuente demanda promete revolucionar dicha situación. Las misiones espaciales presentan una excelente oportunidad para romper todas las barreras tecnológicas asociadas a dicha revolución, que necesita de una infraestructura terrena actualmente no disponible. En esta dirección y ya en 2019, el FOSSASat-1, lanzado bajo la plataforma sin ánimo de lucro de FOSSA Systems, demostró con éxito conectividad IoT global a través de la modulación de espectro ensanchado LoRa, abriendo la puerta a una futura constelación de conectividad de bajo coste y alto rendimiento. El éxito de esta misión dio lugar al nacimiento de FOSSA Systems S.L, ya en 2020, cuyo objetivo es establecer una red de bajo coste y consumo de comunicaciones IoT a través de un ecosistema verticalmente integrado de plataformas satelitales y nodos en tierra.

En enero de 2022, FOSSA lanzó con éxito los primeros 6 satélites de su futura constelación de 80, en los que la plataforma FOSSASat-2 Evolved juega un papel fundamental. El diseño se fundamenta en un PocketQube 2P (5 x 10 x 5 cm) de menos de 1 kg, con hasta 9 W de potencia disponible gracias a su panel solar y 10 Wh de capacidad de almacenamiento de energía. Todo el procesado a bordo se lleva a cabo mediante microprocesadores de 32 bits y, gracias a un bus regulado de 3.3 y 5 V y el soporte a protocolos de comunicación estándar, el FOSSASat-2 Evolved está capacitado para alojar y mantener una gran variedad de cargas de pago.

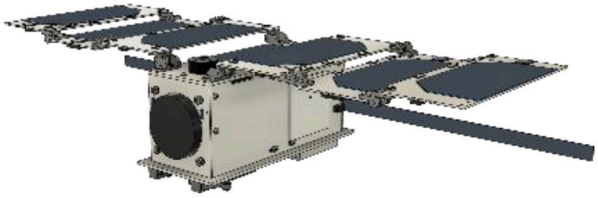


Figura 1. Render de la plataforma FOSSASat-2 Evolved.

Particularmente, la plataforma lleva a bordo un receptor comercial de muy reducido tamaño (menor que una moneda de euro), con características particularmente adaptadas a una plataforma de bajo coste, alto rendimiento y dimensiones reducidas. El receptor posee una precisión de 2.5 m, con tiempos de readquisición de *fixes* GNSS de menos de 1 s y un consumo de 0.1 W. Gracias a su facilidad de integración, volumen reducido (12.2 x 16 x 3 mm^3), experiencia en vuelo y ausencia de CoCom, este dispositivo es la solución de navegación perfecta para el FOSSASat-2 Evolved.

Aplicaciones y beneficios del uso de receptores comerciales GNSS en *NewSpace*: El uso de estos receptores GNSS comerciales de bajo coste tiene claros beneficios en términos operativos para cualquier misión espacial, aunque estos son mucho más pronunciados en el caso del nuevo paradigma NewSpace. En primer lugar, facilitar el establecimiento de los primeros links de comunicación entre el segmento terreno y el de vuelo en los primeros instantes de las fases LEOP, acelerando las actividades iniciales y el proceso de *commissioning* general, para el cual el conocimiento de la situación orbital de forma precisa puede ser crítico. En determinadas circunstancias, además, puede permitir el inicio de procesos de autocomisioining a través de algoritmos de determinación de órbita a bordo. En el caso de misiones NewSpace, además, esta solución de navegación permite total independencia de proveedores de servicios SST tradicionales, sobre los que actualmente

la mayoría de agentes NewSpace construyen sus planes de operaciones iniciales, permitiendo así una reducción de costes clara. Más aún, estas soluciones permiten una identificación rápida y precisa de satélites individuales lanzados en misiones *rideshare*, independiente de mediciones Doppler o *range-rate,* cuyo procesamiento requiere de largos procesos de entrenamiento. Finalmente, la utilización de estos módulos GNSS contribuye a un desarrollo sostenible del Ambiente Espacial, para el que los conceptos de mega-constelaciones y los estándares NewSpace en general suponen todo un reto, incluso una amenaza. Precisamente, a través de una determinación de órbita rápida y precisa, la comunidad SST puede conocer de forma casi inmediata las efemérides de cualquier vehículo de forma precisa, sobre las cuales análisis de colisiones y planes de maniobras de evasión particularizados pueden diseñarse. De forma breve, el uso de estos receptores comerciales GNSS provee de una fuente de independencia y automatización sobre la que cualquier operador puede diseñar y construir su plane de operaciones, especialmente en LEOP y commissioning, reduciendo no solo el coste directo de la misión sino también, y casi de forma más importantes, el coste de las horas de ingeniería asociadas.

Algoritmos de determinación de órbita: En esta presentación se aborda de forma integral el proceso de preparación de actividades de navegación, *commanding*, recepción de telemetría y post-procesado inicial de los datos de navegación GNSS, que se obtienen en formato de líneas NMEA. De forma adicional y breve, también se presentan los algoritmos de determinación de órbita desarrollados e implementados, con especial hincapié en sus beneficios y desventajas particulares. Con un énfasis particular se abordan algoritmos de procesado y filtrado secuencial y *batch* [5], particularmente adaptados al concepto de operación actual de la constelación. Finalmente, se exponen algunos principios [2,3,4], ideas y beneficios sobre los que se fundamenta el desarrollo actual de algoritmos de determinación de órbita a bordo del satélite para las plataformas FOSSASat-2 Evolved.

Resultados para la constelación FOSSASat-2: Finalmente, la aplicación de los algoritmos previamente discutidos se demuestra en escenarios de determinación de órbita reales para la misión de enero de 2022 de FOSSA Systems. También se aborda la comparación de dichos resultados frente a los ofrecidos por métodos tradicionales [1] de conocimiento de la situación espacial, revelando las capacidades de los receptores GNSS comerciales frente a dichas técnicas clásicas utilizadas por agentes NewSpace.

Conclusiones: Este trabajo recoge y presenta los primeros resultados de determinación de órbita para la constelación de FOSSASat-2 Evolved de FOSSA Systems, en la que los receptores GNSS comerciales juegan un papel fundamental en términos de navegación. Junto a dicha solución, además, los algoritmos de determinación de órbita necesarios para el procesamiento de dichas

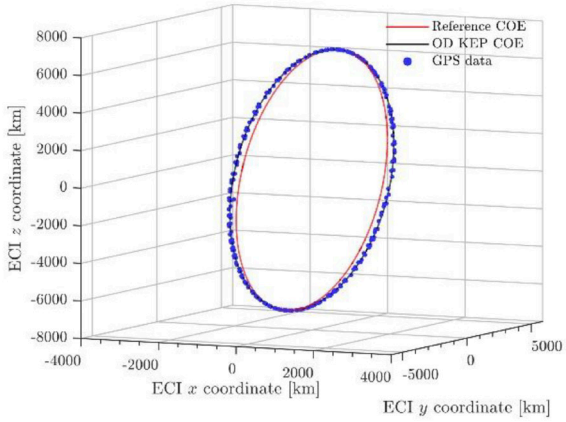


Figura 2. Mediciones GNSS y determinación de órbita mediante la solución de navegación FOSSA.

medidas también se han demostrado y validado, junto a una evaluación de estos en términos comparativos con servicios SST de navegación comerciales y públicos. Dichos resultados preliminares permiten validar la arquitectura de navegación basada en COTS de FOSSA, así como mostrar los beneficios que dichos componentes pueden aportar en misiones NewSpace, especialmente en las primeras fases y actividades operativas, aumentando las posibilidades de éxito de la misión.

A pesar de estos primeros éxitos técnicos y comerciales basados en un sistema de navegación COTS, FOSSA Systems S.L. se encuentra actualmente implementado y mejorando su arquitectura de Dinámica de Vuelo para aumentar la precisión de la solución y demostrar capacidades de navegación independientes para misiones NewSpace.

Reconocimientos: S.C y M.R agradecen a la Oficina Galileo de la Agencia Espacial Europea su apoyo a largo de este desarrollo.

Bibliografía

[1] Celestrak. (2022). URL: http://celestrak.com.

[2] CS Group. About Orekit. (2022). URL: https://www.orekit.org/.

[3] Yannick Jeandroz. Quartz: Airbus Defence and Space flight dynamics software based on Orekit. Tech. rep. Airbus Defence and Space (2019).

[4] Thomas Paulet and Bryan Cazabonne. “An Open-Source Solution for TLE Based Orbit Determination”. Apr. (2021).

[5] David A. Vallado. Fundamental of Astrodynamics and Applications. Microcosm Press (2013).

GS4EO: una solución comercial para Segmentos Terrenos de Misiones de Observación de la Tierra

A. Gutiérrez[1], O. González[1], T. Guardabrazo[1], J. J. Doval[1], D. Lozano[1]

[1]DEIMOS Space S.L.U., Tres Cantos, Madrid, 28760, Spain (antonio.gutierrez@deimos-space.com

Introducción: gs4EO es la solución comercial de productos para Segmento Terreno que DEIMOS ha desarrollado e instalado en diferentes Misiones de Observación de la Tierra [1] [2] [3]. Su modularidad y configurabilidad permiten una rápida y eficiente puesta en marcha de acuerdo a los requisitos de cada Misión y del cliente final.

Figura 1: Módulos del producto gs4EO (Fuente: DEIMOS)

Potente Diseño: El diseño del producto gs4EO obedece a tres principios fundamentales: la minimización de los costes y tiempos de adaptación a una Misión, obtenida a través de la compatibilidad del producto con estándares abiertos (OGC, CCSDS…), la minimización de los costes operacionales, obtenida gracias a su fuerte foco en la automatización de procesos, y la maximización del retorno de la inversión en la Misión, gracias a su elevada tolerancia a fallos y baja latencia.

Asimismo, todos los módulos de gs4EO han sido diseñados de raíz para ser compatibles con soportes multi-satélite, lo cual representa una clara ventaja, como se podrá ver en los despliegues actualmente realizados.

Módulos del producto: Los diferentes módulos contenidos del producto engloban funcionalidades específicas del Segmento Terreno que pueden ser desplegadas como soluciones independientes e interoperables con otros proveedores:

Módulos Comunes. Tres elementos que proporcionan funcionalidades transversales al resto de módulos: identity4EO controla la autenticación y autorización de usuarios (usando estándares OIDC y UMA) a todos los restantes módulos; monitor4EO encapsula la ejecución automática de elementos con base en operaciones lógicas y ejecución de scripts basados en eventos o tiempos, gracias a interfaces B2B embebidos en todos los elementos de gs4EO.

Módulos de Operaciones de Vuelo. Este grupo de elementos se ocupa de planificar y controlar todos los recursos y actividades de la Misión en su órbita, ya sea directamente la plataforma satelital o las cargas de pargo embarcadas. El punto principal entrada es user4EO, que ofrece un portal de acceso web a todos los usuarios para recoger sus pedidos de imagen. Dichos pedidos son ingeridos y procesados por plan4EO, cuya tarea principal es harmonizar todos los pedidos de usuario y limitaciones de la Misión (memoria a bordo, potencia requerida, etc.) en un Plan de Misión sin conflictos y que maximice el uso de la misma. Este Plan se codifica en telecomandos por control4EO, elemento encargado de todas las comunicaciones con el satélite, y que a su vez recibe y procesa toda la telemetría recibida del satélite en tiempo real. Todas las funcionalidades de dinámica orbital están embebidas en fly4EO, que permite la determinación precisa de órbita y actitud, así como apoyo al cálculo de maniobras (nominales o de prevención de colisiones)

Módulos de Datos de Carga de Pago. Este grupo de elementos se ocupa de recibir, procesar, almacenar y distribuir todos los productos científicos generados por las cargas de pago embarcadas en la Misión. El punto central de este grupo es archive4EO, que implementa los servicios de almacenamiento y catalogado de todos los productos generados, facilitando su consulta por otros elementos mediante estándares OGC (CSW, WMS, WFS…). Los datos de la Misión se procesan hacia niveles superiores (calibración, geolocalización, ortorrectificación, corrección atmosférica…) usando process4EO. Este elemento es configurable a diferentes cargas de pago ópticas (resolución, bandas espectrales, tamaño y localización del sensor…) y posee un componente de extracción automática de GCPs que elimina la necesidad de intervención manual en el proceso de ortorrectificación. Los datos de la Misión dedicados a campañas de calibración, por su vez, son procesados por calval4EO, elemento que engloba todas las herramientas de Calibración y Validación que aseguran que la calidad de los productos se

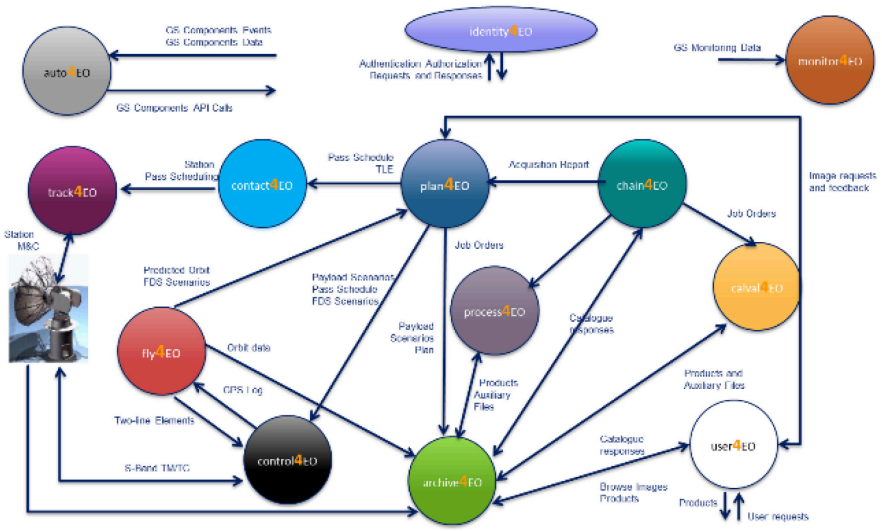


Figura 2: Arquitectura de alto nivel de gs4EO (Fuente: DEIMOS)

mantiene a lo largo del tiempo. Finalmente, toda la circulación de datos y orquestación de procesos se apoya en chain4EO, elemento que permite configurar los procesos y sus dependencias para cada Misión, de nuevo usando estándares OGC (WPS) e interfaces compatibles con ESA Joborders.

Despliegues de referencia: gs4EO se desplegó satisfactoriamente para todo el Segmento Terreno de DEIMOS-2 en Puertollano, así como en dos estaciones de recepción directas (DRS) en dos países asiáticos. Actualmente es la base para el despliegue de todo el Segmento Terreno de LUXEOSys, así como del programa interno de DEIMOS SAT4EO. Por otra parte, un gran número de Misiones tienen desplegado uno o más elementos de gs4EO en su Segmento Terreno, por ejemplo, Sentinel-2, Aeolus o Biomass usan plan4EO en su sistema de planificación de Misión, PAZ, FSSCAT y CHEOPS despliegan sus archivos y catálogos de Misión sobre archive4EO, Amazônia-1 usa fly4EO para sus procesos de determinación de órbita y cálculo de maniobras y process4EO está siendo en este momento customizado para una Misión comercial de Observación de la Tierra española así como para una constelación de satélites americana dedicada a servicios de agricultura.

Los despliegues y customizaciones se realizan con independencia de la infraestructura subyacente, gracias a la virtualización de todos los elementos, pudiendo ser realizados en redes locales, en la nube, o híbridas.

Evoluciones recientes: Todos los productos de gs4EO están sujetos a un ciclo de vida con mejoras continuas, realizando al menos un incremento de versión anual, que integra evoluciones de interés.

Ejemplos de estas últimas evoluciones son el soporte a interfaces OpenSearch en archive4EO para facilitar su interoperabilidad con otros sistemas y servicios donde está desplegado, la expansión de fly4EO y plan4EO para soportar nativamente constelaciones y sus conceptos de operación y limitaciones asociadas, o la adopción del Application Package en chain4EO como una recomendación Best Practices de OGC para facilitar la integración automática de aplicaciones EO que sean conformes con dicha recomendación (previa a su evolución hacia un estándar).

gs4EO as-a-service: Además de las mejoras indicadas previamente, los despliegues en la nube o híbridos permiten la operación del Segmento Terreno en modo servicio, por ejemplo, ofreciendo un servicio sistemático de producción de toda la cadena de procesado de la Misión

En este modelo de uso, el equipo de operaciones de DEIMOS se encarga de la operación diaria de dicha cadena de producción, asegurando la entrega al propietario de la Misión de los datos producidos obedeciendo a un acuerdo de servicio (SLA) y cumpliendo una serie de indicadores de performance (KPIs), como latencia, calidad de las imágenes, u otros.

Reconocimientos: Todo el trabajo presentado en gs4EO no sería posible sin la dedicación y esfuerzo de toda la unidad de Segmento Terreno en DEIMOS, a cuyos miembros va dedicado este reconocimiento.

Bibliografía:

[1] J.A. González et al. (2014) *gs4EO: An Innovative Solution for Flight Operations Software on Low Cost EO Missions*, SpaceOps Conference, Pasadena (CA).

[2] O. González et al. (2013) *gs4EO: A new Ground Segment for Earth Observation missions*, International Astronautical Federation.

[3] A. Camps et al. (2021) *FSSCat Mission Description and First Scientific Results of the FMPL-2 Onboard 3CAT-5/A*, DOI: 10.1109/IGARSS47720.2021.9554589.

Process4EO: Resultados del módulo de detección VNIR de nubes y del módulo de super-resolución

M. Lejárraga[1], P. Darling[2], T. Guardabrazo[3],

[1]DEIMOS Space (maria.lejarraga@deimos-space.com),
[2]DEIMOS Space (paul.darling@deimos-space.com),
[3]DEIMOS Space (tomas-alberto.guardabrazo@deimos-space.com)

Introducción: Las nubes son un problema que afectan a todos los satélites de observación de la Tierra en espectro visible. La automatización en los procesos de producción y venta de imágenes satélite requiere de una alta fiabilidad en el cálculo de los metadatos de calidad de la imagen, y en particular de su porcentaje de nubes. Por debajo de un cierto porcentaje las imágenes dejan de ser explotables y por tanto deben ser desechadas sin almacenarse siquiera en catálogo. Una discriminación precisa de nubes a cualquier altitud basada en umbralización necesitap rocesar no sólo radiancias en el espectro visible e infrarrojo cercano (VNIR) sino también en el infrarrojo térmico (TIR). Sin embargo, la gran mayoría de los satélites ópticos de observación de la Tierra de pequeño y mediano tamaño están diseñados para la adquisición y comercialización de imágenes VNIR, y por tanto no proporcionan bandas térmicas. En este escenario la umbralización de la radiancia en bandas VNIR no es suficiente para ofrecer una detección fiable en cualquier condición.

Por ejemplo, la distinción entre áreas nubosas y áreas nevadas dentro de una misma imagen VNIR es uno de los casos más retadores, ya que ambas tienen el mismo patrón radiométrico RGB (ambas son de colorblanco). Otro ejemplo donde la complejidad de detección es destacable son las imágenes con cirros de gran altitud y aspecto semitransparente, difíciles incluso de distinguir para el ojo humano.

Detección precisa de nubes en process4EO: process4EO (perteneciente a la suite gs4EO) es un software de procesado de imágenes diseñado y comercializado por DEIMOS Space que permite generar diversos tipos de productos a partir de los datos transmitidos por un satélite de observación de la Tierra. Estos productos se clasifican en diferentes niveles según su nivel de procesado y su precisión de geolocalización.

Desde los niveles de procesado más básicos y como parte de los metadatos de calidad, process4EO proporciona al usuario una máscara de píxeles nubosos obtenida mediante el procesado de bandas exclusivamente VNIR. Para ello, process4EO implementa un algoritmo de detección de nubes basado en análisis radiométrico y textural capaz de ofrecerresultadosprecisosinclusoenloscasosmás complejos anteriormente mencionados, es decir, en escenasconáreasdenubesynieve,yenescenascon cirros dispersos y semitransparentes.

La Ilustración1 (izquierda) muestra una imagen pancromática de Laponia donde pueden distinguirse zonas nevadas y áreas nubosas. En esta misma ilustración (derecha) se muestra la máscara de nubes computada por process4EO para esta imagen y marcada con píxeles blancos sobre fondo negro.

Puede observarse que las áreas nubosas han sido correctamente detectadas (incluso en sus partes grisáceas) y discriminadas de las zonas nevadas.

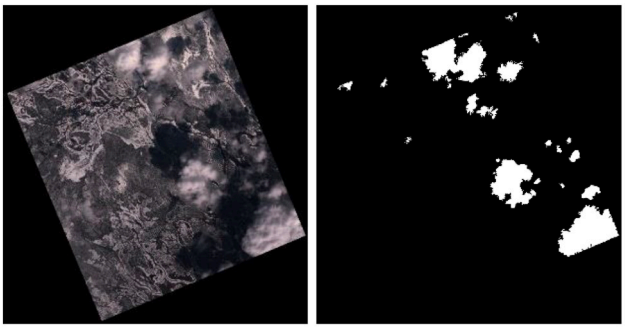


Figura 1: Nieve y nubes en Laponia (izquierda) y discriminación de nubes (derecha)

Del mismo modo, en la Ilustración 2 (izquierda) se muestra una imagen RGB de Alejandría con cirros dispersos y semitransparentes. En esta misma ilustración (derecha) se muestra la máscara de nubes computada por process4EO para esta imagen y marcada como píxeles blancos sobre fondo negro.

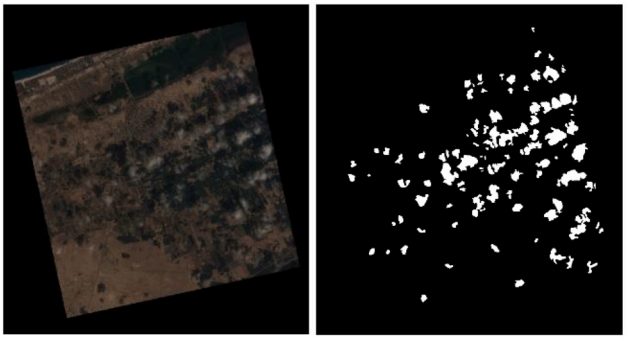


Figura 2: Cirros dispersos sobre Alejandría

En comparación con otros métodos de detección de nubes como los descritos en ([1],[2]), que tienen limitaciones en zonas urbanas, nevadas, oceánicas o desérticas, el algoritmo de process4EO ofrece un buen desempeño en todas estas situaciones.

Super-resolución en process4EO: process4EO implementa un algoritmo de super-resolución (SR) capaz de aumentar la resolución espacial de un sistema de observación de la Tierra basado en sensores capaces de tomar imágenes con solapamiento de medio pixel.

Los sensores con solapamiento de medio pixel están ganando terreno en el mercado de pequeños y medianos satélites, dado que incrementan de manera efectiva el muestreado de la señal sin reducir el tamaño del pixel (y por tantosin reducir la relación señal-ruido).

process4EO convierte un conjunto de imágenes de baja resolución (LRi) provenientes de este tipo de sensores en una imagen de alta resolución (HRi). Por ejemplo, es capaz de combinar dos imágenes de 1m de resolución solapadas medio pixel para generar una imagen de 50cm de resolución. La siguiente figura ilustra la relación entre píxeles LR y HR.

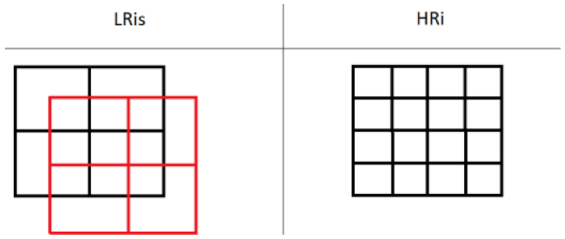


Figura 3: Dos imágenes de baja resolución solapadas ½ pixel (izquierda) e imagen de alta resolución (derecha)

Dado que las imágenes LRi solapadas medio pixel son de baja resolución, no basta con entrelazar sus píxeles para tener una imagen de alta resolución. Por ejemplo, entrelazar los píxeles de dos imágenes de 1m de resolución solapadas medio píxel no aumenta la resolución a 50cm, simplemente duplica la frecuencia de muestro, pero cada uno de los píxeles sigue integrando la radiancia en un retículo de 1m x 1m. Es decir, no hay detalle real a 50cm.

El algoritmo de super-resolución de process4EO no está basado en técnicas de AI, dado que este tipo de soluciones no dejan deser predictores entrenados que no pueden garantizar la veracidad del detalle recuperado sobre cualquier tipo de escena. En cambio, el algoritmo de process4EO implementa un estimador capaz de aumentar la resolución espacial del conjunto óptica-sensor elevando la frecuencia de Nyquist mediante la combinación de imágenes desfasadas medio período de muestreo. Los fundamentos matemáticos de este algoritmo son similares a la teoría Bayesiana de reconstrucción de imágenes descrita en ([3],[4]).

Para lograr este incremento real de resolución, las frecuencias espaciales a recuperar deben ser inferiores a la frecuencia de corte de la óptica del telescopio, y además la estabilidad de la actitud de la plataforma debe ser suficiente para garantizar que las imágenes de baja resolución están efectivamente desplazadas medio pixel entre sí. Ambas hipótesis se verifican cada vez de manera más habitual en las misiones de observación óptica basadas en satélites de tamaño pequeño, ya que este tipo de satélites combina ópticas de elevada resolución (en términos del radio de Airy) con sensores de bajo coste y de moderada eficiencia cuántica.

Es también importante diferenciar la super- resolución de process4EO de otras aproximaciones como el super-mode de SPOT-5, que básicamente consiste en un mero entrelazado seguido de una supresión de ruido sofisticada y una de convolución.

En la Ilustración 4 se muestra un ejemplo de imagen LRi de baja resolución (no se ilustra la otra LRi desplazada medio pixel por ser visualmente casi idéntica), mientras que en la Ilustración 5 se muestra la imagen HRi resultante de la super-resolución. Véase la ganancia en detalle espacial que permite distinguir claramente los espacios entre estructuras.

Figura 4: Imagen de baja resolución a procesar

Figura 5: Imagen de alta resolución reconstruida

Bibliografía:

[1] Yi, W., Jing, Z., & Shuang, G. (2020). *Hue– saturation–intensity and texture feature-based cloud detection algorithm for unmanned aerial vehicle images*. International Journal of Advanced Robotic Systems, 17(3), 172988142090353.

[2] Qing Zhang, & Chunxia Xiao. (2014). *Cloud detection of RGB color aerial photographs by progressive refinement scheme*. IEEE Transactions

[3] S. Villena, M. Vega, R. Molina and A. Katsaggelos. *Bayesian super-resolution image reconstruction using an l1 prior*. In International Symposium on Image and Signal Processing and Analysis, pp. 152–157, 2009.

[4] B.C. Tom, A. Katsaggelos and N.P. Galatsanos. *Reconstruction of a high resolution image from registration and restoration of low resolution images*. In IEEE International Conference on Image Processing, 3, pp. 553 –557, 1994 on Geoscience and Remote Sensing, 52(11), 7264- 7275. on Geoscience and Remote Sensing, 52(11),7264- 7275.

Recursos órbita-espectro: tramitación en la UIT y títulos habilitantes

Icíar Ojugas Urtiaga

Coordinadora de área de Servicios Espaciales, Secretaría de Estado de Telecomunicaciones e Infraestructuras Digitales, Ministerio de Asuntos Económicos y Transformación Digital (Consultas.Espaciales@economia.gob.es)

Introducción: El espectro radioeléctrico y las posiciones orbitales son recursos escasos que deben ser planificados y gestionados de cara a evitar interferencias. La naturaleza internacional de los servicios espaciales precisa que esta coordinación tenga lugar bajo un marco legal internacional administrado por la UIT (Unión Internacional de Telecomunicaciones), debiendo los operadores canalizar sus solicitudes para iniciar este procedimiento de coordinación internacional a través de los Estados Miembros. En España, la Secretaría de Estado de Telecomunicaciones e Infraestructuras Digitales es el órgano competente para tramitar los recursos órbita-espectro ante la UIT. La inscripción en el Registro Internacional de Frecuencias una vez finalizada la coordinación otorga reconocimiento internacional y asegura la protección frente a interferencias.

A nivel internacional, la principal referencia en cuanto a regulación aplicable a los recursos órbita-espectro es el Reglamento de Radiocomunicaciones de la UIT (especialmente los artículos 5, 9 y 11) de obligado cumplimiento para los Estados Miembros y, a nivel nacional, la Ley 9/2014, de 9 de mayo, General de Telecomunicaciones y el Reglamento sobre el uso del dominio público radioeléctrico, aprobado por el Real Decreto 123/2017, de 24 de febrero (artículos 40 y posteriores).

Cabe destacar que ni el envío del recurso (conocido como *"filing"*) a la UIT, ni su posterior inscripción en el Registro Internacional de Frecuencias, es suficiente para su explotación, siendo necesario para ello la obtención, a nivel nacional, de un título habilitante para el uso privativo del recurso órbita-espectro. El proceso para obtener dicho título habilitante comienza con la solicitud, a la Secretaría de Estado, para el envío del *filing* a la UIT e iniciar así el procedimiento de coordinación internacional, que culmina con la inscripción del recurso en el Registro Internacional de Frecuencias una vez que la coordinación ha finalizado. En ese momento puede solicitarse el título habilitante para el uso del recurso.

Por otro lado, además de contar con el título habilitante para el uso privativo del recurso órbita-espectro, se debe disponer a nivel nacional de las autorizaciones necesarias para el uso de las frecuencias para comunicarse con dicho satélite.

Solicitud para iniciar la tramitación de un recurso en la UIT: Para iniciar la tramitación de un *filing* en la UIT a través de la Administración española, debe aportarse junto con la solicitud una serie de documentación técnica y administrativa, entre la que se encuentra el proyecto técnico, el material, instalaciones y equipo técnico previsto y el presupuesto económico desglosado para la ejecución del proyecto. Debe acreditarse por otro lado la solvencia económica y técnica del solicitante, de cara a garantizar que el proyecto podrá llevarse a cabo y evitar así los llamados "recursos de papel", reservando órbitas y frecuencias que nunca llegarían a explotarse. Otro aspecto a tener en cuenta es la necesidad de constituir una garantía destinada a asegurar el cumplimiento del compromiso de hacer frente a cualquier obligación económica que genere la UIT en relación con el procedimiento de reserva del recurso órbita-espectro. Adicionalmente, es condición necesaria que los centros de gestión y estaciones de control del sistema estén radicados en España. La solicitud debe realizarse a través de la sede electrónica del Ministerio de Asuntos Económicos y Transformación Digital, adjuntando toda la documentación establecida para ello en el Reglamento sobre el uso del dominio público radioeléctrico. En la página Web del Ministerio se encuentra publicada una guía de ayuda a la tramitación de recursos órbita-espectro.

Procedimiento de coordinación internacional a través de la UIT: Con el envío por parte de la Administración española del *filing* a la UIT, se inicia el procedimiento de coordinación enfocado a inscribir dicho recurso en el Registro Internacional de Frecuencias, lo que proporcionará al recurso reconocimiento internacional y protección frente a interferencias. Los procedimientos de coordinación internacional y posterior notificación para inscripción en el Registro se recogen en los artículos 9 y 11 del Reglamento de Radiocomunicaciones (RR) de la UIT. En la siguiente figura, a modo de ejemplo, se incluye un esquema general con el procedimiento de coordinación en la UIT de recursos no sujetos a coordinación según la Sección II del Artículo 9, conocidos coloquialmente como "recursos no sujetos a coordinación".

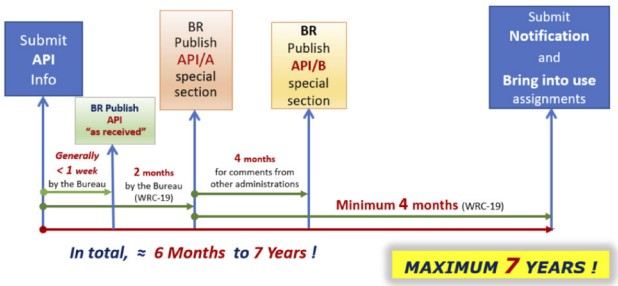


Figura 1: Coordinación de recursos no sujetos a coordinación

Los *filings* que se han enviado con anterioridad a la UIT tienen prioridad regulatoria sobre los enviados posteriormente. Así, las nuevas redes publicadas deben buscar acuerdos de coordinación con aquellas redes que tienen precedencia regulatoria y podrían verse afectadas. No obstante lo anterior, los operadores deberán cooperar y aunar esfuerzos para resolver cualquier dificultad, independientemente del orden de publicación.

Análisis de Circulares BR IFIC: Cada dos semanas la Oficina de Radiocomunicaciones (BR) de la UIT publica las Circulares Internacionales de Información sobre Frecuencias (BR IFIC). Es responsabilidad de los operadores de redes y sistemas de satélite que hayan tramitado sus *filings* a través de la Administración española analizar dichas publicaciones y solicitar a la Secretaría de Estado, dentro del plazo establecido, que envíe a la UIT comentarios a los nuevos *filings* que pudieran afectarle de acuerdo al artículo 9 del RR.

Comunicaciones recibidas por la Administración española provenientes de otros operadores, Administraciones o la UIT: La Secretaría de Estado enviará copia de todas las comunicaciones recibidas relativas a *filings* tramitados a través de la Administración española a los operadores afectados, incluyendo los comentarios a las Circulares BR IFIC por parte de otras Administraciones que hayan identificado *filings* españoles que podrían potencialmente causar interferencia a sus redes. El operador español considerará los comentarios o información que se le traslade y llevará a cabo las acciones que sean necesarias atendiendo a los plazos que se hayan podido establecer.

Coordinación con otras redes españolas: En la UIT se lleva a cabo la coordinación internacional de *filings* de la Administración española con redes correspondientes a Administraciones de otros países. Sin embargo, en la UIT no se identifican las redes españolas existentes que pudieran verse afectadas, ni se realiza la coordinación entre ellas, llevándose a cabo dicha coordinación entre redes nacionales a través de la Administración española. Este procedimiento es complementario a la coordinación con redes extranjeras a través de la UIT. Cuando se publica una Circular BR IFIC, los operadores de redes y sistemas de satélite españoles deberán identificar dentro del plazo establecido, de la misma manera que para las redes extranjeras, las redes españolas publicadas que pudieran afectarles y con las cuales desean iniciar la coordinación.

Inscripción en el Registro Internacional de Frecuencias de la UIT: Cuando se haya finalizado la coordinación con las redes afectadas, el operador deberá solicitar a la Administración española que inicie el procedimiento de notificación de acuerdo con el artículo 11 del RR para que el recurso sea inscrito en el Registro Internacional de Frecuencias. Esta información de notificación deberá enviarse a la UIT antes de que finalice el plazo máximo establecido de siete años desde la solicitud de coordinación inicial. Una vez inscrito el recurso, dicha inscripción estará condicionada a comunicar a la UIT a través de la Administración española su puesta en servicio y, cuando corresponda, la información de *due diligence* de acuerdo con la Resolución 49 de la UIT-R. También se deberá enviar, en el caso de satélites geoestacionarios, la información relativa a la Resolución 40. Estas comunicaciones deben producirse igualmente antes de que expire el plazo máximo regulatorio; de no ser así el recurso podrá ser cancelado por la UIT.

Información actualizada sobre el estado del proyecto: Los operadores que tramiten recursos órbita-espectro a través de la Administración española deberán comunicar a la Secretaría de Estado hitos tales como el lanzamiento o cese de operaciones de los satélites, incluyendo información sobre el lanzador, fecha y lugar de lanzamiento. Así mismo, deberán enviar anualmente un informe con información actualizada sobre el estado de la coordinación, lanzamientos efectuados durante el periodo y previstos para años posteriores, recursos órbita-espectro desplegados y estaciones terrenas de control, entre otros datos.

Títulos habilitantes para el uso de recursos órbita-espectro: Las reservas de recursos órbita-espectro en la UIT se realizan a favor del Reino de España, y es necesaria la obtención de los derechos de uso sobre dichos recursos por parte de los interesados a través del correspondiente título habilitante. Una vez el recurso esté inscrito en el Registro Internacional de Frecuencias de la UIT, los operadores deberán solicitar a la Secretaría de Estado el título habilitante para el uso del recurso órbita-espectro. En casos debidamente justificados, una vez publicada por la UIT la información relativa a la solicitud de reserva del recurso, y siempre y cuando la coordinación se encuentre lo suficientemente avanzada, se podría otorgar una autorización provisional para la explotación del mismo, si se reúnen todas las condiciones requeridas para dicha explotación.

Títulos habilitantes para el uso del dominio público radioeléctrico: Además de contar con el título habilitante para el uso del recurso órbita-espectro, se debe disponer a nivel nacional de las autorizaciones necesarias para el uso de las frecuencias para comunicarse con dicho satélite (tanto para telemedida, telemando y telecontrol, como para descarga de datos, comunicación con terminales de usuario, etc). Estos títulos deberán ser solicitados igualmente a la Secretaría de Estado.

Procedimeinto de coordinación de frecuencias para misiones espaciales

Iván Lora Fernández[1], Victorina Álvarez Robles Icíar[2]

[1](INTA-CEIT),
[2](INTA-CEIT) (admfrec@inta.es)

Introducción: El objetivo de la coordinación de frecuencias se fundamenta en la necesidad de administrar el espectro radioeléctrico, que es un recurso natural, limitado y escaso, que debe ser compartido entre todos los usuarios y por ende requiere de su gestión, planificación y coordinación a nivel internacional.

La coordinación de frecuencias para misiones espaciales en el INTA se lleva a cabo en el Centro Espacial INTA-Torrejón (CEIT) perteneciente al Dto. de Programas Espaciales. Desde aquí se realizan tanto las solicitudes de los títulos habilitantes para el uso de recursos órbita-espectro de satélites científicos y de investigación desarrollados en INTA, como las solicitudes de los títulos habilitantes para el uso del dominio público radioeléctrico de las Estaciones Terrenas de INTA que se comunican con satélites propios y de otras agencias espaciales. Algunas de estas Estaciones Terrenas se encuentran en los siguientes Centros Espaciales: CEIT (Centro Espacial INTA-Torrejón) en Torrejón de Ardoz; Villafranca del Castillo en ESAC; CEC (Centro Espacial de Canarias) en Maspalomas y MDSCC (Madrid Deep Space Communications Complex) en Robledo de Chavela.

Figura 1: Centros Espaciales y Agencias Internacionales

Satélites científicos y de investigación desarrollados en INTA: El INTA, como Organismo de Investigación, cuenta con el desarrollo de satélites científicos y de investigación entre los principales objetivos de sus planes estratégicos. Entre ellos destacan los satélites pertenecientes a misiones pasadas como Minisat, Optos, Nanosat… y a nuevas misiones en desarrollo como ANSER.

En la fase inicial de proyecto de una misión espacial se determinan las frecuencias, el ancho de banda y niveles de señal requeridos para establecer las comunicaciones tierra/satélite. Este aspecto es determinante en la coordinación de frecuencias puesto que, dependiendo de la banda que se elija, se requerirá una futura coordinación obligatoria, o no obligatoria, con las demás administraciones, agencias o empresas espaciales. Siempre que sea posible se elegirá el camino de coordinación no obligatoria. El documento CNAF, [1], es de ineludible consulta para la correcta elección de las bandas de frecuencias de la misión.

Solicitud del título habilitante para el uso del recurso órbita-espectro: En paralelo al desarrollo de la misión espacial, se debe de pasar por una serie de hitos desde el punto de vista de coordinación de frecuencias, que son los siguientes:

1. Solicitud de reserva del recurso órbita-espectro
2. Coordinación internacional y nacional
3. Inscripción del recurso en el Registro Internacional de Frecuencias
4. Solicitud del título habilitante para el uso del recurso órbita-espectro (para el Segmento Espacio)
5. Puesta en Servicio del recurso espacial
6. Inscripción de satélites en el registro de objetos lanzados al espacio ultraterrestre

Todos estos hitos llevan asociados una serie de gestiones que se deben realizar a través de la web de la SETELECO con la correspondiente documentación y pago de tasas.

1. Solicitud de reserva del recurso órbita-espectro ante la UIT.

El registro lo solicitan los Estados, en nuestro caso, el Reino de España a través de la Secretaría Estado de Telecomunicaciones e Infraestructuras Digitales (SETELECO). El INTA debe aportar toda la documentación requerida por la Secretaria de Estado para el proceso de la UIT. El documento más importante es la API (Advanced Public Information) con todos los datos de la misión y el recurso solicitado, junto con el .mdb y el TSUM.

2. Coordinación internacional y nacional

Una vez publicada la API/A por la ITU (con el pago de su tasa asociada) el INTA inicia una fase de comunicación con administraciones, agencias o empresas espaciales para buscar entre todos un punto en común y así evitar potenciales interferencias entre las diferentes misiones que comparten frecuencias. También será

necesario el pago de la tasa asociada de la publicación API/B a la ITU en francos suizos.

3. Inscripción del recurso órbita-espectro en el Registro Internacional de Frecuencias.

Una vez terminada la fase de coordinación, se solicita a la Administración española que el recurso sea inscrito en el Registro Internacional de Frecuencias de la ITU y salga publicado el BR-IFIC (Part I-S/II-S).

4. Solicitud del título habilitante para el uso del recurso órbita-espectro (para el Segmento Espacio)

Las reservas de recursos órbita-espectro se realizan a favor del Reino de España, y es necesaria la obtención de los derechos de uso sobre dichos recursos por parte del INTA a través de la solicitud del correspondiente título habilitante para el uso privativo del recurso órbita-espectro, tal y como se establece en el artículo 41 de [2].

5. Puesta en servicio del recurso espacial

Por otro lado, una vez inscrito el recurso en el Registro Internacional de Frecuencias, dicha inscripción estará condicionada a comunicar a la UIT la puesta en servicio del recurso espacial.

6. Inscripción del satélite en el registro de objetos lanzados al espacio ultraterrestre

Se deberá comunicar a la Dirección General de Industria del Ministerio de Industria, Comercio y Turismo, los parámetros del satélite al espacio ultraterrestre de conformidad con lo establecido en el Real Decreto [3], por el que se crea en España el Registro de Objetos Lanzados al Espacio Ultraterrestre.

Se tiene un buen ejemplo de todas esas gestiones con las solicitudes de API y Título Habilitante para el uso del recurso órbita-espectro de la misión ANSER. Se trata de un clúster de 3 picosatélites con vuelo en formación, desarrollados y diseñados por el INTA para la monitorización de aguas continentales. Para esta misión científica de corta duración nos acogimos a la Resolución-32 de la ITU para pequeñas misiones científicas/educativas de menos de 3 años, que acorta las gestiones y plazos de todo el proceso.

Solicitud del título habilitante para el uso del dominio público radioeléctrico (para la Estación Terrena) Para que una misión espacial pueda usar las Estaciones Terrenas propiedad del INTA, antes debemos solicitar a nivel nacional las autorizaciones necesarias para el uso de las frecuencias radioeléctricas reservadas.

Este trámite puede formar parte del ciclo de vida de una misión INTA desarrollada íntegramente en INTA o bien puede ser solicitado por algunas de las más prestigiosas agencias espaciales (ESA, NASA, JAXA, KSAT, SSC, EUMETSAT) para comunicar sus misiones con Estaciones Terrenas propiedad de INTA.

En rasgos generales podemos distinguir tres modalidades de títulos, Autorización (autoprestación), Afectación (autoprestación para Administraciones públicas) o Concesión (si se trata de una operación comercial).

Figura 2: Estación Terrena TRN-1 en el CEIT

En el caso de misiones científicas INTA o NASA, los títulos se tramitan como tipo Afectación y estará exento de tasas (en base al acuerdo NASA-Reino de España). En el resto de casos, en el que INTA firma un acuerdo con una agencia espacial, el título será de modalidad Concesión y se deberá pagar las tasas correspondientes.

Los operadores de redes de satélite no podrán pedir nunca Afectaciones, ya que no son Administración pública. Si es para uso comercial pedirán una Concesión, y si es para autoprestación tendrán que solicitar una Autorización.

Los pasos a seguir para solicitar un título habilitante para el uso del dominio público radioeléctrico son los mismos para todas las modalidades. Su diferencia fundamental radica en que la modalidad de Afectación no requiere el pago de tasas y el resto sí. Los pasos son 3 y se describen a continuación:

Paso 1. Solicitud de frecuencias.

Paso 2. Recepción de la Resolución

Paso 3. Solicitud de Autorización de Puesta en Servicio (APS)

Paso 1. Solicitud de frecuencias.

A partir de la API de la misión, publicada en la ITU, se extraen las características de los beams (haces) y de la G/S necesarias para cumplimentar la plantilla "Solicitud de Título Habilitante y Propuesta Técnica para uso del dominio público radioeléctrico". Se debe enviar telemáticamente a SETELECO a través del enlace, toda la documentación requerida en este link (https://avancedigital.mineco.gob.es/espectro/servicios-espaciales/Paginas/segmento-terreno.aspx), siendo los principales documentos la Solicitud firmada y la Declaración responsable del proyecto técnico.

En la modalidad Afectación se aporta además la Solicitud de Exención de "Tasa por la tramitación de concesión demanial para el uso privativo del dominio público radioeléctrico" (o Tasa inicial) y el documento que acredita la exención de tasas. Sólo las Administraciones Públicas pueden solicitar afectaciones (cuando sea para autoprestación).

En la modalidad Concesión se aporta además el Justificante de pago y NRC de la Tasa inicial (Modelo 790).

Paso 2. Recepción de la Resolución.

En un plazo de hasta 6 semanas desde la entrega telemática de la solicitud inicial, el INTA recibe vía mail el aviso para descargarse de la Sede Electrónica la Resolución por la que se otorga la

concesión administrativa para uso privativo del dominio público radioeléctrico a favor del INTA y el Anexo Técnico de la misión.

Además, en la modalidad Concesión se recibe también la carta de pago de la "Tasa por reserva del dominio público radioeléctrico" (Modelo 990), que deberá ser liquidada para remitir telemáticamente el justificante de pago a la SETELECO a través del siguiente enlace.

Paso 3. Solicitud de Autorización de Puesta en Servicio (APS)

La consecución del Paso 3 es obligatorio para las estaciones que tienen reservada al menos una banda de subida. No siendo necesario realizarlo si la estación únicamente es de recepción, pero en ambos casos es esencial para disponer de la protección legal ante posibles interferencias sobre las frecuencias reservadas.

Aunque se esté en posesión del título habilitante (resolución favorable del proyecto técnico), esto no es suficiente para utilizar la estación terrena; se requiere además solicitar la APS en un plazo de 9 meses desde la aprobación del proyecto técnico. Para ello se recaba toda la documentación y se envía telemáticamente a la SETELECO a través del siguiente enlace.

La documentación se compone de la Solicitud APS, el Certificado de la instalación, la Justificación de exención de la tasa ITPAJD (por ser el INTA una Administración Pública) y dependiendo de la modalidad, se aporta también:

La Acreditación de exención de tasas (en caso de Afectación).

El Fichero con todos los datos de la solicitud ".xml" validado y sin errores, el Justificante de pago y NRC de la tasa por certificación sustitutiva (Modelo 790) (en caso de Concesión).

Conclusión: El espectro radioeléctrico y las posiciones orbitales son recursos escasos y preciados que hay que administrar de forma óptima, coordinada y planificada. Por su carácter internacional, estos recursos deben ser gestionados internacionalmente por la UIT y las administraciones de los distintos países.

Reconocimientos: La coordinación de frecuencias en INTA tiene una larga trayectoria, con compañeros altamente reconocidos y comprometidos como Eduardo Quintas Ripoll y Juan Luis Cano Monasterio, que ya no se encuentran en el instituto. Desde aquí nuestro reconocimiento y agradecimiento a su labor.

Bibliografía

[1] Cuadro Nacional de Atribución de Frecuencias.

[2] Reglamento sobre el uso del dominio público radioeléctrico, aprobado por el Real Decreto 123/2017, de 24 de febrero.

[3] Real Decreto 278/1995, de 24 de febrero, por el que se crea en España el Registro previsto en el Convenio de 12 de noviembre de 1974 de la Asamblea General de las Naciones Unidas

El rol del satélite en 5G

J. García[1], N. C. Trujillo[2]

[1]Hispasat (jgarcia@hispasat.es),

[2]Hispasat (ntrujillo@hispasat.es)

Introducción: El ecosistema asociado a la red 5G ha alcanzado cada rincón de los servicios y aplicaciones de la sociedad, desde el consumo de contenido de alta definición (banda ancha) hasta los dispositivos de monitoreo agrícola o forestal (IoT) o los sistemas de control en factorías (redes privadas).

Algunos de los mayores problemas a los que se enfrentan los servicios a la hora de llegar a los usuarios son la falta de infraestructura de fácil acceso, bajo impacto en su despliegue y costes moderados que permitan alcanzar el 100% de la población y del territorio, incluidos los medios marítimos y aéreos. Las comunicaciones satelitales se presentan como un complemento idóneo y necesario [1] para cubrir las barreras de acceso y despliegue presentes en múltiples zonas, permitiendo y habilitando nuevos casos de uso, así como ayudando a cerrar la brecha digital existente.

Contexto: Las comunicaciones satélites, tradicionalmente destinadas a la distribución de contenido multimedia (radio y televisión), están experimentando una gran apertura en cuanto a escenarios y tipos de comunicación que logran cubrir, lo que incluye nuevos servicios de comunicación en movimiento, banda ancha residencial, backup de comunicaciones críticas o incluso IoT masivo.

En el 3GPP, el organismo de estandarización encargado de definir las redes móviles (desde 3G hasta el actual 5G) se están produciendo los mayores avances en la definición de este tipo de servicios. Desde 2016 se han investigado múltiples escenarios, arquitecturas, estudios de viabilidad y finalmente se ha implementado las adaptaciones necesarias para que los sistemas de comunicaciones no terrestres, o NTN (*Non-Terrestrial Networks*), sean capaces de proporcionar servicios 5G.

El trabajo conjunto entre las industria terrestre y satelital ha permitido la integración completa de los sistemas satelitales en el 3GPP, definiendo un estándar global para futuras redes no terrestres. La sinergia entre las redes terrestres y espaciales proporcionará acceso y continuidad de servicio en zonas sin cobertura (zonas blancas) o insuficientemente atendidas, mejorará la seguridad y robustez de la conectividad (gracias a contar con varias tecnologías de acceso) y aumentará la resiliencia y confiabilidad de la red incluso en situaciones de emergencia ante desastres naturales o provocados por el hombre.

Satélite como habilitador de redes 5G: El primer escenario donde el satélite puede cubrir una importante labor es interconectando redes terrestres y acercando los servicios a zonas inalcanzables con tecnologías terrestres.

Las redes de *backhaul*, entendidas como la conexión entre las antenas de telefonía y el resto de las redes y servicios, requieren de gran granularidad, estabilidad y seguridad. La ubicuidad de las redes satelitales permite dar servicio a estas antenas incluso en zonas altamente remotas, donde a menudo no hay una forma fácil de acceder a la energía. Así mismo, es un habilitador para burbujas de conectividad en movimiento sobre cualquier medio de transporte, como trenes, aviones, embarcaciones o vehículos terrestres.

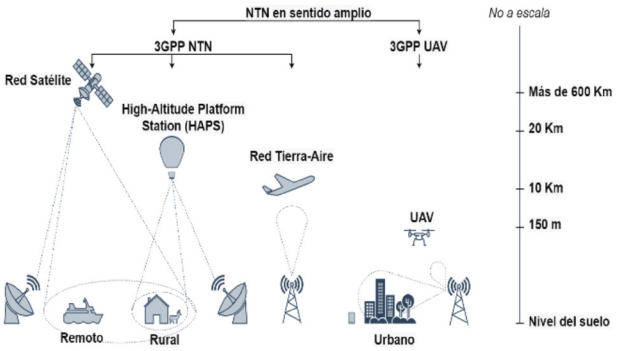


Figura 1: Backhaul satelital 5G

Al combinar las ventajas tecnológicas que tiene 5G con las del satélite se crean nuevos servicios en zonas remotas, por ejemplo, servicios de ultra-baja latencia y anchos de banda elevados gracias a los despliegues distribuidos y el *Edge Computing*.

Empleando conexión satelital por un lado se consigue asegurar la conectividad incluso en zonas remotas o en entornos de movilidad, y por otro disponer de una red segura, robusta e independiente de la red terrestre. Así mismo, se aprovechan las ventajas de la tecnología 5G, que proporciona una eficiencia en retardo y velocidad muy alta, a la vez que permite "seccionar" la arquitectura e instalar las aplicaciones necesarias muy cerca del usuario, incluso al lado de la propia antena radio.

El estándar 5G, desde su versión Rel.17 [2], incluye el satélite como red integrada de transporte o *backhauling*, asegurando que los diferentes elementos de la red sean conscientes de las particularidades de la red satelital y puedan gestionar los servicios de forma inteligente, por ejemplo empleando la tecnología de *slicing* de red para determinar que los servicios críticos circulen por la red satelital, mientras que el contenido multimedia puede transmitirse tanto

localmente como por conexiones terrestres menos seguras y confiables/robustas.

En versiones futuras (Rel.18) además permitirán considerar de forma nativa conexiones cambiantes, como aquellas proporcionadas por satélites en órbita baja, LEO, que al encontrarse en movimiento con relación a los usuarios pueden proporcionar latencia y ancho de banda cambiantes a lo largo de la cobertura.

Satélite como red de acceso 5G: 3GPP trabaja para la publicación de la especificación NTN (Rel.17 - Q2 2022) que permita la utilización del protocolo de radio 5G NR en bandas satelitales (banda L y S), de forma que en no mucho tiempo se podrá disponer de conexión 5G tanto terrestre como satélite de forma nativa en dispositivos móviles o conexiones de acceso fijo.

El futuro de las comunicaciones satélites pasa por adoptar los protocolos y modulaciones propias de las redes terrestres, consiguiendo sinergias por la integración de tecnologías tan desarrolladas, extendidas e interoperables, a la vez que permitirá a los usuarios disponer de cobertura universal de forma transparente.

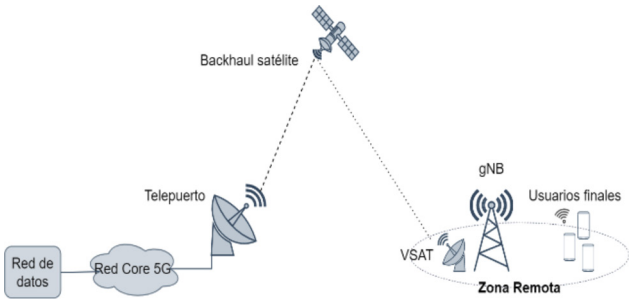


Figura 2: Trabajo de 3GPP en NTN (Fuente: [2])

Una vez que la Release 17 esté completa, no solamente se incluirán casos de uso de acceso a internet de banda ancha sino también las comunicaciones NB-IoT, enfocadas en dispositivos de baja complejidad, consumo y coste. La inclusión del satélite como parte de las especificaciones 3GPP respaldará la promesa de acceso universal a los servicios 5G, además de impulsar un crecimiento asombroso en la industria satelital.

En la Release 18 y posteriores, la industria satelital en conjunto con los proveedores y operadores de las redes móviles inician las discusiones y el desarrollo de las siguientes versiones de 5G trabajando en una lista adicional de mejoras tanto para 5G NR-NTN como para IoT-NTN. El objetivo de estos esfuerzos es optimizar aún más el rendimiento del acceso satelital, abordar nuevas bandas (por encima de 10 GHz) para dar servicio a plataformas fijas y móviles (aviones, barcos, vehículos aéreos no tripulados), analizando sus requisitos regulatorios específicos y respaldando nuevas capacidades y servicios a medida que continúa la evolución de 5G.

Bibliografía

[1] Service requirements for next generation new services and markets. *3GPP TS 22.261 version 15.7.0 Release 15*

[2] M. Jaffar, N. Chuberre (2021) Status of NTN & Satellite in 3GPP Releases 17 & 18. (October 2021). *3GPP Highlights 03, 24.*

[3] Xingqin Lin, Stefan Rommer, Sebastian Euler, Emre A. Yavuz, Robert S. Karlsson (2021) *5G from Space: An Overview of 3GPP Non-Terrestrial Networks.*

Proyecto Caramuel: Distribución de claves cuánticas a través de un satélite Geoestacionario

Antonio Abad[1], Pedro Pinto Marín[2]

[1]CTO Hispasat, aabad@hispasat.es.

[2]Head of New Programs, Hispasat, ppmarin@hispasat.es

Introducción: Actualmente se está produciendo importantes avances en el desarrollo de los ordenadores cuánticos. En dichos ordenadores se pasan de presentar estados usando 0 y 1 (binario) en circuitos electrónicos a usar las propiedades cuánticas de los átomos. Una situación que nos permitiría representar estados en superposición coherente., es decir la partícula puede tomar muchos valores distintos a la vez gracias a la superposición cuántica.

La criptografía actual está basada en la dificultad de descomponer un número determinado en sus factores primos, para lo cual las computadoras actuales necesitarían miles de años. Sin embargo, con los ordenadores cuánticos este proceso de des-factorización podría necesitar pocas horas por lo que la criptografía actual se vería altamente comprometida. Con el fin de resolverlo se están analizando soluciones como PQC (Post Quantum Crptography) y QKD (Quantum Key Distribution).

QKD Distribución de claves cuánticas. QKD es un método de comunicación seguro que implementa un protocolo criptográfico utilizando propiedades de la mecánica cuántica. Permite que dos partes produzcan una clave secreta aleatoria compartida que solo ellos conocen, que luego puede usarse para cifrar y descifrar mensajes.

Una propiedad importante y única de la QKD es la capacidad de los dos usuarios que se comunican para detectar la presencia de un tercero que intenta obtener conocimiento de la clave. Esto resulta de un aspecto fundamental de la mecánica cuántica: el proceso de medición de un sistema cuántico en general perturba el sistema. Un tercero que intente espiar la clave debe de alguna manera medirla, introduciendo así anomalías detectables.

Mediante el uso de superposiciones cuánticas o entrelazamiento cuántico y transmisión de información en estados cuánticos, se puede implementar un sistema de comunicación que detecte la escucha (por ejemplo el protocolo BB84). Si el nivel de escucha está por debajo de un cierto umbral, se puede producir una clave que se garantiza que es segura (es decir, el espía no tiene información al respecto), de lo contrario, no es posible una clave segura y se interrumpe la comunicación.

Alice's bit-string	1	0	0	1	1	0	1	0	0	1
Alice's encoding basis	+	×	×	+	×	+	+	+	+	+
Alice's polarization	V	D	D	V	A	H	V	H	H	V
Bob's measurement basis	+	+	×	+	+	×	+	+	+	×
Bob's measurement	H	H	A	V	V	D	H	H	V	A
Shifted key	1	1	0	1	0	1	1	0	0	0

Alice's bit-string	1	0	0	1	1	0	1	0	0	1
Alice's encoding basis	+	×	×	+	×	+	+	+	+	+
Alice's polarization	V	D	D	V	A	H	V	H	H	V
Eve's measurement basis	×	×	+	×	+	+	×	+	×	+
Eve's measurement	A	D	H	A	V	H	A	H	D	V
Modified bit-string	0	0	1	1	1	0	0	0	1	1
Eve's encoding basis	×	+	+	×	+	+	×	+	+	×
Eve's polarization	D	H	V	A	V	H	D	H	V	A
Bob's measurement basis	+	+	×	+	+	×	+	+	+	×
Bob's measurement	H	H	A	V	V	D	H	H	V	A
Modified shifted key	0	1	0	0	1	1	1	0	1	1

Figura 1. Efecto del espía Eve en el protocolo BB84[1]

QKD con satélite GEO. La transmisión de señales cuánticas es posible a través de la fibra óptica convencional; sin embargo, dicho método tiene limitaciones de distancia debido a su elevada atenuación para este tipo de señales, pudiendo llegar a decenas de Kilómetros. Por otro lado, tal y como se ve en la Figura 2, las comunicaciones cuánticas tienen menor atenuación en espacio libre, por lo que el canal entre satélite y tierra puede ser un método idóneo para superar estas limitaciones.

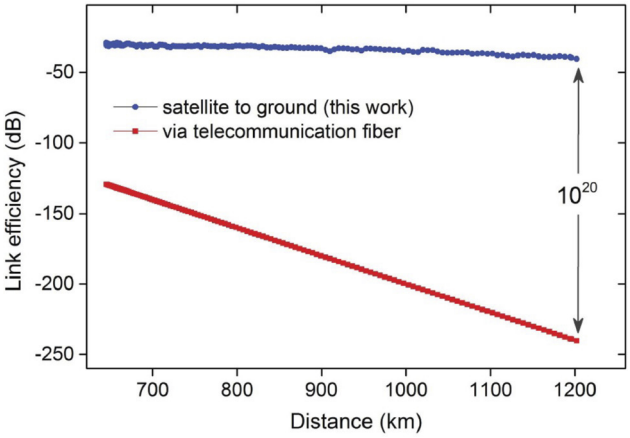


Figura 2. Atenuación de la señal cuántica en fibra y en el canal satélite [2]

De esta forma se podría pensar en una arquitectura híbrida donde la fibra se utiliza para las conexiones de última milla y redes en ciudades, mientras que el satélite haría de backbone para dicha red (Figura 3). En ese sentido se establecen varios escenarios en función de la seguridad requerida y la complejidad del equipamiento del usuario.

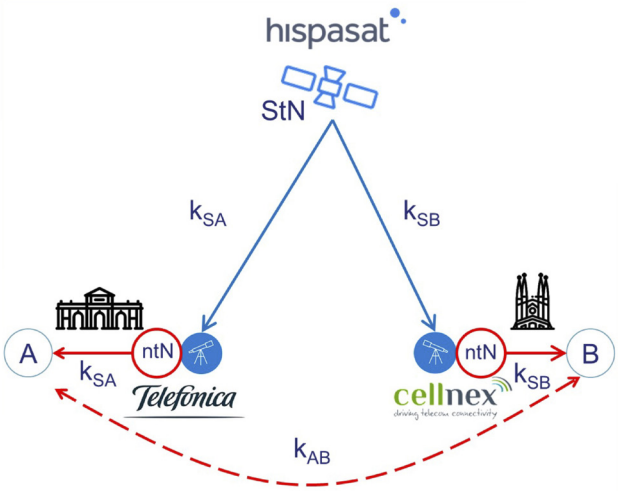


Figura 3. Integración de QKD Satélite con infraestructura QKD terrestre

La selección de la órbita del Satélite tanto Geoestacionaria (GEO) a 36.000 Km o LEO (Low Earth Orbit) entre 600 a 1200 Km, influye en una serie de particularidades. Por un lado, la órbita GEO tiene mayor atenuación al estar más alejada de la tierra, pero tiene mayor disponibilidad al ser capaz de ver un tercio de la tierra. Por otro lado, la órbita LEO tiene menor atenuación en la señal y por tanto puede conseguir tasas de clave instantáneas mayores; sin embargo, tiene menos cobertura visible por lo que deberá almacenar la clave cuántica generada con el primer usuario (Alice) hasta que pueda transmitirla al segundo usuario (Bob), lo cual irá en detrimento de la seguridad del sistema.

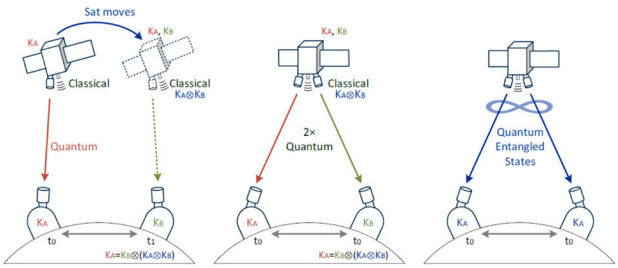


Figura 4. Transmisión de clave cuántica entre dos puntos separados por cientos de Km con (1) satélite LEO protocolo BB84, (2) GEO/BB84 y (3) GEO con entrelazamiento cuántico y doble enlace descendente.

Caramuel. Primer Sistema QKD a través de GEO. La misión principal de Caramuel es embarcar una payload cuántica en el Satélite Geoestacionario SpaceQR, para ser lanzado en 2025, y cuyo principal objetivo es ofrecer comunicaciones seguras a través de encriptado con claves cuánticas. Adicionalmente es importante generar un ecosistema español capaz de desarrollar cargas de pago con este tipo de misiones.

El proyecto actualmente está en fase de viabilidad, bajo el paraguas del programa ARTES CG de la Agencia Espacial Europea. Durante el año 2022 se tiene planificada empezar la fase B y sucesivas hasta su lanzamiento final y posterior explotación, con una vida prevista de 15 años.

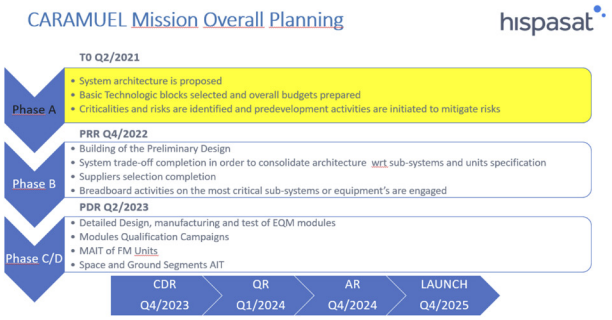


Figura 5. Planificación de la misión Caramuel

Al ser una de las principales ambiciones de Caramuel, proveer servicio, la arquitectura del Sistema considerando tanto el segmento espacio como el segmento terrestre, abarca toda la cadena de valor (end to end) integrando usuarios finales, redes terrestres, y el Satélite. Por ello el consorcio se compone de 20 socios nacionales, incluyendo el sector de banca, operadores terrestres, integradores, sub-sistemistas y finalmente universidades debido al gran componente de estado de arte que integra la solución.

En la parte de segmento espacio la payload se compone de un telescopio de unos 80 cm de apertura, fuentes y la óptica adaptativa. La fuente principal es una fuente de fotón único que utilizará el protocolo P&M (Prepare and measure) BB84. Adicionalmente se está analizando introducir una fuente de entrelazado de forma más experimental Esto permitiría ser pioneros en su calificación en órbita GEO y en el análisis de su comportamiento en dicha órbita utilizando un solo enlace en sentido descendente.

En resumen, la necesidad de criptografía cuántica, la razón de utilizar el satélite como complemento a la infraestructura cúantica terrestre, la elección de la órbita GEO y en definitiva la razón de ser de Caramuel como gran oportunidad para la industria española, su estado, y sus principales prestaciones, retos y desafíos en todos los ámbitos, serán objeto de estudio y análisis del Congreso de Ingeniería espacial.

Bibliografía

[1] Ichi.pro. *Distribución de claves cuánticas y protocolo BB84*

[2] Nature 549 43 (2017. *Satellite-to-ground QKD*.

Presente y futuro de las estaciones de seguimiento de satélite

Antonio Juan González González

ISDEFE S.A. M.P., ajgonzalez@isdefe.es

Introducción: Durante los últimos 30 años el sector aeroespacial ha tenido una gran expansión. La incorporación, cada vez más acentuada, de muchas empresas del sector privado ha hecho que los cambios que se producían de manera gradual, básicamente gestionados por las grandes agencias (ESA, NASA, etc.) se estén acelerando exponencialmente. Así, teniendo en cuenta la evolución del sector y este caso, se hará una prospectiva de las líneas que podrían seguir los enlaces de comunicaciones y las estaciones de seguimiento de satélite

Futuro de los enlaces: Los sistemas actuales de comunicación Tierra-espacio tienen una capacidad cada vez más limitada. Esto se debe al uso de tecnologías basadas en radiofrecuencia o microondas que hacen que las comunicaciones estén a menudo reducidas por los problemas de atenuación atmosférica y restricciones de asignación de espectro. Tales limitaciones empeoran a medida que futuras misiones interplanetarias utilicen sensores intensivos en datos más sofisticados y a medida que la demanda de información, y un mayor retorno de la inversión en exploración espacial, continúen aumentando. El uso de bandas de frecuencia, en el rango milimétrico, complica el diseño de estaciones terrenas. Una de las futuras soluciones pasa por el uso, cada vez más frecuente, de comunicaciones ópticas. El reto de la tecnología que conlleva y sus inconvenientes se está solucionando rápidamente. Cada vez está más cerca su popularización todos los ámbitos y usos de la comunicación espacial.

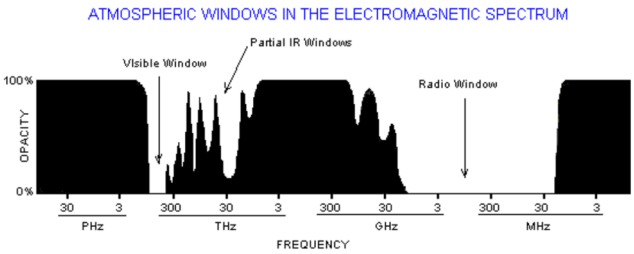


Figura 1: Ventanas de operación espectro electromangnético (Fuente: Australian Space Academy)

Industria 4.0: Dicho reto tecnológico implica grandes cambios en la forma de operar y mantener los sistemas de los centros de comunicación de las estaciones terrestres. Cuando se tienen muchas antenas con múltiples servicios, y con el añadido de las nuevas tecnologías, resulta muy complicado mantener niveles altos de operatividad. Habría que buscar nuevas formas de afrontar la gestión de los centros. Aquí es donde entrarían a formar parte indisoluble la transformación digital de los procesos. La Industria 4.0, a partir de la cual, la vinculación y análisis inteligente de datos para tomar decisiones rápidas y seguras serían los principales objetivos.

Como parte de las nuevas formas de proceder en la gestión de los centros, el análisis RAMS tendría una importancia vital, Conceptos como fiabilidad, disponibilidad o mantenibilidad, correctamente aplicados, tendrían un gran impacto

Figura 2: Fiabilidad (Fuente: Vectores United)

Los cambios a realizar para poder desarrollar los cambios necesarios para adoptar las nuevas tecnologías de la Industria 4.0, y dentro de esta, el análisis RAMS abarcarían todos los ámbitos del sector aeroespacial. Desde la producción de equipos hasta su uso y mantenimiento. De igual manera, también afectaría a la formación del personal relacionado con dichos ámbitos

Bibliografía

[1] Rudolf Saathof, Will Crowcombe, Stefan Kuiper, Nick van der Valk, Federico Pettazzi, Dorus de Lange, Peter Kerkhof, Martijn van Riel, Harry de Man, Niel Truyens, Ivan Ferrario (2018) *Optical Satellite Communication Space Terminal Technology at TNO*.

[2] Marta Zárate Fraga (2012) *Análisis RAMS*.

[3] Zhong Chunxiao. (2018) *Current Status, Development Trend and Key Technology Analysis of Space Laser Communication*.

[4] European Commission (2017) *Low-Earth Orbit satellites: Spectrum access*.

[5] ITU (2009) *Factors affecting the choice of frequency bands for space research service d deep-space (space-to-Earth) telecommunication links. ITU-R SA.2167*

[6] NASA (2016) *An Introduction to National Aeronautics and Space Administration Spectrum Management*

[7] F Nurrahman and F T D Atmaji *(2020) IOP Conf. Ser.: Mater. Sci. Eng. 830 032087*

Anuncio de Oportunidad de PAZ Ciencia especial de La Palma: un caso de uso de la aplicación de la Explotación Científica de PAZ

María José González Bonilla[1], Juan Manuel Cuerda Muñoz[1], Nuria Casal Vázquez[1], Nuria Gimeno Martínez[1]

[1]Instituto Nacional de Técnica Aeroespacial (INTA) glezbmj@inta.es.

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.

PAZ fue lanzado el 22 de febrero de 2018 y tras superar con éxito las fases de LEOP y puesta en servicio, el sistema fue declarado operacional en septiembre de ese año, iniciándose la fase de operaciones rutinarias en virtud de la cual la misión proporciona servicio a usuarios de defensa y seguridad, comerciales y científicos

En este artículo se expone como la Explotación Científica de PAZ, gestionada por el equipo PAZ- Ciencia del Departamento de Programas Espaciales del INTA, da soporte a las necesidades de los usuarios científicos que trabajan con datos SAR al ante un evento geológico natural de interés científico como la erupción de Cumbre Vieja.

El objetivo de la Explotación Científica de PAZ: La Explotación Científica de PAZ [1] responde al compromiso adquirido por INTA, como organismo público de investigación, de impulsar la tecnología SAR en todas sus áreas: del desarrollo tecnológico a la generación de algoritmos de procesado y de aplicaciones; dando a conocer los productos PAZ y fomentando la realización de trabajos de investigación apoyados en estos productos en áreas tales como el ámbito marítimo, agricultura, fenología, arqueología, lo que a su vez realimenta el avance de la tecnología SAR con el diseño de nuevos sistemas y misiones cuyos requisitos (tanto de instrumento, modos de operación y tipos de productos) estén fundamentados en el uso pretendido.

La implementación de la Explotación Científica se fundamenta principalmente en la publicación de Anuncios de Oportunidad de uso científico de los productos PAZ a la que los investigadores deben dar respuesta. En la actualidad, existen cuatro anuncios de oportunidad (AO) vigentes: Lanzamiento de la Fase Científica de PAZ, AO Educativo, AO Conjunto TerraSAR-X, TanDEM-X, PAZ y AO Especial Erupción Volcán de la Palma.

Los productos SAR como fuente de datos en vulcanología: En los últimos años los productos SAR han sido utilizados por numerosos grupos de investigación para demostrar su utilidad en el campo de la vulcanología. Las observaciones InSAR (Interferometric SAR) pueden ser empleadas para evaluar el comportamiento de deformaciones que sufren los volcanes, habiéndose demostrado la capacidad de procedimientos como el SBAS (Small BAseline Subset procedure) [2] para detectar y evaluar las deformaciones en áreas volcánicas y la aproximación de matriz de detección de cambio coherente puede ser aplicada con éxito a la monitorización de las erupciones volcánicas.

El uso científico de los productos de PAZ en el ámbito de la vulcanología está demostrado a través de varios proyectos de investigación actualmente activos en el marco del primer AO de PAZ Ciencia. Como ejemplo el proyecto "High-resolution exploration of small-scale volcanic features in the USA: Kīlauea, Mount St. Helens, and Yellowstone", cuyo investigador principal es Michael Poland (U.S. Geological Survey). La primera fase del trabajo se centra en el análisis de los resultados en el volcán de Kīlauea. A partir del conjunto de datos adquiridos y evaluados en el área de estudio se han podido generar un conjunto de interferogramas siendo de mayor interés los obtenidos entre 12 de septiembre de 2019 y el 28 de marzo de 2020.

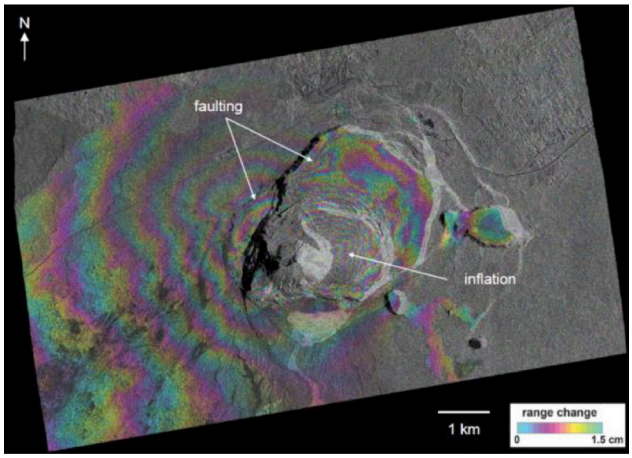


Figura 1: Interferograma del volcán de Kīlauea.

Los interferogramas muestran una elevación acusada del terreno centrado en la caldera del volcán lo que indica una presurización en profundidad debido a la acumulación de magma en los reservorios que se drenaron durante la gran actividad eruptiva de 2018. Además,

se identifica un pequeño movimiento a lo largo de las fallas dentro y alrededor de la caldera que sugiere un asentamiento continuo de la caldera después de su colapso en 2018. En la siguiente fase del proyecto se pretende elaborar un modelo a partir de análisis del comportamiento del terreno en los momentos previos a la erupción que permita predecir con fiabilidad futuras erupciones.

Anuncio de Oportunidad Especial por la Erupción del Volcán de La Palma: En el ámbito nacional, cuando se inició la fase de Explotación Científica de la misión PAZ, el equipo de PAZ- Ciencia de INTA recopiló las necesidades de usuarios científicos de nuestro país, identificándose para el caso de la vulcanología un gran interés en las Islas Canarias por su elevada actividad volcánica. Atendiendo a esta necesidad se definieron las áreas de interés críticas y los modos de imagen que mejor se adaptaban a las mismas, iniciándose en septiembre de 2019 la adquisición de series de productos sobre las zonas definidas.

El septiembre de 2021 el Plan de Emergencias Volcánicas de Canarias (Pevolca) activó el semáforo amarillo en el volcán de Cumbre Vieja de La Palma al identificarse un incremento de la actividad sísmica. Como parte de las actividades de prevención asociadas a este nivel de riesgo, el Instituto Geográfico Nacional contactó con INTA para avisar del incremento de riesgo, no solo por el número de terremotos que estaban teniendo lugar sino por el carácter superficial de éstos, lo que parecía indicar un proceso de intrusión magmática en el interior de la corteza de la isla. Con estos datos se planificó un incremento del número de adquisiciones de PAZ sobre La Palma. A las 14:10h del 19 de septiembre de 2021 el volcán de Cumbre Vieja entró en erupción; en este momento las Fuerzas y Cuerpos de seguridad del estado centraron sus esfuerzos en garantizar la seguridad de la población, incluyendo las actividades de evacuación teniendo en cuenta el avance de la lava. Los productos imagen de PAZ se convirtieron en una herramienta clave para dar apoyo estas actividades, siendo empleados entre otros por la Unidad Militar de Emergencias, por lo que se maximizaron el número de adquisiciones sobre el área catastrófica.

En paralelo y teniendo en cuenta la prioridad de las actividades de seguridad, se identificó la relevancia de permitir la continuidad de la adquisición de las tomas científicas en el mismo modo de operación, ángulo de incidencia y polarización que la serie histórica de la que se disponía (26 productos de PAZ adquiridos desde el 10.09.2019 hasta el 19.09.2021), para poder realizar estudios comparativos antes y después de la erupción. Estos datos resultaban de gran interés para grupos científicos interdisciplinares trabajando en campo o realizando estudios en remoto en diferentes áreas temáticas relacionadas con el evento volcánico. Por ello se inició un proceso de coordinación que dio lugar a un acuerdo entre el Ministerio de Defensa, el INTA como responsable de las actividades científicas e HISDESAT como operador, para coordinar las adquisiciones de PAZ, maximizándose sobre Cumbre Vieja y asegurando la continuidad de la serie histórica.

Gracias a este acuerdo el INTA lanzó el 8 de octubre de 2021 el Anuncio de Oportunidad Especial para uso de productos de La Palma, abarcando tanto el catálogo como las nuevas adquisiciones tras la erupción. Las adquisiciones se realizan en modo Stripmap (50x30km), polarización VV, haz en órbita ascendente (41.6º-43.9º) y otro en órbita descendente (48.2º-49.9º) permitiendo la cobertura total de la isla.

Las propuestas científicas recibidas en el marco de este AO cubren los siguientes objetivos:

Evaluación de la amenaza volcánica y evaluación de la deformación superficial antes y después del periodo de agitación.

Caracterización del proceso magmático- Estudio de la evolución espacio-temporal del flujo de lava y análisis de la deformación provocada por la intrusión del dique y el derrame del flujo de lava mediante procesado interferométrico SAR (InSAR).

Comparación de los datos de la serie temporal In-SAR de Sentinel-1 con los resultados de los datos PAZ/TerraSARX/ TanDEM-X.

Modelado de los mecanismos eruptivos a través del uso integrado de diferentes tipos de datos y explorando la posibilidad de obtener datos GNSS para una comparación cruzada y validación.

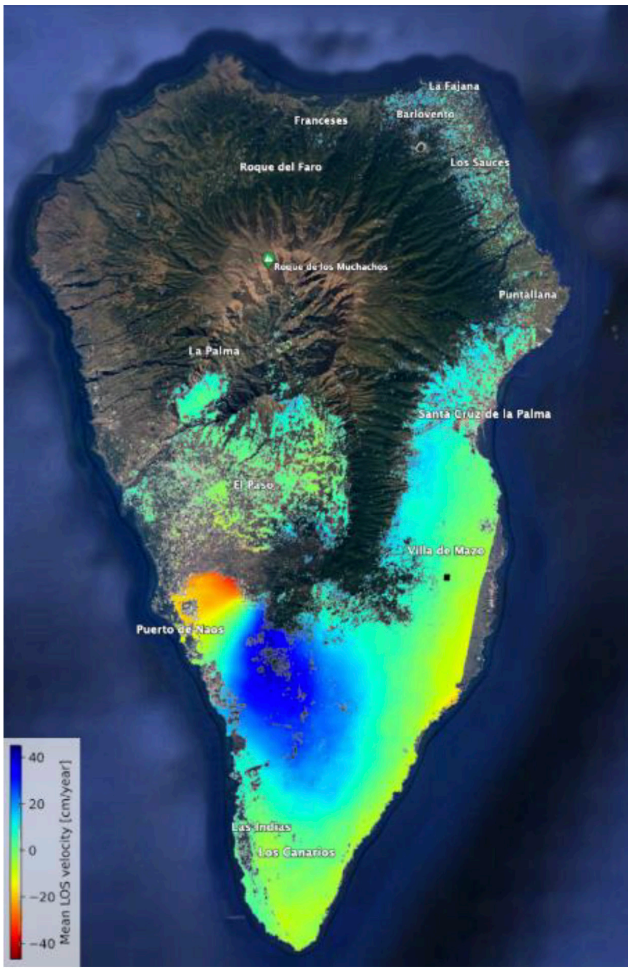


Figura 2: Velocidad de desplazamiento a partir de productos PAZ generado por el investigador Sven Borgstrom

Bibliografía

[1] M. J. González Bonilla, J. M. Cuerda Muñoz, et al, "PAZ Mission. Science Activities," EUSAR 2021; 13th European Conference on Synthetic Aperture Radar, 2021, pp. 1-4.

[2] P. Berardino, et al, "A new Algorithm for Surface Deformation Monitoring based on Small BAseline Differential SAR Interferograms," IEEE Trans. Geosci. Remote Sens, vol. 40, pp. 2375-2383, November 2002.

Ampliación del campo de calibracion INTA en isla Decepción

P. Cifuentes[1] (pcifrev@inta.es), N. Gimeno[1] (gimenon@inta.es), N. Casal[1] (casalvn@inta.es), J.M. Cuerda[1] (cuerdamjm@inta.es)

[1]Instituto Nacional de Técnica Aeroespacial

Introducción: PAZ es el satélite español Radar de Apertura Sintética (SAR) en Banda X del Programa Nacional de Observación de la Tierra por Satélite (PNOTS) lanzado en febrero de 2018. Actualmente, el Instituto Nacional de Técnica Aeroespacial (INTA) se encarga de realizar el seguimiento de las constantes geométricas y radiométricas para analizar su estabilidad temporal usando para ello reflectores de esquina como calibradores. Dichos reflectores se encuentran desplegados en diferentes áreas de la península ibérica, conformando el Campo de Calibración INTA.

En el marco de la XXXV Campaña Antártica (2021-2022) se instalaron tres reflectores en la Isla Decepción, situada en el archipiélago de Shetland en la Antártida, pudiendo, así, verificar el comportamiento del sistema a diferentes latitudes y obtener información para realizar estudios geodésicos basados en el uso de productos imagen SAR. Además, estos reflectores son utilizados como puntos de control que servirán de base para la explotación de técnicas como la interferometría SAR, para la generación de mapas de elevación digitales (DEM) o mapas de deformaciones.

Este artículo incluye una breve descripción de la infraestructura de calibración INTA (en Isla Decepción), los objetivos de la campaña, la geometría de las adquisiciones y los resultados de los primeros análisis geométricos, radiométricos y de la generación de productos interferométricos.

Objetivo de la campaña. La instalación de reflectores en Isla Decepción tuvo como punto de partida una de las propuestas del primer anuncio de oportunidad de la Explotación Científica de PAZ realizada por la UPM (Universidad Politécnica de Madrid) [2]. Dicha propuesta nos ha dado la oportunidad de llevar a cabo, entre otros estudios, el análisis de la estabilidad de las constantes radiométricas y geométricas de los productos imagen PAZ apoyados en reflectores desplegados en latitudes polares, el análisis de los efectos de la dinámica de placas en la determinación de la posición de los reflectores en imágenes SAR y el estudio de la viabilidad de la explotación de productos PAZ complejos para su aplicación en técnicas interferométricas como es la generación de DEMs y mapas de deformación.

Infraestructura de calibración INTA. Área de estudio. La Isla Decepción (62.93° S, 60.57° O) es uno de los pocos volcanes activos en la Antártida, está situada entre el archipiélago de las Shetland del Sur y la península Antártica, en el centro del estrecho de Bransfiel. Se trata de un estratovolcán con forma de herradura de 25 km de largo en su parte sumergida, 15 km de diámetro en su parte emergida y una bahía interior de 6-10 km. Como consecuencia de su actividad volcánica la isla ha sido objeto de diferentes estudios para controlar la evolución de su deformación.

Equipo INTA en tierra. Para la campaña se han trasladado a la isla tres reflectores de esquina de cara triangular. Estos elementos son relativamente estables y brindan altas precisiones radiométricas y sin retardos en la señal reflejada. Se encuentran instalados sobre una estructura-base que permite su alineamiento con respecto al pase del satélite. Asimismo, dada la importancia de su localización precisa para los análisis sobre la imagen SAR, su posición es medida mediante el método RTK-GPS (Real Time Kinematic Global Position System).

Figura 1: Instalación de reflector de esquina sobre su estructura base en Isla Decepción (INTA).

La selección de las ubicaciones de instalación (Figura 1), responde a una serie de requisitos que garanticen la estabilidad temporal de la señal, la planitud del entorno o que evite elementos cercanos a la instalación que puedan perturbar la señal de retorno. Además, se trató de que estas tres ubicaciones se encuentraran en el entorno de la Base Antártica Española Gabriel de Castilla, facilitando de esta manera, la instalación y su mantenimiento y/o revisión durante la campaña.

El tamaño de estos tres reflectores es de 1 metro de arista, cuya Sección Transversal RADAR (RCS) teórica es de 36.42 dBsm. Dos de estos tres reflectores están orientados a la órbita descendente del satélite y el otro a la órbita ascendente en su paso por la isla, con unas elevaciones ajustadas para ser observados desde el sa-

télite a cuatro diferentes ángulos de incidencia en órbita ascendente (28.7128°,37.2706°,44.3769°,50.0313°) y en descendente (30.9791°,38.4778°, 45.3873°,50.8841°).

Geometría de las adquisiciones de imágenes PAZ: La geometría de las adquisiciones durante la campaña antártica está optimizada para obtener el mayor número de tomas de imagen sobre los reflectores, adecuadas para los estudios propuestos anteriormente. Las tomas han sido definidas con diferentes configuraciones de toma de imagen, como, por ejemplo, modo de imagen (stripmap y staring spotlight), dirección de la órbita (ascendente y descendente), canal de polarización (HH, VV) y ángulos de incidencia (27.19°-51.38°) todas ellas con precisión de órbita científica (20cm). La duración de esta campaña fue de aproximadamente dos meses, realizándose un total de 33 adquisiciones.

Resultados de los primeros análisis. Los análisis tanto geométricos como radiométricos, se han llevado a cabo siguiendo la metodología empleada durante la Fase de puesta en servicio de PAZ [1].

Los resultados de los análisis geométricos confirman la estabilidad del sistema observada hasta ahora, obteniendo precisiones en la localización del píxel inferiores a 0,5m. Por otro lado, pudimos analizar el efecto de la deriva continental sobre las coordenadas radar del reflector: en órbitas descendentes, la posición del reflector en la imagen, aparece más tarde de lo esperado en la dimensión azimut y más alejado en rango, mientras que, en órbitas ascendentes, ocurre lo contrario, los reflectores aparecen antes en azimut y en rango que lo esperado. Esto es derivado del desajuste que se produce al trabajar con diferentes sistemas de coordenadas: las coordenadas de los reflectores son medidas con GPS en RTK en el sistema ITRF2008 época 2005.0 mientras que el marco de referencia del satélite es IGb2014 (similar a ITRF2014 época 2010.0).

En cuanto a los análisis radiométricos, no siendo éste nuestro objetivo principal, derivado de las condiciones meteorológicas con rachas de viento de 100 km/h y acumulación de nieve sobre los reflectores durante las adquisiciones, preveíamos que los resultados no iban a ser los esperados, obteniendo unos valores de RCS de 1-2dBs por debajo de lo estimado. Se espera que, en futuras campañas se pueda mejorar el método de anclaje al suelo de los reflectores, para proporcionarles mayor estabilidad y así alcanzar los valores de radiometría detallado en la especificación de producto.

Por último, en relación a la interferometría radar, dado que esta técnica explota la diferencia de fase entre dos observaciones SAR complejas tomadas desde posiciones del sensor ligeramente diferentes para extraer información de la superficie de la tierra, el primer paso a realizar para cualquier proceso interferométrico es la selección de imágenes SAR adecuadas. Los criterios adoptados para dicha selección tienen un fuerte impacto en la calidad de los resultados finales y van a depender de la aplicación específica. Para este primer estudio, se presentan los criterios elegidos para la generación de un primer DEM preciso sobre la zona sur de Isla Decepción que pueda utilizarse como base para el estudio de movimientos del terreno y erosión costera [2]. Se han tenido en cuenta parámetros como la coherencia, la línea base temporal y la línea base perpendicular. Finalmente se realiza una primera validación del DEM obtenido, haciendo uso de las medidas GPS precisas de los reflectores instalados (Figura 2).

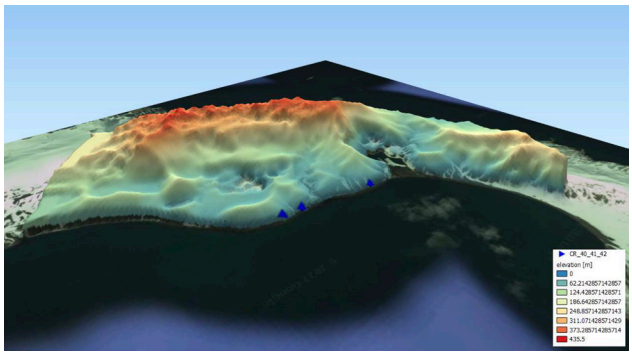


Figura 2 : Representación 3D del Modelo digital de elevación del terreno en el entorno de los reflectores. Isla Decepción.

Reconocimientos: Queremos agradecer el trabajo y apoyo realizado por nuestros colegas del IGN, de la ETS de Ingeniería de Minas y Energía de la UPM, del LABINGE, del Ejército de Tierra y del INTA

Bibliografía

[1] J.M. Cuerda, N. Casal, P. Cifuentes, J. Del Castillo, M. García, N. Gimeno, B. Gómez, A. López: PAZ Mission CALVAL Centre: External Calibration Activities. Proceedings of the Committee on Earth Observation Satellites Working Group on Calibration and Validation Synthetic Aperture Radar Subgroup (CEOSS) 2015.

[2] General Pourpose PAZ Call AO-001: "Monitorización de movimientos del terreno y de la línea de costa mediante imágenes SAR-PAZ en la isla decepción-Archipiélago Shetland del Sur, Antártida.

16U Cubesat EO Mission

Roberto Fabrizzi

SATLANTIS

URDANETA is a 16U CubeSat EO mission developed by SATLANTIS to offer high-resolution imagery, multispectrality (VNIR) and agility (> 1º/sec) enabling the monitoring of linear structures on ground like coastlines, country borders, rivers, oil & gas pipelines, electrical lines, high-speed train lines or motorways, that were poorly tracked with past technologies.

It is SATLANTIS' first end-to end solution, from flight segment to imagery service, scheduled for 1st June onboard a Falcon 9 Transporter 5 from Cape Canaveral Space Force Station, Florida, a rideshare flight to a LEO sun-synchronous orbit. The satellite will start providing data to customers in Autumn, after a calibration and validation period, with a so-called Gap-Filling commercial modality.

The platform was developed in collaboration with strategic partners, with the aim of establishing a new standard of small satellite Earth Observation missions, by offering: an unprecedented mass to resolution ratio, via the proprietary Ultra-High Precision (UHP) technique; multispectral capability without loss of resolution independently of the number of bands; and agility, the capability to continuously monitor linear structures on ground like coastlines and borders.

The heart of the mission is iSIM-90, a multispectral miniaturized high-resolution optical payload, entirely designed and developed by SATLANTIS, consisting of four key technologies: a binocular diffraction-limited optical system; a high-precision, robust and light structure; a set of innovative COTS detectors with 2D CMOS sensors; a high-performance and reconfigurable onboard processing unit.

The mission will rely on external Ground Station Network (GSN) providers for the ground-to- satellite and satellite-to-ground communications during LEOP, commissioning and nominal operation phases. Different alternatives have been thoroughly evaluated to select the most favourable antenna locations maximizing coverage and download times per orbit with the minimum number of locations, in order to commit with the satellite maximum allowable image acquisition volumes.

SATLANTIS will operate the satellite for a period of 4 years to cover several EO applications according to the specific needs including mapping, marine and coastal ecosystem monitoring, and border security, and environmental monitoring.

SATLANTIS will also develop the Data Hub, including (1) Processing Unit for the deployment and execution of the payload data processing pipeline, (2) the Data Cataloguing Interface to perform payload data search and requests, and (3) the Payload Data Processors.

This mission is built as part of the strategy of the company and will consolidate the second Building Block (BB2) of the SATLANTIS Business Model by demonstrating the capability of providing full solutions to the market. The mission will provide SATLANTIS the heritage and leadership in satellite Full Solutions that the Earth Observation market is requesting.

In this presentation, the technology, satellite and pre-launch activities will be presented, including LEOP and early commissioning phases of the mission and the overall ground segment and user segment will be defined.

Los HAPS (High Altitude Pseudo-Satellites) y su aplicación para la monitorización de infraestructuras críticas

[1]Luis Boada, [2]Carlos Romero

[1]Partner & CDO SmartHAPS (luis.boada@smarthaps.com)
[2]Partner & BDM SmartHAPS (carlos.romero@smarthaps.com)

Introducción: Los HAPS (High Altitude Pseudo-Satellites) son plataformas estratosféricas usadas para adquisición remota de información. Se trata de aeronaves que operan desde la estratosfera a alturas típicas de 20 Km. Este nivel de vuelo se caracteriza por estar muy por encima de las rutas de aviones comerciales y por tener unas condiciones ambientales estables, en particular se trata de una zona en la que los vientos en altura alcanzan un mínimo de actividad.

El problema: Las infraestructuras críticas se enfrentan a diferentes retos entre los que se encuentran los relacionados con la seguridad, el impacto medioambiental y la monitorización continua para detectar incidentes o situaciones no programadas.

Desde el punto de vista de seguridad, es necesaria una monitorización continua de las instalaciones, controlando accesos no autorizados, así como una adecuada vigilancia de la infraestructura, tanto en lo que se refiere a security como safety. En este último caso, nos encontramos a veces con situaciones de emergencia que requieren un conocimiento en tiempo real de la situación global de cara a tomar decisiones y asignar recursos. En lo que se refiere a aspectos medioambientales, la rápida localización y seguimiento de incidentes, constituye una necesidad acuciante de cara a una intervención inmediata para evitar el impacto en el medio. Disponer de información visual continua de las instalaciones para su óptima monitorización constituye una valiosa herramienta para los responsables de estas actividades.

Para hacer frente a esta problemática se propone el uso de HAPS (High Altitude Pseudo-Satellites).

Objetivo: El objetivo de un HAPS es mantener una posición quasi-estacionaria, lo que le permite una monitorización continua de una determinada área de interés (AOI). El tiempo de operación en vuelo está en el entorno de los 3-4 meses.

Por otra parte, pueden desplazarse en vuelo, lo que les permite modificar su AOI en función de las necesidades de operación. Asimismo, tienen la ventaja adicional de poder ser recuperados en tierra para labores de mantenimiento y mejora. Finalmente, se trata de aeronaves propulsadas por energía solar y motores eléctricos, por lo que tienen un bajo impacto medioambiental.

Todas estas cualidades hacen que un HAPS sea un elemento muy adecuado para ayudar a solucionar la problemática reseñada anteriormente ya que puede llevar instalados distintos instrumentos y sensores que permitan una observación continua día/noche del área de interés, así como sensores específicos para detección de diferentes tipos de elementos.

En efecto, permiten el seguimiento de procesos altamente dinámicos y su monitorización en tiempo real con una muy baja latencia, lo que posibilita la detección de pequeños cambios de forma inmediata.

Alternativas tecnológicas: Las alternativas a los HAPS son los drones y los satélites, pero, como se explica a continuación, los HAPS son aeronaves que complementan a las otras dos, ya que presentan ciertas ventajas que las hace muy competitivas.

Respecto a los drones, tienen la ventaja de que el tiempo de operación es mucho mayor y frente a los satélites, su principal ventaja es que su tiempo de revisita es nulo, es decir, están cubriendo permanentemente la misma zona mientras que para que un satélite pase de nuevo por una misma zona hay que esperar cierto tiempo. Además, la resolución de los sensores es mucho mayor que en un satélite debido a su proximidad a la superficie terrestre, ya que la altura típica de un satélite es 600- 700 Km.

En definitiva, la solución ideal de cara a la monitorización sería una combinación de los 3 tipos de plataformas: drones, HAPS y satélites.

Tipologías: Desde un punto de vista técnico, existen dos conceptos de HAPS:

Mas pesados que el aire o de ala fija: se trata de aviones convencionales, pero con un diseño especifico, tipo planeador con alas de gran alargamiento, que les permite largos periodos de vuelo, típicamente semanas.

Mas ligeros que el aire: son soluciones que usan dirigibles y obtienen la sustentación necesaria para el vuelo gracias a un volumen de Helio, lo que les permite periodos de vuelo mucho más largos que los anteriores, en el entorno de varios meses.

El desarrollo y operación de este tipo de aeronaves se enfrente a diversos retos tecnológicos derivados de las condiciones extremas

de vuelo que se producen en la estratosfera, caracterizadas por grandes variaciones de temperatura (desde +50ºC hasta -40ºC) así como una baja densidad del aire.

Solución propuesta: La solución que se propone desde la empresa SmartHAPS está basada en dirigibles y su componente vuelo consta de un globo y una plataforma de equipos.

Figura 1: Representación artística (Fuente: SmartHAPS)

El globo se fabrica en materiales orgánicos avanzados con características especiales relativas a su temperatura de operación y a su capacidad para retener gases. Este globo actúa de envolvente del volumen de Helio que se encarga de proporcionar la sustentación requerida. La altura se controla mediante el inflado/desinflado de unos elementos internos llamados ballonets que se rellenan de aire a voluntad durante el vuelo.

La plataforma va unida al globo y contiene todos los equipos electrónicos que permiten la operación del HAPS. A su vez, consta de dos partes:

Subsistemas que proporcionan los recursos necesarios a los sensores en los siguientes términos:

- Subsistema estructural: alojamiento físico y protección.
- Subsistema de potencia: suministra la potencia eléctrica necesaria mediante la adquisición de energía con paneles solares y su posterior acondicionamiento y distribución a los diferentes equipos.
- Subsistema de control de actitud: sensores y actuadores, incluyendo motores eléctricos, para conocer la posición y actitud de la aeronave y permitir la modificación de la misma.
- Subsistema térmico: permite un control adecuado del entorno térmico permitiendo la operación en cualquier situación de vuelo.
- Subsistema de manejo de datos: lo constituye el computador embarcado, el software y los cableados que enlazan las diferentes unidades.
- Subsistema de comunicaciones: permite el enlace con la estación de control en tierra y está formado por transponders y antenas.

Cargas de pago: son los sensores que permiten la adquisición de información. Se trata de cámaras EO/IR para proporcionar imagen día/noche en el rango visible e infrarrojo y sensores que trabajan en determinadas bandas del espectro para la localización de gases de interés.

Además de la componente vuelo, el sistema requiere de una estación de control en tierra que permite enviar telecomandos de operación y recibir las telemetrías del estado de salud de la plataforma y los datos e imágenes adquiridas por los sensores.

Soluciones intermedias: Durante el desarrollo de soluciones finales de HAPS se plantea que el desarrollo de algunas soluciones intermedias, destinadas a validar tecnologías, puedan tener aplicaciones concretas. En e este sentido, smartHAPS está trabajando en dos líneas paralelas: Por un lado, el lanzamiento de globos estratosféricos, que permiten validar cargas útiles en la estratosfera, recibiendo telemetrías de las mismas mediante un enlace radio con la estación de control. La trayectoria de los vuelos se puede programar mediante simulaciones y dependerá en gran medida de las condiciones meteorológicas. La empresa tiene experiencia probada en lanzamiento y operación de globos estratosféricos y está participando junto a la Universidad de Córdoba en campañas de vuelos aplicadas a monitorización agrícola. La otra línea de aplicación se basa en el uso de dirigibles cautivos que pueden elevar cargas de hasta 10 kg a una altura típica de 200 metros sobre el terreno. Se está trabajando con tamaños de dirigibles entre 6 y 8 metros de largo y que se mantienen en todo momento anclados a tierra enviando la información adquirida por los sensores de a bordo a la estación de control mediante un enlace radio. Se están usando cámaras ópticas que permiten validar la idoneidad de esta solución para aplicaciones relacionadas con la vigilancia desde el aire.

Conclusiones: El propósito de SmartHAPS es el desarrollo de HAPS para realizar operaciones de monitorización en infraestructuras críticas. Para ello, está trabajando en realizar estudios de las necesidades de usuario continuando con el desarrollo de pruebas de concepto, para las cuales en algunos casos se podrá hacer uso de los productos intermedios en desarrollo, ya sean para la validación de cargas de pago en la estratosfera o para llevar a cabo la demostración de operación en entornos reales utilizando dirigibles cautivos operados a baja altura, adquiriendo imágenes de la zona de interés.

Multiband downlink systems and datalinks for future communications paradigm

V. Sánchez[1], J. A. Gómez[1], O. Vallés[1], A. Giménez[1], S. Ávalos[1], O. Cuñado[1], M- Vírseda.

[1]SENER Aeroespacial S.A. Severo Ochoa 4, 28760 Tres Cantos (Madrid) victor.sanchez@aeroespacial.sener

Introducción: Institutional and private European Space actors have contributed to create an important and growing Earth Observation (EO) sector. EO market is nowadays undertaking a rapid transformation towards large constellations and the use of next generation sensors and advanced payload.

The increment in the number of satellites to manage, the data volume to handle within the applicability in the next future, together with the current congestion of the commonly allocated spectrum, are pushing to find frequency band alternatives and the use of new technologies to support higher data rates. In that context there is a trend encouraging the use of the 26 GHz spectrum (25500-27000 MHz) for payload data transmission in LEO missions. This shift to this band will provide 4 times more available bandwidth. However, for its optimal use, especially at very low elevation angles, there is a need for highly directive (thus steerable) antennas and advanced coding and modulations schemes to cope with the highly variable atmospheric attenuation.

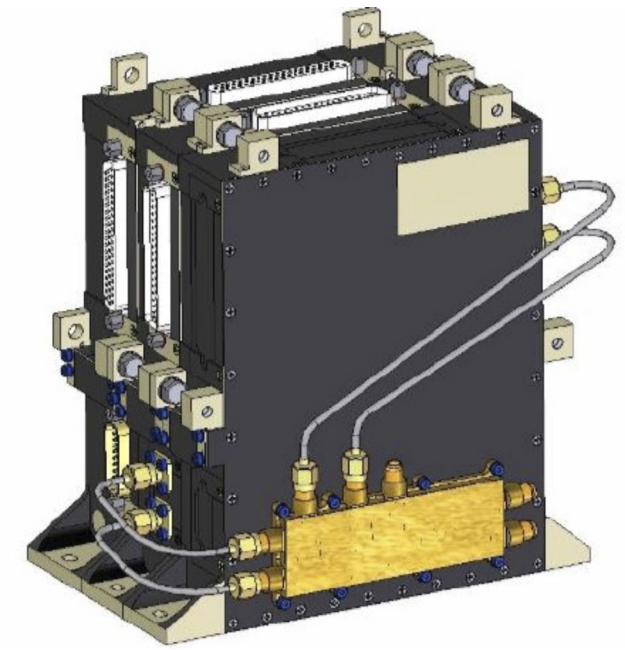


Figure 1: EODDL Payload Data Transmitter (PDT)

EODDL System's Architecture: SENER Aeroespacial is developing a full X and K-band EO Data Downlink System (EO-DDL). It is a reconfigurable, robust high throughput downlink system targeting data rates higher than 2.6 Gbps per channel, including the integration of a compact and steerable dual-band antenna to operate in single or both X and K band, allowing the contact with the majority of the current and future GS.

So, two main on-board sub-systems are identified:

Payload Data Transmitter (PDT), able to adapt the coding and modulation schemes as well as the output frequency. It includes the High-speed Baseband Modulator, implementing several coding and modulation schemes, and the RF Front End, using latest GaN technology for Solid State Power Amplifiers (SSPA).

Dual Band Steerable Antenna (DBSA) assembly, with the proper combination of dual-band units, pointing mechanism and electronics. Single band solutions are also available

System's Key Features: The SENER's EO-DDL key features and functionalities are:

Reconfigurable: to manage different frequency bands, different bandwidths and several Coding & Modulation schemes. It maximizes the number of applications and available GS to link towards as well as the data throughput during a contact.

High speed: to transmit data at high speed to the Ground.

Availability and robustness: ensuring high-speed data transmission from low elevation angles, independently of the GS location and weather conditions.

Compactness: compact design that allows its implementation in different kind of missions, including small spacecraft's.

Scalability: integrating a PDT and a TTC transceiver in a single unit operating in K- and/or X-band respectively in a future development.

The main driver requirements for this sub-system are:

Dual band operation.

Configurable maximum symbol rate (up to 275 Mbaud in X-band; up to 500 Mbauds in K-band, extended to 1 Gbaud in the following evolution).

Input data rates up to 1.4 Gbps in X-band and 2.7 Gbps in K-band.

Support ACM/VCM operations.

Encode payload data as per CCSDS 131.2-B-1 standard (27 MODCODs supported).

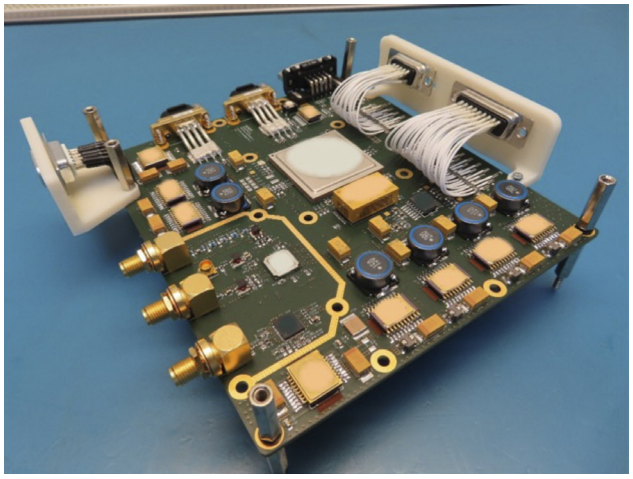


Figure 2: EODDL High Speed Baseband Modulator (BBMod)

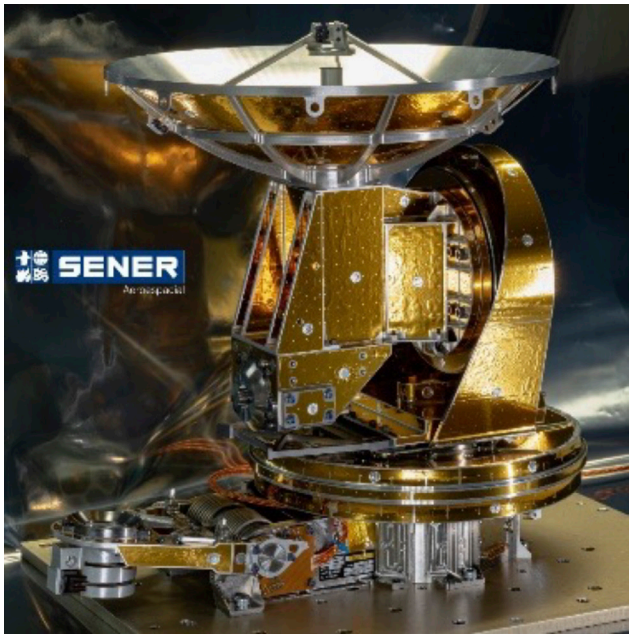


Figure 3: Dual-Band Steerable Antenna (DBSA)

SENER Aeroespacial is able to produce a complete End-to-End product which makes the difference and suppose great advantages for the final customers, with a single company developing the whole chain, from the signal processing coding to the radiofrequency assembly.

El futuro de la navegación aérea de precisión

P. Callejo[1], A. Bodero

[1]ENAIRE (pcallejo@enaire.es),
[2]ENAIRE (abodero@enaire.es).

Introducción: La navegación aérea se define como el proceso de determinar la posición geográfica de una aeronave y de mantener su dirección deseada con respecto a la superficie de la tierra. Existen tres tipos fundamentales: la navegación visual, la navegación a estima y la navegación por instrumentos.

Por otro lado, la navegación de precisión es la habilidad de los vehículos y operadores para conocer, de manera continua, su posición absoluta y relativa en el espacio 3D con alta exactitud, repetibilidad y confianza. Al mismo tiempo, los datos de posición precisa deben estar disponibles de manera rápida, costo-eficiente y no limitados por la geografía, en aras de una operación eficiente y segura.

Así, el concepto de precisión en la navegación aérea tiene que ver con la capacidad de una aeronave para navegar el espacio aéreo dentro de unos parámetros de exactitud, repetibilidad y confianza (integridad) elevados y previamente fijados.

Mientras que la navegación de precisión está presente actualmente en multitud de aplicaciones e industrias recientes – vehículos autónomos, agricultura inteligente, construcción, topografía – en el campo de la aviación este concepto lleva varias décadas en aplicación para determinadas fases del vuelo.

Sin embargo, es en los últimos años en que la navegación aérea de precisión basada en satélite se ha hecho presente en la navegación aérea. Su naturaleza digital proporciona una rápida disponibilidad y difusión de los datos de posición a escala local, regional e incluso mundial; su alta exactitud y repetibilidad permiten trayectorias de navegación avanzadas, optimizando la capacidad del espacio aéreo mientras se mantienen los niveles de seguridad; y su tecnología de última generación se concibe atendiendo a requisitos de coste-eficiencia y sostenibilidad ambiental.

El papel de los satélites en la navegación aérea: Los sistemas globales de navegación aérea soportan todas las especificaciones de navegación, o requisitos, del concepto PBN o Navegación Basada en Prestaciones. Pero ¿en qué consiste el concepto PBN?

Este concepto representa el cambio de la navegación instrumental basada en el sensor, a la navegación basada en las prestaciones de los instrumentos [1]. Las prestaciones se expresan en términos de exactitud, integridad, continuidad y disponibilidad. Este cambio de concepto permite el método denominado "navegación de área" frente a la "navegación convencional".

En la navegación convencional, las aeronaves operan siguiendo las posiciones de las radioayudas situadas en tierra para definir su trayectoria. El método de navegación de área permite la operación en cualquier trayectoria deseada, dentro de la cobertura de las ayudas para la navegación, pero sin necesidad de estar determinada por las ayudas terrestres [1]. Si elevamos la exigencia a las prestaciones requeridas, podemos optimizar la navegación de área y, con ello, optimizar el uso del espacio aéreo.

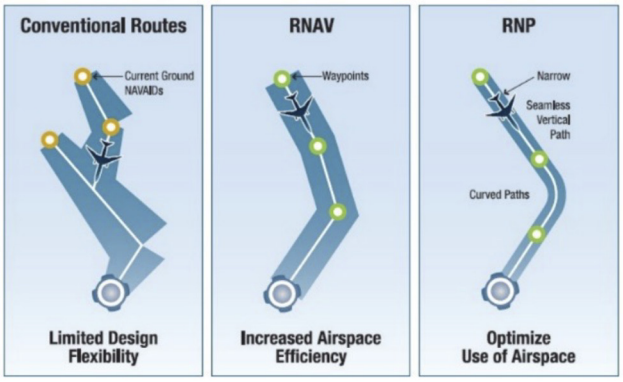


Figura 1: Navegación convencional frente a navegación de área (RNAV) y navegación de área optimizada incluyendo monitorización y alerta a bordo (RNP) (Fuente: OACI)

La aplicación de los sistemas globales de navegación por satélite a la navegación aérea permite disponer de una posición de precisión en 3D y una posición de alta precisión en 2D en un área no restringida por la disposición de las radioayudas terrestres, habilitando la optimización de la navegación de área y permitiendo las mejoras asociadas a su implementación.

Los conceptos y métodos expuestos son aplicables a todas las fases del vuelo, y los sistemas de navegación global por satélite actualmente están en uso en todas ellas:

No obstante, las constelaciones de satélites actuales, por sí solas, no pueden dar respuesta a los requisitos de prestaciones necesarios en navegación aérea, especialmente en lo que respecta a la integridad. Es por esto que se crean los "sistemas de aumentación". Estos sistemas complementan las constelaciones principales de satélites, aumentando las prestaciones para la navegación y permitiendo su uso en todas las fases de vuelo [2].

En este trabajo, se describirán los tres tipos de sistemas de aumentación en uso en aviación: ABAS, aumentación basada en la

aeronave; SBAS, aumentación basada en satélite; y GBAS, aumentación basada en tierra. De ellos, nos detendremos especialmente en los sistemas de alta precisión que dan servicio a las fases críticas de aproximación y aterrizaje (SBAS y GBAS). Describiremos sus capacidades actuales y el estado de implantación de las operaciones basadas en SBAS y GBAS en Europa. Asimismo, se avanzarán las capacidades esperadas en un futuro cercano y los desarrollos actualmente en curso en proyectos de colaboración internacional.

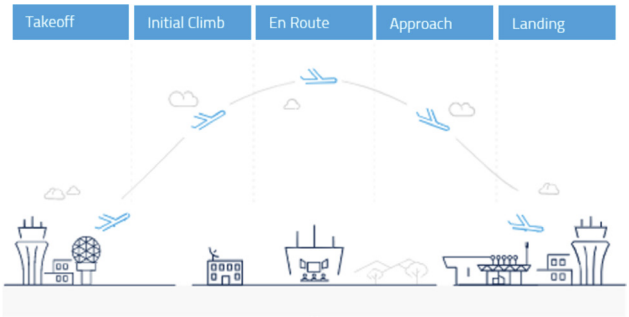


Figura 2: Fases de vuelo (Fuente: ENAIRE)

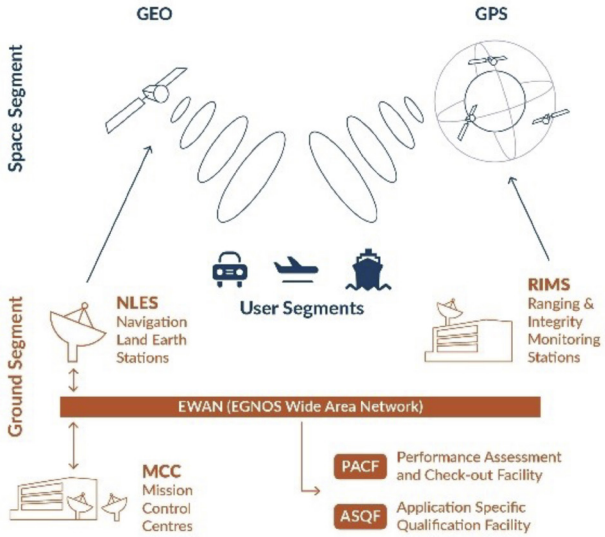


Figura 3: EGNOS, el sistema SBAS europeo (Fuente: EUSPA)

En este marco, ENAIRE es pionero en la implementación de operaciones basadas en navegación por satélite y proveedor certificado de servicio GBAS. Al mismo tiempo, participa activamente en diversos proyectos de ámbito europeo, en pro del desarrollo de la tecnología satelital y la optimización de las operaciones aéreas,- mediante la explotación de estos sistemas.

Figura 4: Antena receptora de señal de satélite. Sistema GBAS del aeropuerto de Málaga-Costa del Sol. (Fuente: ENAIRE)

Bibliografía

[1] OACI, *Manual de navegación basada en la performance (PBN)*.
[2] OACI, *Anexo 10, Telecomunicaciones aeronáuticas Vol. I Radioayudas para la navegación.*

Estrategia de ENAIRE para la gestión del tráfico espacial (STM) y las operaciones a gran altitud (HAO)

Xavier Benavent Navarro

Director Operaciones ENAIRE. xbenavent@enaire.es

Presentación de los principales retos para la gestión del tráfico espacial (STM: Space Traffic Management) y las operaciones a gran altitud (HAO: High Altitud Operations), las iniciativas impulsadas hasta la fecha y los principales aspectos de la estrategia de ENAIRE como actor fundamental y responsable de la navegación aérea en España.

Es ya una realidad el crecimiento continuado de operaciones aéreas a gran altitud, tanto en los niveles inmediatamente superiores a los usados por la aviación comercial, como en el espacio exterior, considerado comúnmente como más allá de los 100Km de altitud. Todas estas operaciones introducen nuevos retos para el sector aéreo, pues se realizan tanto a velocidades supersónicas, como en posiciones geoestacionarias o muy lentas, teniendo que cruzar, una o varias veces, la capa de altitudes utilizada por la aviación comercial y afectándola de manera significativa.

Es fundamental impulsar el adecuado desarrollo normativo que regule la interacción de estas operaciones con las ya existentes, de manera que permita el progreso ineludible de la industria aérea y aeroespacial, manteniendo a la vez los actuales estándares de seguridad.

Desde ENAIRE se están impulsando y liderando varias iniciativas que permitan cumplir con todo lo indicado y que, de manera coordinada con todos los desarrollos en el ámbito europeo, posicionen a España como país puntero en este nuevo sector.

La estrategia establecida por ENAIRE se basa en los siguientes cuatro ejes principales, cubriendo todos las áreas de interés:

- Grupos y Organismos, tanto nacionales como internacionales.
- Desarrollo conjunto bajo el marco del MITMA.
- Impulso de la estrategia en el ámbito europeo a través de los principales Grupos de EUROCONTROL.
- Integración de sistemas y nuevas necesidades tecnológicas.

Testbeds para la nueva generación de sistemas SBAS. El caso de Australia y Nueva Zelanda

Julián Barrios[1], José Gabriel Pericacho[1], Victor Manuel Esteban[1], Guillermo Tobías[1]

[1]GMV (jbarrios@gmv.com)

Los sistemas SBAS (*Satellite Based Augmentation Systems*) proporcionan servicios seguros de navegación para la aviación civil para servicios hasta LPV-200. Los sistemas SBAS L1 actuales mejoran la precisión e integridad de los usuarios en regiones específicas a través de la generación de información referida a los satélites GPS y la ionosfera. El principal valor de los servicios SBAS respecto a otras tecnologías GNSS es que ofrece información de integridad. Esta capa de integridad permite a los pilotos tener un conocimiento certero acerca de cuál es el error máximo que tiene su posición. Esto permite decidir cuáles de los procedimientos de aproximación disponibles pueden ejecutarse o no.

La base fundamental de un sistema de aumentación SBAS es el uso de las observaciones adquiridas por un conjunto de estaciones de referencia. La posición de estas estaciones de referencia se conoce con una precisión de cm, lo que permite utilizar las mediciones de la estación para estimar y calcular los errores y la distorsión producidos en los elementos comunes de la ruta de transmisión del GNSS. La información calculada se transmite al usuario a través de la señal GEO. Es la aplicación de estas correcciones la que permite al usuario SBAS eliminar los errores asociados con sus cálculos GPS y evaluar el error de su propia posición.

Los sistemas SBAS que ya están en Operación son: WAAS, en Estados Unidos, EGNOS, en Europa, GAGAN, en India, y MSAS, en Japón. Además, otras regiones están actualmente realizando actividades para el futuro despliegue de este tipo: SouthPAN, en Australia y Nueva Zelanda, BDSBAS, en China, KASS, en Corea, SCDM en Rusia, y ASECNA, en África.

En este momento, el desarrollo y establecimiento de los sistemas SBAS regionales se encuentra en un punto de inflexión. Esta transición está motivada por varios elementos. En primer lugar, los desafíos que presenta la extensión de los servicios tradicionales L1 SBAS a nuevas áreas regionales. La ampliación de la cobertura L1 SBAS implica, en muchas ocasiones, el despliegue de nuevas infraestructuras, la adecuación de los procedimientos de navegación civil, y el abordaje de nuevos retos, como la monitorización de la ionosfera en zonas no cubiertas anteriormente para la aviación civil.

En segundo lugar, los sistemas SBAS se están actualizando para utilizar las nuevas capacidades GNSS desplegadas en los últimos años. Un ejemplo sería el uso de costelaciones como Galileo, GLONASS o Beidou, además de GPS. Otro ejemplo es el uso de las nuevas frecuencias reservadas para los servicios de radionavegación aeronáutica, tales como la L5. Estas frecuencias permitirán el establecimiento de servicios basados en receptores de doble-frecuencia que pueden eliminar la contribución de ionosfera usando los observables iono-free. En este sentido, la nueva generación de SBAS DFMC (*Dual-Frequency Multi-Constellation*) permitirá afianzar la robustez de los servicios SBAS. El proceso de estandardización de este estos nuevos servicios está en una fase avanzada a través de los estándares iniciales por EUROCAE/RTCA y la documentación de la OACI.

En tercer lugar, los sistemas SBAS están explorando intensamente sinergias con otros servicios basados en GNSS. La principal motivación es aprovechar la oportunidad que generan las señales actualmente disponibles, pero también mejorar la relación coste-beneficio de futuras evoluciones o la generación de nuevos servicios. Por un lado, la señal SBAS, originariamente pensada para la aviación civil, podría usarse de manera eficiente en una gama más amplia de comunidades para ofrecer servicios de navegación mejorados en los entornos marítimos, viales, ferroviarios, mineros y otros. Por otro lado, las infraestructuras SBAS podrían usarse junto con otros sistemas para compartir los costos de infraestructura, monitorización y operación. En este sentido, la oportunidad más significativa es la generación, junto con las señales SBAS, de servicios de Alta Precisión que soportan el uso de algoritmos PPP por parte de los usuarios. Estas soluciones permiten obtener precisiones de unos pocos decímetros.

Es en este contexto de modernización de los sistemas SBAS en el que GMV ha participado en diversas iniciativas que buscaban la demonstración de servicios SBAS clásicos en nuevas regiones o la prueba de los futuros servicios. A través del conjunto de herramientas desarrolladas por GMV, y en colaboración con otras empresas e instituciones, se han desarrollado diversos Tesbeds que incluían la transmisión de señales de prueba a través de satélites geoestacionarios:

El Testbed SBAS de Sudáfrica realizó transmisiones SBAS L1 entre 2015 y 2016.

El Testbed SBAS y PPP de Australia y Nueva Zelanda realizó transmisiones de servicios SBAS L1, SBAS DFMC y PPP entre 2017 y 2020. Los servicios estuvieron disponibles en todo el Pacífico sur.

El Testbed SBAS del Reino Unido ha realizado transmisiones SBAS L1 en la primera mitad de 2022.

El caso del Testbed de Australia y Nueva Zelanda es paradigmático, debido a que exploró un mayor número de servicios. El sistema fue promovido por Geoscience Australia, e implementado combinando las soluciones y tecnologías de Lockheed Martin, Inmarsat y GMV.

Como elementos clave de su infraestructura, GMV desplegó sus sistemas magicSBAS, dedicado al cálculo del mensaje SBAS, magicPPP, dedicado al cálculo de correcciones High Accuracy, y magicCSS dedicado al control de la señal en términos de sincronización, frecuencia e interoperabilidad con otros sistemas. Además, GMV despliega sus sistemas de monitorización y evaluación de prestaciones.

Como parte de la presentación, describiremos la arquitectura del Testbed SBAS y PPP de Australia y de Nueva Zelanda. También presentaremos las prestaciones alcanzadas por los servicios. Estos resultados muestran el valor añadido que ofrecen esta clase de sistemas dentro de las infraestructuras de navegación de países u organizaciones territoriales. Así mismo, es uno de los ejemplos las capacidades tecnológicas de GMV en el marco de los sistemas de navegación.

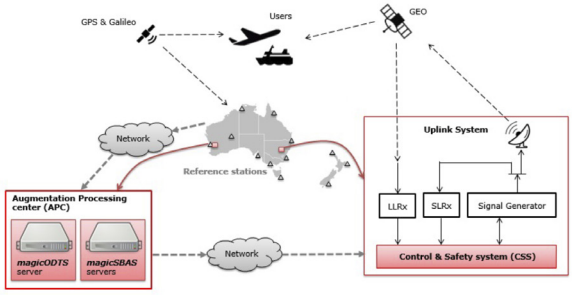


Figura 1: Arquitectura del Testbed

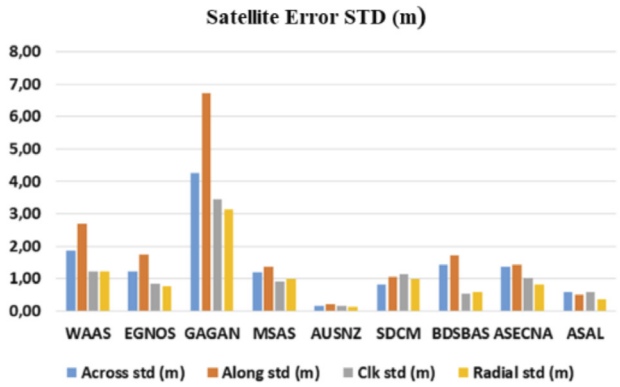


Figura 2: STD para errores de Satélite de distintos SBAS

Figura 3: Dispositivo MagicGNSS User Terminal

Figura 4: Estación de Uplink del SBAS de Australia y Nueva Zelanda

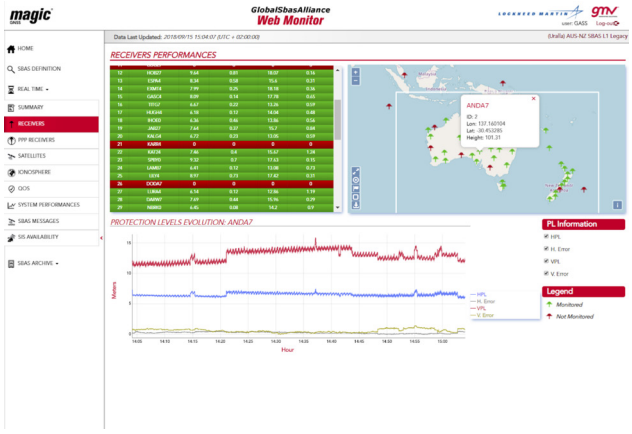


Figura 5: Panel de Monitorización

Figura 6: Panel de Control del Testbed de Australia y Nueva Zelanda

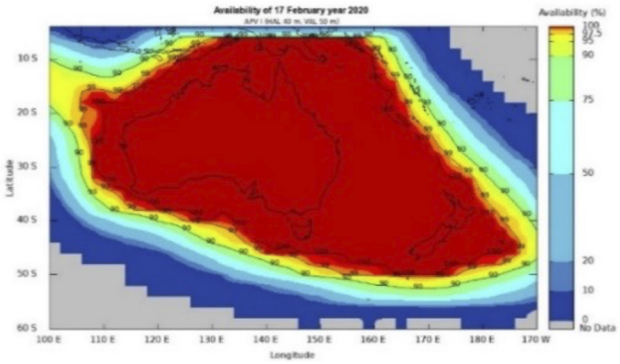


Figura 7: Disponibilidad APV-I para 17 de Febrero 2020

GALILEO como facilitador de las operaciones de sistemas no tripulados

Agüera Requena, Pablo; Calvente Plaza, Juan José; Marquez Jiménez, Rafael Eduardo (rmarquez@aertecsolutions.com)

En los últimos años se han desarrollado una serie de esfuerzos de regulación y estandarización, relacionados con los requisitos de los sistemas global de navegación por satélite, conocidos como GNSS, para las operaciones de drones. Por ejemplo el grupo de trabajo EUROCAE WG-105 SG-62 / GNSS for Unmanned Aircraft Systems está impulsando con fuerza la definición de unos requisitos mínimos para los servicios GNSS en operaciones de Categoría Específica según el concepto definido por EASA. Estos esfuerzos dan una idea de la importancia que tiene GNSS en la obtención de un rendimiento de navegación seguro, robusto y preciso para drones. En esa misma línea, el proyecto SESAR Concept of Operations foR european UTM Systems (CORUS) estableció hace un par de años los requisitos de navegación para algunos tipos de operaciones de UAS con la participación de más de 100 expertos y en cooperación con más de 70 organizaciones e instituciones relacionadas con el U-Space.

El proyecto GEODESY*, liderado por AERTEC como parte de un consorcio integrado también por la empresa PILDO-LABS y los centros tecnológicos CATEC y CTTC, está cofinanciado por la EUSPA (Agencia Europea para el Desarrollo del Programa Espacial) bajo la convocatoria Fundamental Elements y se enmarca también dentro de la Categoría Específica EASA de operaciones de drones considerando rutas VLL (muy baja altitud) dentro de un entorno U-Space en lo que respecta a sus propiedades de posicionamiento como geofencing, geocaging y ATOL (despegue y aterrizaje automático) ya que es el ámbito que presenta un mayor potencial de crecimiento industrial según todos los expertos. En este tipo de rutas VLL, la separación es el concepto clave para mantener las aeronaves a una distancia mínima entre sí para reducir el riesgo de colisión entre ellas. En espacio aéreo no controlado la separación mínima se mantiene mediante reglas de procedimiento y conciencia situacional y las distancias mínimas para separación segura de aeronaves dependen actualmente de la precisión que ofrece el sistema de navegación utilizado que puede describirse como una función definida en términos de precisión, integridad y disponibilidad. Por supuesto, las condiciones climáticas también deben tenerse en cuenta al definir la separación mínima requerida entre dos vehículos aéreos ya que lógicamente no es lo mismo volar en un día despejado con mucha visibilidad que en uno lluvioso y con viento moderado.

Dentro de este ámbito de separación segura, GNSS proporciona actualmente un valor añadido muy relevante a la navegación y al posicionamiento de drones lo que permite realizar operaciones complejas basadas únicamente en infraestructura satelital pero en un futuro muy próximo se prevén operaciones en escenarios cambiantes dentro de entornos urbanos o semiurbanos donde la percepción de la señal GNSS podría verse afectada por la reducción de la visibilidad del satélite debido a los edificios y otros obstáculos artificiales que pueden bloquear las señales directas y dificultar el uso de GNSS de los drones para fines de navegación.

El uso de una solución de navegación basada en múltiples constelaciones y frecuencias podría ayudar a mitigar tales riesgos, permitiendo al receptor combinar señales de diferentes constelaciones como Galileo, GPS, GLONASS o BeiDou que, además de proporcionar mayor posibilidad de redundancia, se traduciría en un mayor número de satélites disponibles para su uso. En particular, el objetivo del proyecto GEODESY se ha dirigido hacia la validación operacional en entorno controlado de un receptor GNSS de múltiples constelaciones y doble frecuencia embarcado en un sistema pilotado remotamente o RPAS. El proyecto también se enfoca en el valor añadido que el uso de Galileo y sus características técnicas pueden proporcionar a la operación de los drones, destacando las características de integridad, autenticación y confiabilidad que brindan el mecanismo de autenticación OS-NMA y el sistema de aumentación EGNOS.

Durante el año 2022 y principios de 2023 se desarrollarán estas funcionalidades para realizar finamente operaciones reales en vuelo tanto en línea de vista como fuera de línea de vista con multicópteros y un sistema TARSIS de ala fija volando simultáneamente. La operación partirá de un estudio inicial de seguridad de las operaciones de Categoría Específica según la metodología SORA (Análisis de Riesgo de Operaciones Específicas) desarrollada por la asociación de autoridades aeronáuticas JARUS emulando una operación de un gran vehículo remotamente pilotado para transporte, de mercancías o personas, volando en un escenario donde varios multicópteros pueden estar realizando otras misiones al mismo tiempo.

Este escenario es sin duda uno de los más importantes previstos en el futuro por SESAR y el más relevante según una industria de movilidad aérea urbana que avanza rápidamente en el ámbito técnico pero que necesita de este tipo de proyectos para validar la seguridad operacional de sus propuestas tecnológicas

* GEODESY Project (GSA/GRANT/07/2019) is co-funded by EUSPA, the European Union Agency for the Space Programme".

Módulo GR740 PCM: módulo de procesamiento de nueva generación para la misión PILOT

Alfonso Gonzalo Palomo

Airbus Crisa, (+34) 918 068 708, alfonso.gonzalo@airbus.com

Introducción: Airbus Crisa (Tres Cantos – España) está desarrollando el módulo de procesamiento de nueva generación que será la base para los futuros controladores de carga útil: el módulo GR740 PCM (*Payload Controller Module*). La primera misión que utilice el GR740 PCM será la unidad de procesamiento de aterrizaje (LPU) del subsistema PILOT (*Precise and Intelligent Landing using On-board Technologies*), donde el módulo proporcionará la potencia de procesamiento para realizar navegación visual y control de riesgos durante las fases de aproximación y aterrizaje de un módulo de exploración lunar.

PILOT es un conjunto de tecnologías de navegación avanzadas para aplicaciones de aterrizaje basado en procesamiento intensivo de imágenes que está siendo desarrollado por la Agencia Espacial Europea.

En el marco del subsistema PILOT, Airbus Crisa está desarrollando la Unidad de Procesamiento de Aterrizaje (LPU), que es la unidad de control principal. La LPU implementa las funciones de navegación y control de riesgos de PILOT, así como las interfaces con la unidad LIDAR, las unidades ópticas, los otros sensores del módulo de aterrizaje y la computadora de a bordo de la plataforma.

El módulo de procesamiento principal de la LPU se denomina módulo controlador de carga útil GR740 (GR740 PCM). Este módulo está destinado a ser desarrollado como un controlador de sistema genérico alineado con el estándar c-PCI *Serial-for-Space* (PICMG CPCI-S.1) con factor de forma 6U que actualmente está siendo promovido por la iniciativa ADHA liderado por la ESA y el concepto Unified Avionics de Airbus Defence and Space.

Descripción general de la misión PILOT y la unidad LPU: PILOT es un conjunto de tecnologías de aterrizaje avanzadas (hardware y software), que permiten el acceso global a la superficie lunar, de forma precisa y segura. Realiza las funciones de navegación visual y control de riesgos de manera autónoma a bordo de la nave espacial. El subsistema PILOT consta de varios sensores (2 cámaras en visible y un LIDAR de imágenes en 3D) y una unidad de procesamiento y control de aterrizaje de alto rendimiento. El sistema proporciona en tiempo real:

Datos de navegación precisos a lo largo de la trayectoria de descenso y aterrizaje basados en técnicas de navegación relativa y absoluta.

Información del lugar de aterrizaje durante los últimos minutos antes del aterrizaje, para realizar un reposicionamiento en caso necesario.

La siguiente figura muestra un diagrama de bloques con los componentes hardware de PILOT y las interfaces internas y externas

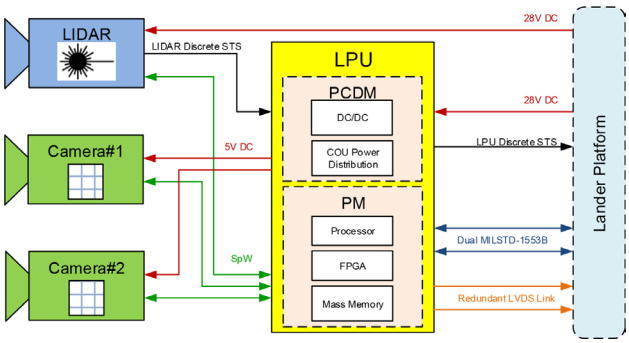


Figura 1 Componentes e interfaces del instrumento PILOT

La arquitectura eléctrica del PILOT LPU consiste en una unidad autónoma sin redundancia compuesta por 2 módulos conectadas a una tarjeta madre y ensambladas en una misma carcasa mecánica.

1 x Módulo de Procesamiento (el GR740 PCM): incluye todos los recursos de procesamiento de la LPU, las interfaces C&C con la plataforma lunar y con el equipo del instrumento PILOT y el banco de memoria masiva de almacenamiento.

1 x Módulo de distribución y acondicionamiento de potencia (PCDM): proporciona los recursos de potencia necesarios para el uso interno de la unidad (convertidor DC/DC de servicio) y la distribucion de alimentaciones para las cámaras (COU#1 y COU#2). Además, este módulo implementa las interfaces discretas HKTM con el LIDAR y la Plataforma.

La modularidad del PILOT LPU y las interfaces con el equipo del instrumento y la plataforma se sintetizan en la siguiente figura:

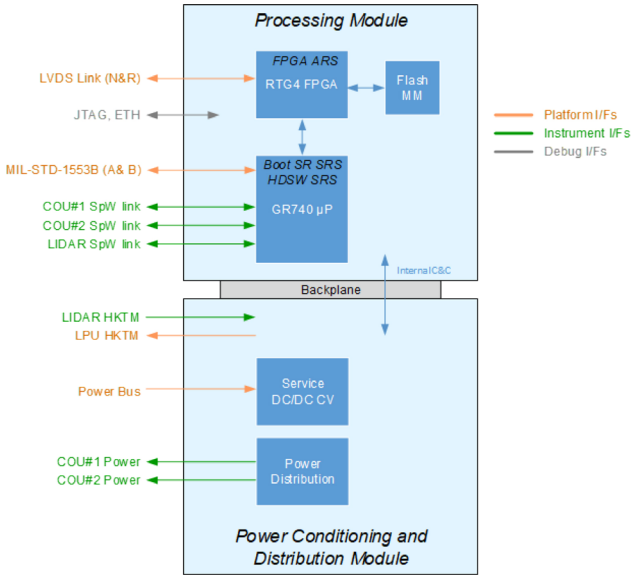
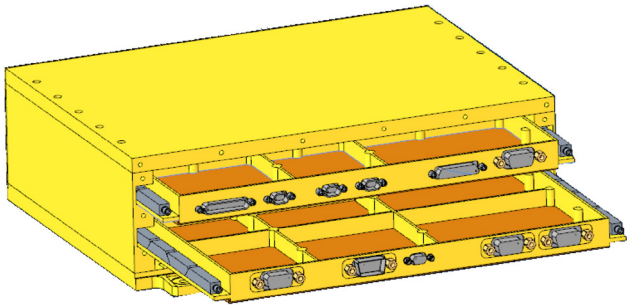


Figura 2 Componentes e interfaces de la unidad LPU

La mecánica de la unidad sigue un concepto tipo rack, según se define en el estándar ADHA de ESA, con los módulos conectados horizontalmente a una tarjeta madre en el fondo de la unidad por medio de guías térmicas.

El tamaño del módulo es estándar de 6U con un paso normalizado de 5HP (25,4 mm).



© Computadoras, Redes e Ingeniería, SAU (CRISA) 2022

Figura 3 Concepto mecánico de la unidad LPU

Descripción del módulo GR740 PCM: El módulo GR740 PCM está concebido como un módulo de control de carga útil genérico. Este módulo encaja en una arquitectura de unidad de controlador de carga útil modular, que está compuesta por una combinación de módulos genéricos y específicos de la aplicación. Esta placa implementa la funcionalidad del controlador del sistema en la unidad estándar ADHA con la capacidad de controlar hasta 4 periféricos de alta velocidad.

El GR740 PCM se basa en el procesador SoC multi-núcleo de alto rendimiento GR740 desarrollado por Cobham Gaisler y la FPGA reprogramable RTG4 de Microchip que permiten proporcionar la máxima flexibilidad al producto.

El diagrama de bloques del módulo PCM GR740 genérico se muestra en la siguiente figura.

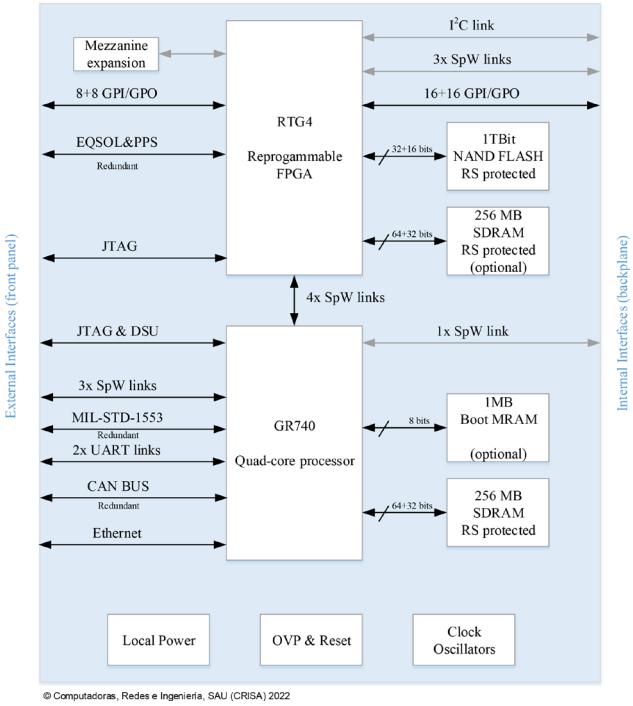


Figura 4 Diagrama de bloques del módulo GR740 PCM

- El PCM genérico GR740 incluye las siguientes funcionalidades:
- Microprocesador GR740 de Cobham Gaisler. Es un dispositivo *System-On-Chip* de grado espacial que incluye un procesador LEON-4FT de cuatro núcleos (SPARC V8) tolerante a fallo capaz de operar con un reloj de sistema de 50 MHz y brinda una capacidad de procesamiento agregado de más de 1700 MIPS. Incorpora los controladores de enlaces de comunicación como bus MIL-STD-1553 (configurable como Controlador de Bus o Terminal Remoto), bus CAN (configurable como terminal maestro del bus o esclavo), enrutador SpaceWire de 8 puertos, 2 controladores MAC Ethernet y controladores de memoria entre otras funciones (temporizadores, interfaces de depuración basadas en JTAG, etc.).
- El GR740 PCM incluye un FPGA reprogramable basado en Flash: la RTG4 de Microsemi. Este dispositivo proporciona una gran capacidad para aplicaciones personalizadas debido a sus recursos disponibles.
- Múltiples canales de comunicaciones para tareas de monitorización y control, tanto externos disponibles en el panel frontal (buses redundantes MIL-STD-1553 y CAN, 3 enlaces SpaceWire, interface Ethernet de 100Mbps, enlaces redundantes basados en UART, líneas de control desde plataforma para gestión de tiempo – PPS- y control de emergencias –EQSOL- y diversas líneas de entrada salida configurable para cada misión) como internos disponibles en el conector de la tarjeta madre (4 enlaces SpaceWire, un enlace I2C y otro SPI y diversas líneas configurables de entrada salida
- Los siguientes bancos de memoria:

  › 1 Mbyte de memoria MRAM para almacenamiento de SW de arranque (opcional para misiones de larga duración)

› 256 Mbytes de memoria SDRAM para ejecución de software y almacenamiento de datos temporales del microprocesador

› 1 Tbit de memoria FLASH controlada por FPGA y protegida por codeblock Reed-Solomon. El propósito de este banco de memoria es el almacenamiento de SW de arranque (para misiones de duración corta/media) y SW de aplicación y el almacenamiento masivo de datos de la misión

› 256 Mbyte de memoria SDRAM conectada a la FPGA para almacenamiento temporal de datos para su procesamiento local en un procesador HW instanciado en la FPGA.

- Conector de expansión interna para un módulo interno tipo mezzanine
- Funciones de bajo nivel como reguladores de potencia secundaria para suministro local de los diferentes dispositivos del módulo, supervisor de fuentes de alimentaciones, etc..

Actividades de GMV en la segunda generación del sistema GALILEO (G2G)

E. Sardón[1], A. Juez[2]

[1]GMV (esardon@gmv.com),
[2]GMV

GMV es una de las empresas líderes en el desarrollo, operación y mantenimiento de Galileo, el sistema civil global europeo de navegación y posicionamiento vía satélite, y desempeña también un papel clave en la definición y desarrollo de la segunda generación de Galileo (G2G).

Actualmente GMV es responsable del mantenimiento y la evolución del segmento de control de Galileo (GCS), uno de los principales componentes del segmento terreno de la primera generación (G1G) del programa.

También tiene una participación muy relevante en el segmento de misión de Galileo (GMS), siendo responsable de uno de los elementos principales (OSPF) del mismo, encargado de realizar el cálculo de las órbitas de los satélites y la sincronización de los relojes del sistema. GMV es, así mismo, el responsable de los procesos de ingeniería claves para asegurar las prestaciones del sistema y validar el servicio que proporciona.

Por otro lado, GMV tiene una participación muy relevante en las instalaciones de seguridad de Galileo (GSF), tanto en el centro de monitorización de seguridad de Galileo (GSMC), donde participa en su desarrollo y operación, como en el desarrollo de las plataformas nacionales (POCP) que se desplegarán en los estados miembro de la Unión Europea. A nivel nacional, GMV es el contratista de referencia en España tanto para el desarrollo de la infraestructura necesaria para la explotación del servicio público regulado (PRS) por las fuerzas de seguridad, como para el desarrollo de receptores PRS adaptados a las necesidades de las diferentes comunidades de usuarios.

GMV tiene también un papel muy destacado en el desarrollo de los Centros de Servicio de Galileo, siendo el contratista principal para el desarrollo y operación del centro de referencia Galileo (GRC) y el centro de validación de Galileo (TGVF), ambos localizados en Holanda. También se encarga del desarrollo del centro de servicios GNSS europeo (GSC) localizado en Torrejón, incluyendo los sistemas necesarios para la provisión de los nuevos servicios de alta precisión (HAS) y autenticación (OSNMA) de Galileo, así como de los sistemas utilizados para la provisión del canal de retorno al usuario del servicio de búsqueda y rescate (SAR-RLSP) localizado en Toulouse. Además, GMV desarrolla el centro GNSS de apoyo a actividades científicas de la ESA situado en Villafranca.

A nivel sistema, GMV proporciona soporte a la Agencia Espacial Europea en sus labores de sistemista.

Como resultado de la experiencia acumulada a lo largo de más de dos décadas en el programa Galileo, GMV ha conseguido tener también un papel relevante en la definición y desarrollo de la segunda generación del programa, conocida como G2G.

La segunda generación de Galileo plantea objetivos muy ambiciosos tales como la introducción de nuevos servicios, la mejora de las prestaciones de los servicios ya existentes, un aumento de la robustez, autonomía y resiliencia del sistema, mejoras en seguridad, y una reducción significativa de los costes de operación y mantenimiento. Todos estos cambios conllevan una modernización tanto de los procesos de desarrollo como de las tecnologías empleadas con respecto a la primera generación del sistema.

GMV es un actor clave en todo este proceso, siendo el contratista principal para la Agencia Espacial Europea (ESA) en diversos contratos de definición de la segunda generación, y de desarrollo de tecnologías G2G clave.

En particular, GMV es el contratista principal para la ESA de uno de los consorcios que están llevando a cabo la fase de definición (B0/EB1/B1/B2) del segmento terreno de G2G. Cabe destacar que las actividades de G2G abarcan la totalidad del segmento terreno, incluyendo tanto el segmento de control como el segmento de misión y toda la monitorización de la seguridad. Las principales actividades durante estas fases han sido la consolidación de la definición de la misión, la especificación del segmento terreno, así como el diseño preliminar del mismo. Este contrato, en marcha desde principios de 2018 culminará en el primer trimestre de 2023 con el hito de revisión del diseño preliminar (PDR) de todo el segmento terreno G2G.

En este periodo, GMV ha completado también un contrato para la ESA cuyo objetivo ha sido la definición y validación de distintos algoritmos involucrados en la generación de los servicios de posicionamiento, tales como los algoritmos de determinación precisa de órbitas y sincronización de relojes.

En el área de receptores de G2G, GMV tiene un papel muy destacado, siendo el contratista principal para la ESA de varios desarrollos:

Desarrollo de un prototipo de receptor G2G para mercado de masas.

Desarrollo de un receptor de prueba del Servicio Público Regulado (PRS) de G2G.

Desarrollo de un receptor de prueba de los servicios no-PRS de G2G.

Desarrollo de un simulador de señal de radiofrecuencia de la constelación G2G, incluyendo PRS, que se usaría para la validación de receptores y como sistema de apoyo a las actividades de ingeniería y experimentación necesarias para la verificación, demonstración y validación del diseño de G2G.

Como conclusión cabe destacar que GMV está perfectamente preparada para abordar con éxito esta nueva generación de Galileo: con los éxitos en el área de la navegación por satélite y en concreto en el marco del programa Galileo, la compañía se posiciona como una de las empresas clave para la fase de desarrollo e implementación del segmento terreno de Galileo Segunda Generación.

Technologies for Galileo Second Generation

María Angeles González, Josep Ruhi, Vicente Cabrera, Albert Catalá

[1]Sener Aeroespacial, Avda. de Zugazarte 56, 48930 Getxo, Bizkaia, Spain, Email: maria.gonzalez@aeroespacial.sener

Introducción: Galileo navigation system is composed by a constellation of MEO satellites for PNT service, transmitting navigation signals in E5, E6 and E1 frequency bands.

SENER has been in the Galileo Space Segment since the In-Orbit Validation phase (IOV), being responsible for the design, development, manufacturing, assembly, integration and test of 90 flight units to the Galileo constellation, including Search and Rescue Antennas, Search and Rescue Transponders, Mission Receivers and S-band Antennas for both In-Orbit Validation (IOV) and Full Operational Capability (FOC) phases.

Currently Galileo 2nd Generation (G2G) Satellites are under development by Airbus and Thales with two parallel Contracts funded by the European Commission.

Galileo 2nd Generation (G2G) Satellites: The Galileo Space Segment comprises an in-orbit set of 24 operational and up to 6 spare satellites in MEO. At the end of their operational life, the IOV and FOC satellites that represent the first generation of the Galileo constellation will be replenished by the Galileo 2nd Generation Satellites (G2G) in the Walker 24/3/1 constellation pattern constituted of 3 different MEO planes.

G2G Satellite payloads: Besides the Navigation payload as main satellite payload, G2G satellites on-board the Search and Rescue (SAR) payload, the C-band Mission Receiver and the Inter Satellite Link. Moreover, each satellite has an S-band TT&C subsystem for telemetry and telecommand. SENER Aeroespacial participation in G2S has been highlighted in next Figure. Each element is described in next paragraphs.

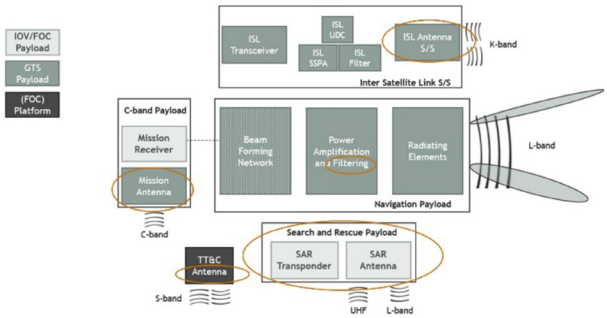


Figura 1: G2G Satellite Payloads

Search & Rescue Payload (SARP): The SARP shall receive COSPAS-SARSAT Distress Beacons signals via the receive antenna and shall re-transmit these signals, via the transmit antenna to COSPAS-SARSAT approved ground stations (MEOLUTs) for distress identification, localization and rescue of the COSPAS-SARSAT Search and Rescue Service.

Figura 2: Search Y Rescue satellite service

SAR Payload subsystem units:

- ***SAR Antenna*:** This antenna will pick up distress calls from around the globe and relay them to local authorities, as well as sending a notification back to those awaiting rescue, operating as part of the international Cospas–Sarsat system.

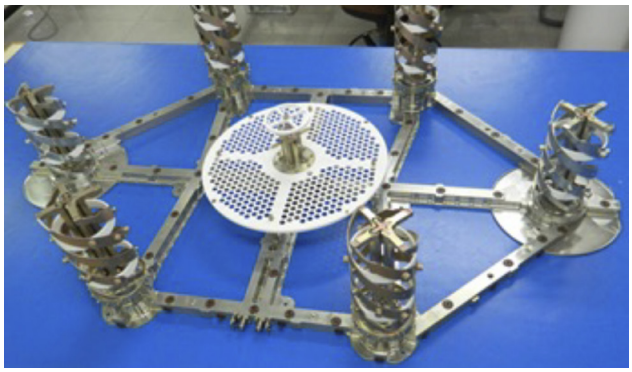


Figura 3: SAR Antenna

This antenna will be responsible of the reception and transmission of the distress calls of Cospas–Sarsat system in the SARP.

A recurrent design from previous Galileo work orders (IOV & FOC) will be used for G2G. Uptoday 36 antennas has been delivered (26 in orbit).

The antenna has two operation bands: UHF Rx antenna (6 Helix array) and L-Band Tx Antenna (Short Back Fire composed by a reflector a subreflector and two orthogonal dipoles.)

- ***SAR Transponder II*:** The SAR transponder on Galileo satellites pick up signals emitted from distress 2nd Gen beacons and broadcasts this information to dedicated ground station (MEO-LUT) which process the signals and compute the location.

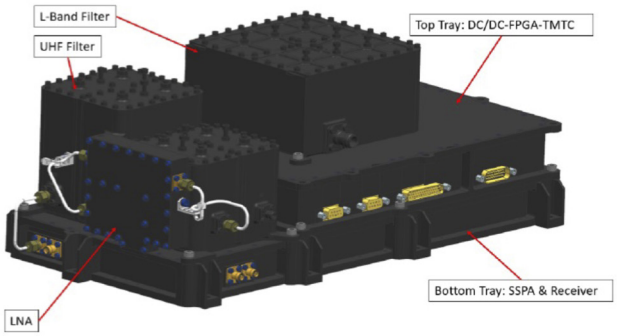


Figura 4: G2G SAR Transponder II

The SAR Transponder II will receive COSPAS-SARSAT Distress Beacons signals at 406 MHz and shall re-transmit these signals, after filtering and frequency translating, at 1544MHz.

Main functionalities of SART-II are: RF Monitoring, ALC and FG Operative Modes, Support FGB and SGB, Transmit Frequency reconfiguration, Low Noise Figure, Overdrive Protection, Strong Out of Band Interference Rejection and,High Selectivity Filtering – 90KHz BW.

Overall design is based on the reuse of IOV SART with the required modifications for G2G. New implementations on the design includes SSPA based on new GaN Power Amplifier, commandable PLL, replacement of obsolete components (VCO,PLL), FPGA for RF monitoring, removal of 50KHz BW operational mode, removal of XTAL filter for CLK reference, 1553 data bus

- SAR RF Suitcase: Testbench whose objective is to verify L-band interface of the Satellite with the GALILEO MEOLUT networks and IOT stations, for the reception of radio-frequency signals and related distress messages.

Navigation Output Filters (NAVFLT): These filters are located before the radiating elements of the Navigation Antenna, and they are responsible of removing undesired emissions from the previous stages of Navigation Payload. In order to achieve that function, the filter is composed of a band-pass filter manufactured in comb-line technology, responsible of the in-band operating performances and the near-band rejection, and a low-pass filter section dedicated to reject far-out of band signals.

It is also worth pointing out that every filter includes a coupler to provide a sample of the signal to feed to the overall Calibration system.

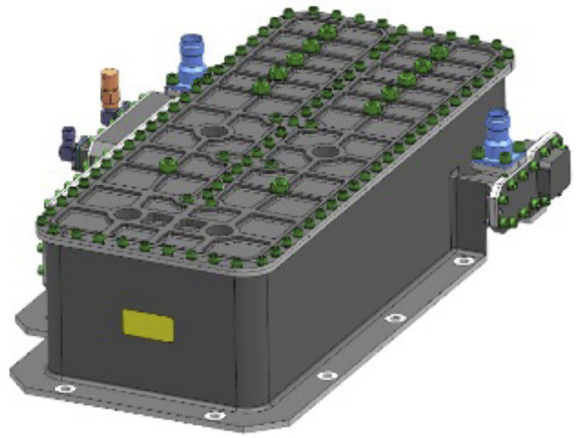


Figura 5: G2G NAVFLT

The main challenges of this design include a stringent stability of the in-band performances in the specified temperature range, exceptional repeatability among the units of every batch of filters (necessary to supply the same response for every antenna radiating element), together with the handling of high power requirements (leading to a severe thermal environment and RF conditions to the design).

Output Distribution Network (OPDN): It consists of a set of power dividers. Three different types are developed:

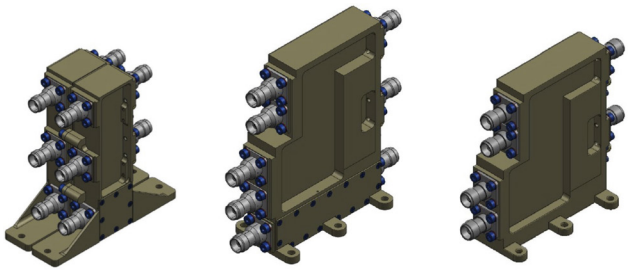


Figura 6: Output Distribution Network (OPDN)

The types are electrically composed by couplers, hybrids and VHP connectors. The couplers are done in TMM10i and the hybrids in duroid 6002. A microstrip topology is used for RF substrates and a ribbon topology is used to obtain the junction for different type of substrates. High power loads are included in the hybrid isolated port and as standalone loads.

Main functionalities of OPDN are:Low insertion losses, high directivity, high power handling, multipactor free and high temperatures range.

The program involves soldering qualifications due to the high temperature range and multipactor tests at high power.

K-band ISL Antenna (ISL): The ISL Antenna is a direct drive actuated K-band antenna pointing assembly, with elevation over azimuth configuration, compatible with GEO and LEO orbits and engineered for long-life missions where fast and accurate pointing is required. The modular approach allows the customization of operating band (K, X, and dual X/K band) and antenna diameter up to 320mm. It has been engineered in accordance with ESA's ECSS standards, providing unparallel reliability and performance.

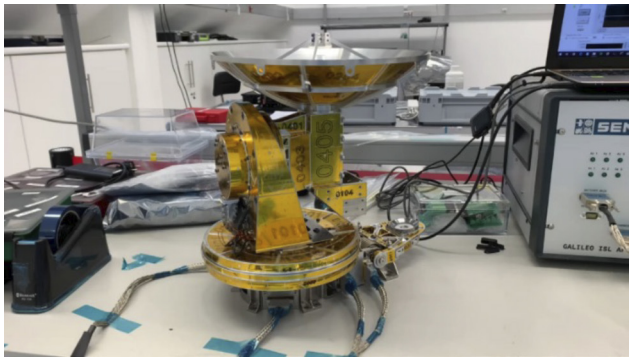


Figura 7: ISL K-band Steerable antenna

The antenna is driven by a Mechanism Drive Electronic (MDE). MDE is a multipurpose two-axes stepper motor controller module, designed specifically to enhance the performance of Sener mechanisms.

C-band Mission Antenna (MISANT): The MISANT is required to receive signals on the integrity of the Galileo constellation from the Ground Mission Segment.

S-band TTC Antenna (SBA): The SBA is a Low Gain Antenna composed of a resonant quadrifilar helix radiator, a feeding network and a radome.

Características y aplicaciones del servicio público regulado (PRS) de GALILEO

Manuel Toledo López (mtoledo@gmv.com) GMV S.A.U, Jorge Andreu García (jandreu@gmv.com), Juan Ramón Martín Piedelobo (jmartin@gmv.com), Luca Bonardi (lbonardi@gmv.com), Francisco Daniel Ruiz Pereda (fdruiz@gmv.com)

Introducción: El programa europeo Galileo de Navegación por satélite [1] proporcionara, una vez complete su puesta en servicio, tres servicios de posicionamiento con cobertura global:

- Servicio abierto (OS) de posicionamiento y transferencia de tiempo, completamente gratuito para los usuarios.
- Servicio Comercial (CS), complementario al servicio abierto, y que proporcionará una señal de posicionamiento adicional, así como servicios de valor añadido tales como el Servicio de Alta Precisión (HAS).
- Servicio Público Regulado (PRS), objeto de este artículo y descrito en detalle a continuación.

Además, Galileo contribuirá al Servicio de Búsqueda y Rescate (SAR) COSPAS-SARSAT de detección de emergencias.

El Servicio PRS: El Servicio Público Regulado (PRS, del inglés "Public Regulated Service") está orientado a usuarios gubernamentales, siendo su objetivo proporcionar un servicio de posicionamiento con cobertura global para aplicaciones críticas que requieran una alta continuidad de servicio.

Aunque tanto OS como PRS son servicios de posicionamiento globales, PRS presenta un conjunto de características diferenciales de alto valor estratégico [2]:

- El servicio PRS asegura una mejor resiliencia y continuidad de servicio a los usuarios autorizados, en aquellas situaciones en las que los servicios abiertos puedan estar degradados.
- El servicio PRS es más robusto en presencia de interferencias en las bandas de radiofrecuencia empleadas por los sistemas GNSS.
- Por diseño, las señales PRS son más resistentes a los ataques conocidos como "jamming" y "spoofing". El diseño de las señales PRS reduce estos riesgos y facilita la localización de los atacantes.

En la actualidad, únicamente los usuarios del servicio militar de GPS (denominado PPS [3]) disponen de un servicio equivalente al PRS.

Usuarios del Servicio PRS: Conforme a la decisión 1104/2011/EU [4] del Parlamento y el Consejo Europeos, el acceso al servicio PRS está restringido a los Estados Miembros de la Unión Europea (UE), el Consejo, la Comisión Europea, el Servicio Europeo de Acción Exterior (EEAS), así como las diversas Agencias de la Unión Europea. Asimismo, la regulación contempla la posibilidad de que terceros países y organizaciones internacionales puedan acceder al servicio PRS a través de acuerdos específicos.

Dentro la Unión Europea, la regulación otorga a cada Estado Miembro soberanía a la hora de autorizar el acceso al servicio PRS a sus usuarios e industria involucrada. De cara a ejercer dicha soberanía, la regulación exige que cada Estado Miembro que quiera utilizar el servicio PRS nombre una Autoridad Competente para PRS (CPA). En el caso de España, la figura de CPA existe desde 2012, siendo el Instituto Nacional de Técnica Aeroespacial (INTA) quién desempeña actualmente dicha función [5].

Los usuarios naturales del servicio PRS serán de naturaleza gubernamental, comprendiendo los cuerpos de defensa y los responsables de seguridad pública, tales como:

- Policía, guardia costera, control de fronteras y aduanas.
- Servicios de emergencias y unidades de protección civil en situaciones de crisis.
- Infraestructuras críticas.
- Transporte gubernamental y seguimiento de mercancías peligrosas.

Infraestructura de Explotación del Servicio PRS: La responsabilidad de la explotación del servicio PRS recae en cada Estado Miembro, para lo cual se requiere el despliegue de una infraestructura específica, con un nivel de complejidad variable y dependiente del grado de explotación del servicio que se quiera acometer.

La infraestructura mínima necesaria constaría de una plataforma denominada POCP (del inglés "Point Of Contact Platform"). Dicha plataforma, que la Unión Europea suministrará a todos los Estados Miembros que lo soliciten, proporciona un conjunto mínimo de funcionalidades, así como la interfaz con los Centros de Monitorización de la Seguridad del Sistema Galileo (GSMC) desde donde se gestiona de forma centralizada la provisión del servicio PRS.

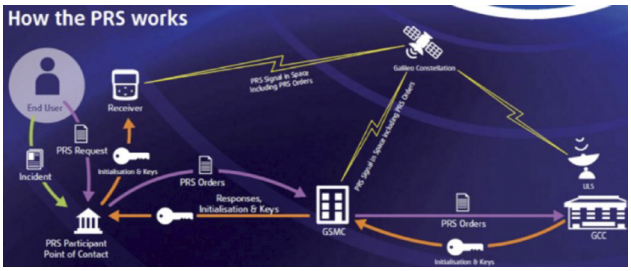


Figura 1: Infraestructura de explotación del servicio PRS (Fuente: INTA)

Tomando como punto de partida la plataforma POCP, y en conformidad con los Estándares Comunes Mínimos (CMS), los Estados Miembros tienen la potestad de desarrollar elementos adicionales de gestión del servicio a la medida de sus necesidades. Lo pueden hacer a través de una plataforma denominada POCIS ("Point Of Contact Internal System") que tendrá interfaz con la plataforma POCP. En España, la CPA en el INTA es la entidad responsable de alojar y operar estas infraestructuras.

El Receptor PRS, elemento clave de soberanía: La explotación del servicio PRS requiere disponer de terminales compatibles con el mismo desarrollados conforme a los Estándares Comunes Mínimos (CMS) y debidamente acreditados desde el punto de vista de la seguridad.

El receptor PRS es un elemento de alto valor añadido, para cuyo desarrollo es necesario contar con elevada capacidad tecnológica en diversos ámbitos tales como:

- El desarrollo de etapas de radiofrecuencia en las bandas en las que opera el servicio.
- El procesado de señal PRS en tiempo real.
- Algoritmos de posicionamiento y sincronización precisa de tiempo.
- Algoritmos de cifrado y descifrado de señales y mensajes PRS.
- Mecanismos de protección frente a manipulación.
- Metodologías y procesos formales de acreditación de seguridad.
- Fabricación conforme a los estándares y normas aplicables en cada posible campo de aplicación.

La disponibilidad de tecnología propia en los Estados Miembros de la (UE) para el desarrollo de receptores PRS proporciona autonomía completa al correspondiente Estado Miembro, y soberanía a la UE, para satisfacer las necesidades de sus usuarios dentro del perímetro que permite la regulación 1104/2011/EU [4], sin depender de agentes industriales o institucionales externos a la UE.

Soluciones operativas para el empleo del Servicio PRS: Los usuarios del servicio PRS dispondrán de una diversidad de soluciones alternativas para explotarlo en función de sus necesidades. Además del empleo de receptores PRS independientes existen otras soluciones operativas optimizadas para diferentes casos de uso:

Canal Secundario. El POCIS puede incorporar elementos que aporten capacidades adicionales tales como:

- Canales seguros de comunicación directos con los receptores a través de redes gubernamentales seguras, que permitan mayor agilidad de gestión, así como funciones adicionales de monitorización y control.
- Mayor flexibilidad, inmediatez y granularidad que la ofrecida a través de la señal Galileo PRS para gestionar los activos PRS tales como receptores y los diversos sistemas que los integren
- Servicios adicionales destinados a mejorar las prestaciones del posicionamiento basado en las señales PRS.

Navegador PRS en Servidor. Los diversos terminales de usuario captan la señal PRS, y están comunicados con un servidor centralizado que aloja todos los elementos criptográficos específicos de PRS que permiten el procesado de la señal para obtener la solución de navegación de cada terminal. De este modo se reducen los requisitos de seguridad exigidos a los usuarios de los terminales.

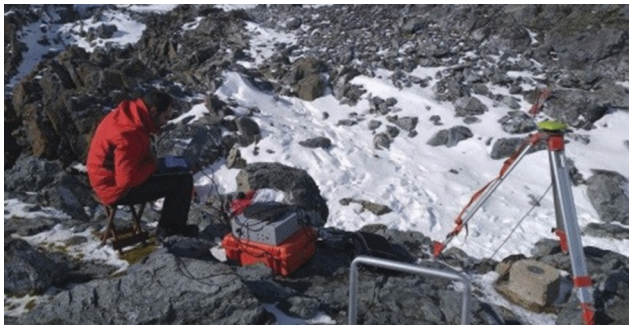


Figura 2: Pruebas del receptor PRS PRESENCE en la Antártida

Reconocimientos: Los autores desean expresar su agradecimiento a las autoridades españolas de todos los Ministerios involucrados por su decidida apuesta por el desarrollo del Sistema Galileo, por su participación alojando en España infraestructuras clave del Servicio Galileo y del servicio PRS, y por su apoyo para el desarrollo industrial de tecnología netamente española de receptores PRS y para satisfacer todas las soluciones operativas.

Bibliografía

[1] Galileo is the European global satellite-based navigation system: https://www.euspa.europa.eu/european-space/galileo/What-Galileo

[2] Página web sobre PRS de la EUSPA: https://www.euspa.europa.eu/european-space/galileo/services/prs

[3] GPS Precision Positioning Service (PPS) Performance Standard: https://www.gps.gov/technical/ps/2007-PPS-performance-standard.pdf

[4] Decisión 1104/2011/EU del Parlamento y el Consejo Europeos sobre las reglas de acceso al servicio público regulado proporcionado por el sistema de navegación global por satélite establecido bajo el programa Galileo.

[5] Autoridad Competente del Servicio Público Regulado en España: https://www.inta.es/CPA/es/inicio/

El servicio GALILEO PRS en España

José María Cruz Gómez, ISDEFE (jmcruz@isdefe.es)

Introducción: La incorporación de la tecnología de posicionamiento global por satélite (GNSS) en todos los aspectos de nuestra vida escada día mayor. Este crecimiento está fuertemente estimulado por la irrupción y desarrollo de las nuevas mega tendencias tecnológicas (digitalización, bigdata, inteligencia artificial, proceso en la nube, o sharing economy), que usan datos de posicionamiento, velocidad y/otiempo. Hoy en día, las señales GNSS son ya un elemento fundamental para el desarrollo de nuevas soluciones en múltiples sectores y aplicaciones: consumo/smartphones, transporte, IoT, agricultura, catastro, comunicaciones, banca…

No obstante, las señales GNSS son también imprescindibles en otras aplicaciones y servicios esenciales a la ciudadanía: seguridad ciudadana (policía), emergencias (protección civil, ambulancias, bomberos) y defensa. Se trata de aplicaciones gubernamentales donde a las necesidades básicas de datos precisos de posicionamiento, velocidad y tiempo, se han de añadir requerimientos de disponibilidad, fiabilidad, robustez o seguridad. Para ellas, la Unión Europea ha previsto un servicio específico a través de su sistema de posicionamiento global Galileo, el Servicio Público Regulado (PRS).

Servicios del Sistema Galileo: A través de las diferentes señales transmitidas por los satélites del sistema Galileo el usuario podrá acceder a un amplio catálogo de servicios, todavía no cerrado y con potencial de evolución. A continuación, se enumeran los servicios que actualmente podemos encontrar en el portfolio de Galileo:

- *Open Service (OS):* Servicio abierto y gratuito para posicionamiento y tiempo. Similar al servicioSPS(StandardPossitioningService)de GPS.
- *Open Service - Navigation MessageAuthentication (OS-NMA):* Extensión del servicio OS mediante la autenticación del mensaje de navegacióntransmitido enla señal.
- *High Accuracy Service (HAS):* Se trata de un servicio complementario al OS, bajo el que se proporciona información de valor añadido a travésde una señaladicional enuna frecuencia diferente.
- *Search & Rescue (SAR):* Servicio proporcionado por la Unión Europea como contribución al programa internacional de búsqueda y rescate COSPAS-SARSAT. Los satélitesGalileoestándotadosdereceptores capacesdecaptarlasseñalesprocedentesdelas radiobalizas para su retransmisión a centros de control donde se produce la geolocalización de la emisión de la señal de socorro. Como novedad, los satélites Galileo implementan un canal de retorno que permitirá confirmar a la fuente de emisión la recepción del mensaje.
- *Public Regulated Service (PRS):* Servicio restringido a usuarios gubernamentales autorizados que requieren un alto grado de robustez del servicio y continuidad de la señal GNSS. Veremos este servicio en más detalle.

¿Por qué un servicio Galileo PRS?: El servicio Público Regulado (PRS) de Galileo es un servicio ofrecido a usuarios gubernamentales autorizados en aplicaciones sensibles donde la continuidad y robustez del servicio, la protección de la información y la seguridad es fundamental. Está diseñado para proporcionar mayores niveles de disponibilidad que el resto de servicios del portfolio, de forma que el mismo siga estando activo cuando el resto ha caído.

La tecnología GNSS está expuesta a una amplia variedad de vulnerabilidades, unas inherentes al propio sistema, otras a fenómenos en la propagación de la señal, y otras a debidas a interferencias. Las vulnerabilidades del propio sistema y aquellas procedentes de efectos producidos durante la propagación de la señal han sido ampliamente estudiadas y su solución está implementada. Sin embargo, dado que las señales GNSS recibidas en la superficie terrestre son muy débiles (a modo ilustrativo, se puede pensar en la energía recibida de una bombilla de 25W a 20.000Km de distancia), su vulnerabilidad a interferencias es muy alta. Dichas interferencias pueden ser intencionadas o no intencionadas.

El servicio PRS es proporcionado a través de dos señales cifradas en las bandas E6 y E2-L1-E1. La transmisión de la señal PRS en dos bandas diferentes les proporciona una mayor resistencia a *jamming*, aumentando la probabilidad de disponibilidad de la señal. Además, la utilización de un espectro ensanchado permite la recepción de una señal de mayor potencia. Esta señal PRS en el espacio constituye el Canal Primario, a través del cual los receptores reciben la señal de Galileo PRS. Más relevante es su protección frente a *spoofing*. Para protegerse de estos ataques, las señales del servicio PRS están cifradas, de forma que sólo el receptor quedisponedelasclavesdedecodificaciónpodrá acceder a los mensajes contenidos en la señal para su manipulación.

GPS también dispone de un servicio reservado a determinados usuarios autorizados, Precise Positioning Service (PPS), comúnmente conocido como "GPS militar", basado en la transmisión de una señal de código pseudo aleatorio en la frecuencia L1 (señal que permite el conocimiento de posicionamiento y tiempo), y elcódigo P(Y) cifrado que permite el acceso a mejores prestaciones de posicionamiento en la banda L2. Este cifrado de la señal proporciona resistencia frente a ataques de spoofing; sin embargo, al no transmitir el código pseudo aleatorio en ambas bandas, su resistencia

a interferencias no intencionadas es menor que en PRS. Por otra parte, el acceso a las claves del código P(Y) sólo está permitido a usuarios autorizados, principalmente fuerzas armadas de USA y de otros países bajo acuerdo, estando vetado para usos civiles o científicos. Encualquier caso, el acceso al código P(Y) tampoco está garantizado para uso militar de terceros países, estando condicionado al control por parte del Department of Defence (DoD) de los Estados Unidos. Por ello, la Unión Europea ha puesto en marcha su propio servicio de acceso regulado por Europa y controlado por organismos competentes nacionales.

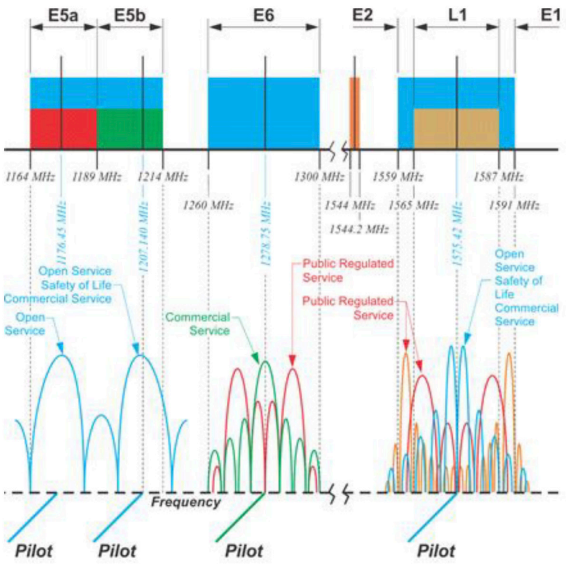


Figura 1: Esquema operativo del servicio PRS (Fuente: EUSPA)

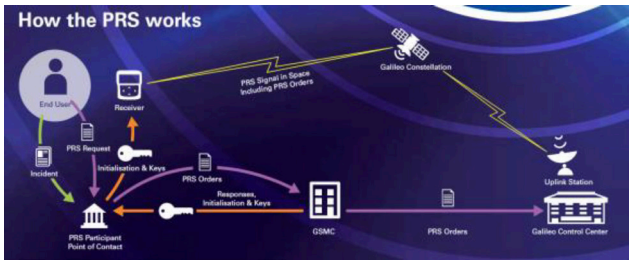


Figura 2: Plan de señales Galileo (Fuente: University FAF Munich)

¿Cómo funciona el Servicio Galileo PRS?: El acceso al servicio PRS requiere de costosos receptores específicos dotados de las medidas de seguridad para la protección de la información, algoritmos y claves que manejan. No obstante, las medidas de seguridad no sólo afectan a los receptores, sino que están presentes en todos los elementos del sistema, procesos operativos y cadena de suministro.

Desde el punto de visto operativo, un usuario que desea tener acceso al Servicio PRS deberá cumplir con los requisitos previstos por su autoridad competente PRS (CPA) en términos de infraestructura, documentación, habilitaciones de seguridad, etc. para obtener la autorización para la adquisición de receptores y disponer de claves para acceso al servicio. Una vez realizados estos trámites, la CPA envía las solicitudes de activación al Centro de Seguridad Galileo (GSMC) quien, una vez verificadas y aprobadas, genera las claves iniciales que deberán ser cargadas en los receptores. Adicionalmente, la autoridad competente puede enviar órdenes de control a los receptores, bien a través de infraestructura terrena propia (Canal Secundario) o bien a través del propio sistema Galileo (Canal Primario).

El modo operativo arriba indicado, exige que el propio usuario despliegue su propia infraestructura de gestión y control de su grupo de receptores. Se trata de un sistema complejo dotado de altas medidas de seguridad.

La Decisión N. 1104/2011/UE del Parlamento Europeo y del Consejo resalta la importancia del servicio PRS, y la necesidad de garantizar su robustez y disponibilidad en el peor de los escenarios de crisis. Se identifica su seguridad como un aspecto crítico para asegurar la seguridad del sistema, de la Unión Europea y de sus Estados Miembros. Con objeto de facilitar el control de los aspectos de seguridad y realizar una gestión y control más eficiente de los usuarios, establece que cada Estado Miembro que requiera el acceso al servicio PRS deberá designar una autoridad competente PRS (CPA) y, en cualquier caso, cada Estado Miembro que no designe su CPA, dispondrá de un Punto de Contacto que preste asistencia en la notificación de fenómenos que puedan afectar al Servicio PRS.

El Gobierno español en Consejo de Ministros de 23 de octubre de 2015 acordó la designación del Instituto Nacional de Técnica Aeroespacial (INTA) como autoridad nacional competente PRS (CPA).

Aplicación del método de polarimetría Cloude_Pottier en una imagen de radar Sentinel 1, para la clasificación de suelos en la microcuenca apacheta, región ayacucho

Jose Luis Huayanay Villar [1,2], Wilmer Moncada Sosa[1], Alex Pereda Medina[1], Antonio F. Bertachini De Almeida Prado[2]

[1] Universidad Nacional de San Cristóbal de Huamanga, Portal Independencia 57, Ayacucho, Perú.

[2]Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, São José dos Campos, SP, Brasil. jose.huayanay.26@unsch.edu.pe, wilmer.moncada@unsch.edu.pe, Alex.pereda@unsch.edu.pe, antonio.prado@inpe.br

Resumen

Esta investigación cuyo propósito es aplicar del método de polarimetría Cloude_Pottier en una imagen de radar Sentinel 1, para la clasificación de suelos en la microcuenca Apacheta, región Ayacucho del año 2019 con imágenes de radar Sentinel-1(S1) en Banda C y que pertenece a la Agencia Espacial Europea (ESA). Los métodos y técnicas que se aplicaron a cada imagen de radar consistió en clasificar el ángulo de incidencia, intensidad, retro-dispersión u otros para cada zona en estudio, lo cual, permitió clasificar de manera espacial los humedales de la microcuenca Apacheta de modo que, se utilizó el método de clasificación como: H-Alpha, en el método de Cloude-Pottier también se utilizó algunos algoritmos de simulación para poder correlacionar y caracterizar los humedales como agua, lagunas, vegetales u otros. Los resultados en la clasificación como el parámetro de entropía polarimétricos y parámetro alfa polarimétrico, que son el grado aleatorio de los datos en una imagen de radar e los mecanismos de dispersión de las ondas de radar en una imagen Sentinel-1 respectivamente, por lo tanto, se lograron determinar de manera óptima la clasificación de los humedales de la micro- cuenca Apacheta. Consiguiendo establecer que características particulares y dimensiones tienen cada una de las zonas clasificadas. Todas las aplicaciones a las imágenes de radar Sentinel-1 se realizaron en el laboratorio de teledetección y energía renovables-UNSCH.

Palabras Clave: Clasificación polarimétrica, Cloude-pottier, H-Alpha, Sentinel 1.

Abstract

This research purpose is to apply the Cloude-Pottier polarimetry method for the classi- fication of the solit of the Apacheta micro-basin, Ayacucho Region of the year 2019 with Sentinel-1 (S1) radar images in Band C and which belongs to the Space Agency Eu- ropean (ESA). The methods and techniques were applied to each Radar image consisted of classifying the angle of incidence, intensity, backscatter or others for each study area, which, allowed me to spatially classify of the Apacheta micro-basin, so the classification method was used as: H-Alpha, Cloude-Pottier Some simulation algorithms were also used to correlate and characterize wetlands such as water, lagoons, vegetables or others. The results in the classification as the parameter of polarimetric entropy and polarimetric alpha parameter; which are the random degree of the data in a radar image and the dispersion mechanisms of the radar waves in a Sentinel-1 image respectively, they were able to optimally determine the classification of wetlands of the Apacheta micro-basin. Managing to establish that particular characteristics and dimensions have each of the classified areas. All applications to Sentinel-1 images were made on the renewable energy and remote detection laboratory-UNSCH.

Keywords: polarimetric classification, Cloude-pottier, H-Alpha, Sentinel 1.

Introducción: Actualmente vemos que la sociedad está influenciada por factores sociales que im-pulsan el uso de la tecnología que está en continua evolución debido a ello ha conseguido fabricar sensores abordo de la satélites con diferentes resoluciones hasta muy alta resoluciones que hace posible replantear los modelos ya existente para poder mejorarlos y proponer otros para nuestro bienestar [1],[2] El 26 de abril del 2016 el lanzamiento de sentinel-1B la nave espacial en funcionamiento hasta la actualidad se colocó en su órbita (altura=693kilometros) 23 minutos y 35 se-gundos después (masa de lanzamientos de 2.164 kg) de lanzamientos [3].Sentinel-1B es la cuarta serie de una serie de satélites sentinel para el programa europeo Copérnico, un proyecto conjunto de la CE (comisión Europea) y la Agencia Espacial Europea [4],[5], dentro de las ventajas que ofrece este sistema está la posibilidad de tomar a cualquier hora del día sin importar las condición es atmosféricas y climáticas y la rapidez con la que recibe la información [6].

S. R. Cloude y Erik pottier [7] presentaron una revisión de la literatura realizada bajo un estudio financiado por la ESA titulada" Aplicaciones de SAR Polarimetría". Este estudio fue realizado conjuntamente por Qineti Q, AEL c, Universidad de Rennes 1, SarVision y Vexcel UK.El objetivo general del estudio fue revisar, evaluar y validar los beneficios del uso de polarímetros para la clasificación de la cubierta terrestre y clasificación de hielo marino [8].

Metodologías

1 El espectro electromagnético

La superficie terrestre no es observable con sensores visibles o infrarrojos ni cuando hay nubes o vegetación densa [11]. Los sensores ópticos miden la luz del sol dispersada y son limitados en condiciones atmosféricas y climáticas [12]. En cambio, las microondas pueden penetrar las nubes y vegetación, no dependen de procesos naturales como las nubes, lluvia, el día o la noche. El uso conjunto del radar de apertura sintética (SAR) y sensores multiespectrales ha demostrado ser una herramienta poderosa para la observación ´de la Tierra [18].

2 Descripción del Satélite espacial Sentinel 1

Sentinel 1 es un satélite europeo de imágenes de radar, lanzado el 25 de abril del 2016 [21] . Parte del programa Copernicus de la unión europea para la conservación de la tierra.

El satélite lleva un sensor C-SAR, que proporciona imágenes de alta resolución, independientemente de las condiciones climáticas, el satélite posee una antena de 12,3 metros y dos paneles solares de 10 metros, asimismo posee un poder de potencia de 4800 W con frecuencia de 5405 MHz y se encuentra a una altura de 693 km como muestra la Fig. 1, actualmente sus sistemas vienen trabajando completamente.

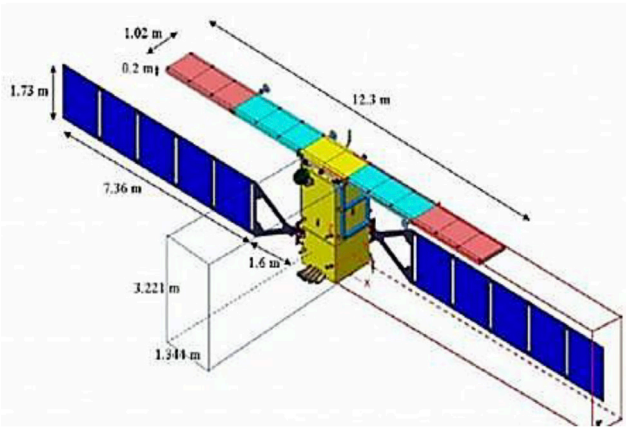


Figura 1: Imagen del satélite espacial Sentinel 1 de la ESA adaptado de [23].

Bibliografía

[1] J. A. Dominguez. Estudio de la calidad del agua de las lagunas de gravera mediante teledetección. Tese de Doutorado. Universidad de Alcalá.2003

[2] J. L. H.Villar; J.O GARCÍA and HIYO, Sheyla Yassira Meneses. Diseño y construcción de un sistema automatizado de control de bombas de agua en un cultivo hidropónico en el entorno Arduino, UNSCH–Ayacucho. Revista Eciperu, 2020.

[3] O.MARTÍNEZ.Copernicus: Automatización de la descarga de imágenes de Sentinel. 2016.

[4] D. EUROPA, CONSEJO. DIRECTIVA 2007/2/CE DEL PARLAMENTO EUROPEO Y DEL CONSEJO , por la que se establece una infraestructura de información espacial en la Comunidad Europea (Inspire). 2007.

[5] F. COHNEN. Misiones de Observación Terrestre de la Agencia Espacial Europea. Antena de telecomunicación, n. 177, p. 30-34, 2009.

[6] A.R. Lopez. Fomento de vocacións científicas: programa educativo da Axencia Espacial Europea. Boletín das ciencias, v. 28, n. 81, p. 93, 2015.

[7] S. R. CLOUDE and E. POTTIER. A review of target decomposition theorems in radar polarimetry. IEEE transactions on geoscience and remote sensing, v. 34, n. 2, p. 498-518, 1996.

[8] D. G. CORR. A Review of the Applications of SAR Polarimetry and Polarimetric Interferometry-an ESA funded Study. In: POLinSAR: Applications of SAR Polarimetry and Polarimetric Interferometry, Frascati, 14- 16 January 2003/H. Lacoste. 2003.

[9] W. M. Sosa;A. P. Medina and L. V. Rodriguez Respuesta nival de la cabecera de cuenca Cachi- Apacheta, Región Ayacucho, frente a la variación de la temperatura. Revista Investigación, v. 25, n. 1, p. 151-164, 2017.

[10] M. BAPTISTA. Uma análise do campo de vento de superfície sobre o Oceano Atlântico Tropical e Sul usando dados do escaterômetro do ERS. São José dos Campos, 2003.

[11] R.N.CLARK. Espectroscopia de rocas y minerales y principios de espectroscopia. Manual de teledetección , v. 3, n. 3-58, pág. 2-2, 1999.

[12] J. A. BRUDER. IEEE standard for letter designations for radar-frequency bands. IEEE Aerospace & Electronic Systems Society, p. 1-3, 2003.

[13] J.C. MAXWELL. The Scientific Papers of James Clerk Maxwell.. University Press, 1890.

[14] J.C. MAXWELL. The scientific papers of james clerk maxwell. Courier Corporation, 2013.

[15] C.F.GAUSS. Carl Friedrich Gauss Werke.. J. Springer, 1874.

[16] M.FARADAY. La correspondencia de Michael Faraday . Iet, 1991.

[17] S.Cloude and K. Papathanassiou. Polarimetric optimization in radar interfero- metry. Electronics Letters, 33 (13), 1176–1178,1997.

[18] J.C.Brude; J. Gurney and J.Gorman. Ieee standard for letter desig- nations for radar-frequency bands. IEEE Aerospace & Electronic Systems Society, 1–3, 2003.

[19] S.CLOUDE and E. POTTIER. An entropy based classification scheme for land applications of polarimetric

Beamforming: la nueva era de las comunicaciones satelitales

Jose Saiz-Pérez (jose.saiz@wimmic.com)[1], Braulio Quintana Sánchez[1], Javier del Pino[2], Sunil Lalchand Kemchandani[2]

[1]Wireless Innovative MMIC S.L.

[2]Instituto Universitario de Microelectrónica Aplicada, Universidad de Las Palmas de Gran Canaria

Introducción: En la actualidad, las nuevas megaconstelaciones de satélites de baja órbita (LEO) están en auge en el mercado de las telecomunicaciones. Tradicionalmente, se ha hecho uso de antenas parabólicas para las comunicaciones satelitales, no siendo compatibles con las tecnologías actuales, ya que no permiten un apuntamiento dinámico. SpaceX, empresa pionera del sector, ya está operando con este tipo de tecnología [1], mientras que otras como Amazon, OneWeb o Telesat están desplegando sus megaconstelaciones para comenzar a ser operativos. Por ello, el desarrollo de tecnologías disruptivas de antenas tipo phased arrays para el apuntamiento electrónico es de gran interés para el mercado en general. Este tipo de antenas son muy interesantes debido a su reducido tamaño, peso, coste y pérdidas de señal [2], en comparación a la solución tradicional, las antenas parabólicas, sobre todo en aplicaciones donde el peso y dimensiones de estas últimas son poco prácticas. Además, las antenas parabólicas tienen dificultades para establecer y mantener el enlace con los satélites de la constelación, ya que, debido a la órbita en la que están, su desplazamiento es más rápido que el de los satélites geoestacionarios. Las antenas tipo phased array realizan un apuntamiento electrónico, por lo que podemos modificarlo sin tener que hacer uso de motores complejos y pesados. Las empresas que logren desarrollar esta tecnología, permitiendo el apuntamiento a varios satélites simultáneamente, serán pioneras a nivel mundial.

Debido a los acontecimientos a nivel comercial y político de los últimos tiempos, Europa tiene especial interés en el desarrollo y producción de sus propias tecnologías de fabricación [3], con el fin de ganar autonomía y así reducir la dependencia de los mercados estadounidenses, pues en la actualidad casi la totalidad de MMICs utilizados por empresas europeas son producidas por empresas estadounidenses. Desde 2019, Europa comenzó una política para eliminar esta dependencia, haciendo que WIMMIC alinee sus objetivos y estrategia a corto y medio plazo con los establecidos por la Unión Europea.

El continuo desarrollo y evolución de las megaconstelaciones de satélites LEO hace que la industria de los semiconductores se vea obligada a seguir innovando en sus procesos y diseños para cumplir con los cada vez más exigentes requisitos de antenas y sistemas. La tendencia actual en este mercado indica que las próximas generaciones de megaconstelaciones necesitarán de un mayor ancho de banda para cubrir la cantidad de información que se transmitirá y recibirá por parte de estos satélites. Por ello, estos nuevos satélites y, por ende, las estructuras terrestres que operarán con ellos, migrarán a bandas de frecuencias superiores y menos saturadas como la banda Q/V.

Actualmente no existen MMICs para Beamforming en Banda Q/V (alrededor de 40 GHz para recepción y 50 GHz para transmisión) en el mercado. Tan solo algunas de las grandes casas de diseño a nivel mundial, como por ejemplo, Anokiwave y Analog Devices, comercializan este tipo de chips. El principal problema es que la gran parte de estos beamformers se han diseñado para aplicaciones radar, quedando muy limitados para aplicaciones de comunicaciones. Además, ambas son empresas de EE. UU., con el consiguiente perjuicio que supone para la industria europea la dependencia tecnológica de estas grandes empresas americanas. Existen otras soluciones propietarias que se han desarrollado a medida por los fabricantes de antenas phased array para su propio uso, pero no están disponibles en el mercado.

En este sentido, tan solo existen algunos consorcios de empresas y centros tecnológicos que se encuentran en pleno estudio de la aplicación de circuitos electrónicos MMIC para estas aplicaciones. Destaca el QV-LIFT, consorcio europeo que se encuentra desarrollando algunos bloques de radiofrecuencia como amplificadores de potencia y amplificadores de bajo ruido que operarán en la banda Q/V [2]. No obstante, estos diseños se están llevando a cabo en tecnologías de nitrurio de galio (GaN) y arseniuro de galio (GaAs). Dada la experiencia de WIMMIC en el desarrollo de beamformers para otras bandas de frecuencias, se considera que las tecnologías óptimas para obtener un mejor rendimiento de estos circuitos son las de silicio germanio (SiGe) y silicio sobre capas aislantes (SOI).

Proyectos en desarrollo: Actualmente, WIMMIC cuenta con una plantilla de personal altamente cualificado desarrollando proyectos de I+D. Además, desde finales del año 2021, cuenta con una sucursal de la misma empresa en Reino Unido, y con un doctorando industrial financiado por el Ministerio de Ciencia e Innovación del Gobierno de España, cuyo título del proyecto es "Beamformer para la próxima generación de comunicaciones satelitales (NEXTSATBEAM)".

Asimismo, la empresa se encuentra participando en un proyecto financiado con fondos europeos liderado por Celestia Technologies Group UK. La contribución de WIMMIC al proyecto consiste en el

desarrollo de MMICs a medida para el beamforming en sistemas avanzados de radar y comunicaciones. Este proyecto se está desarrollando haciendo uso de la tecnología SiGe 130 nm de Global Foundries. A pesar de que con tecnologías como GaN y GaAs se puedan conseguir eficiencias y potencias de salida más elevadas en amplificadores de potencia, existe una característica que posee la tecnología SiGe con la que no pueden competir hoy en día: el coste de fabricación y la alta integración [4]. Su bajo coste en comparación a otras tecnologías lo hace ideal para aplicaciones donde se requiera un gran volumen de fabricación. Su alto nivel de integración permite el diseño de sistemas que requieren de circuitería digital y analógica usando tecnologías como CMOS. En la Figura 1 se muestra un diagrama de bloques de un beamformer analógico y las tecnologías que se podrían utilizar para diseñarlo a modo de ejemplo.

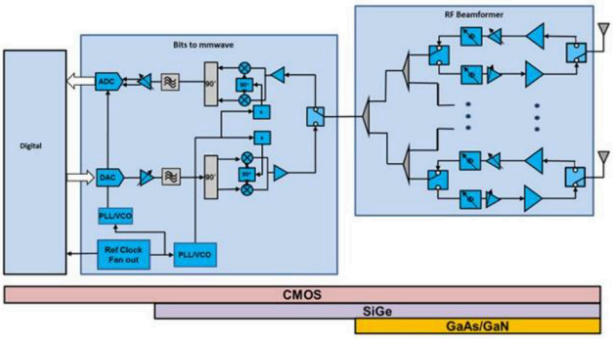


Figura 1. Tecnologías para beamformer [5].

En función de los requerimientos del sistema se podrán usar más o menos tecnologías para realizarlo, factor a tener en cuenta si se quieren abaratar costes. Es aquí donde entra la importancia de continuar investigando la tecnología SiGe, sobre todo en las partes finales del sistema de comunicación como lo son los amplificadores de potencia, de forma que no sea necesario recurrir a tecnologías que tienen un mayor coste de producción.

En la Figura 2 se muestra una arquitectura inicial propuesta para el MMIC de beamforming para recepción en la banda Ka [3]. Aunque la arquitectura para el chip de banda Q/V será completamente distinta, sirve como base para el estudio del estado del arte y de la posible arquitectura o arquitecturas finales. Como se puede observar, este MMIC está compuesto por distintos elementos. Entre ellos podemos destacar el desfasador, pieza clave de ambos MMICs de beamforming. Este circuito es el responsable en el MMIC de recepción de variar la fase de la señal recibida mediante alteraciones en la amplitud de sus componentes de fase (I) y cuadratura (Q), para que esta adquiera la fase necesaria para su posterior recuperación. Otro componente de vital importancia es el bloque de control SPI (Serial Peripheral Interface), que es necesario para realizar el control digital de varios de los circuitos. Concretamente, se utilizará

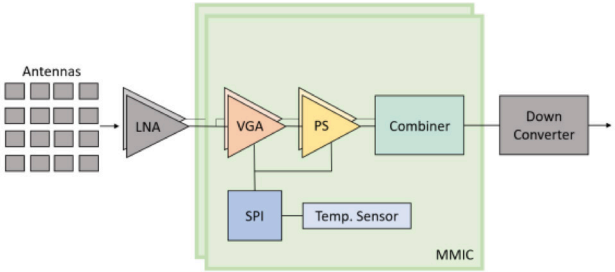


Figura 2. Arquitectura propuesta para Beamformer de Recepción (Banda Ka).

para controlar los amplificadores de ganancia variable (VGA) así como los desfasadores y demás componentes.

Si bien el rango de frecuencias de trabajo para el beamformer de recepción es menor (17.8-20.2 GHz), el principio de funcionamiento de los circuitos es el mismo que para los circuitos del MMIC de beamforming de transmisión. La principal diferencia radica en el hecho de que en este caso se tiene un amplificador de entrada cuyos requisitos son muy diferentes a los del amplificador de salida del transmisor.

Conclusiones: El proyecto que se está desarrollando actualmente es el principio de una nueva era en las comunicaciones satelitales. El objetivo de este es obtener un beamformer completamente funcional, desde su diseño, posterior fabricación y verificación. Este primer enfoque utiliza dos rangos de frecuencia en las bandas Ku/Ka, aunque la idea es extenderse a las bandas Q/V, pues en estas últimas no existen soluciones disponibles en el mercado, permitiendo cubrir la gran cantidad de información que se transmitirá y recibirá por parte de los satélites LEO.

Bibliografía

[1] "Starlink." Accessed: Apr. 21, 2022. [Online]. Available: https://www.starlink.com/

[2] D. Parker and D. C. Zimmermann, "Phased arrays-part II: implementations, applications, and future trends," IEEE Trans. Microw. Theory Tech., vol. 50, no. 3, pp. 688–698, 2002, doi: 10.1109/22.989954.

[3] "Ley Europea de Chips | Comisión Europea." https://ec.europa.eu/info/strategy/priorities-2019- 2024/europe-fit-digital-age/european-chips-act_es (accessed Apr. 21, 2022).

[4] T. Zimmer et al., "SiGe HBTs and BiCMOS technology for present and future millimeter-wave system SiGe HBTs and BiCMOS Technology for Present and Future Millimeter-Wave Systems," IEEE J. Microwaves, vol. 2021, no. 1, doi: 10.1109/jmw.2020.3031831ï.

[5] M. Journal, "Bits to Beams – RF Technology Evolution for 5G mmwave Radios," 2018. https://www.microwavejournal.com/articles/print/3 1316-bits-to-beams-rf-technology-evolution-for-5g-mmwave-radios

La era de la inteligencia artificial abordo ha llegado

L. Pascual[1], N. Ventroux[2], J. Peña[3]

[1]Thales Alenia Space (luis.pascual@thalesaleniaspace.com)
[2]Thales Research and Technology,
[3]Orbital EOS

Introducción: La nueva generación de detectores digitales, capaces de proporcionar enormes cantidades de información que almacenar en vuelo y transmitir a Tierra ha acelerado un proceso que ya se preveía imparable, que no es otro que la creciente importancia de subsistemas controlados por software en las plataformas de vuelo frente a un esquema eminentemente hardware. La versatilidad y fidelidad adquirida en los sistemas de inteligencia artificial han sumido al entorno espacial en una carrera por contar lo más pronto posible con sus muchos beneficios en las nuevas generaciones de satélites. Thales Alenia Space está inmerso en esta apasionante carrera, y España, en particular, tiene un papel muy relevante en la misma. España está situada dentro del grupo en la cabeza del diseño de plataformas hardware definidas por Software y cuenta desde enero del año 2020 con TRL9 en su plataforma PRODIGEv1, con una aplicación de cognitive radio ejecutándose de manera exitosa mediante el uso de Machine Learning.

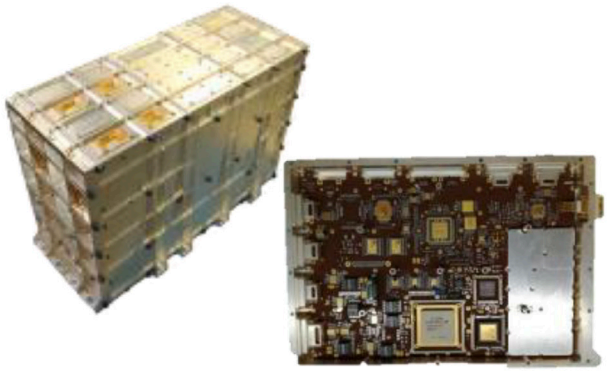


Figura 1: PRODIGEv1(Fuente:ThalesAleniaSpace)

Motivaciones y ejes de desarrollo: Thales Alenia Space ha desarrollado de manera notable en los últimos años sus cadenas de vídeo para sensores digitales CMOS, donde se obtienen transferencias de datos de unos 100Gbps, este incremento en el volumen de datos ha sido mucho mayor que el incremento en la tasa de datos transmitida entre el satélite y la estación en tierra, lo que conlleva un aumento muy significativo en la cantidad de memoria embarcada necesaria, y un desequilibrio entre los datos generados y los datos que se pueden transmitir. Una solución natural es la de realizar un primer procesado en vuelo que disminuya el tamaño de las imágenes almacenadas, eliminando información no necesaria. En este sentido, Thales Alenia Space ya ha implementado para el programa CHIME de Copérnicus una aplicación embarcada en FPGA de vuelo que permite el reconocimiento de nubes y que comprime en base a esa detección todos los pixels sin información de la imagen, permitiendo un ahorro de hasta el 70% del tamaño inicial dependiendo de la cobertura nubosa.

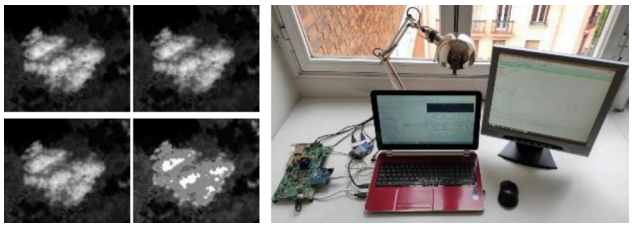


Figura 2: Demostrador reconocimiento y compresión de nubes de CHIME (Fuente: Thales Alenia Space)

Otro eje de actuación prioritario es el de reconocimiento automático de patrones, tanto en Tierra, con productos propios como SatHound, como en vuelo para la ejecución de alerta temprana, donde una red neuronal específica realiza una detección de las imágenes almacenadas en memoria y genera un informe con la información extraída de las imágenes (localización del objetivo, tamaño, etc.) que puede ser transmitida con alta prioridad incluso a estaciones terrenas móviles de prestaciones reducidas, dado su reducido tamaño. Esto permite un acceso mucho más rápido a la información que el flujo habitual de procesamiento de datos, y que puede ser vital para evitar ciertos desastres.

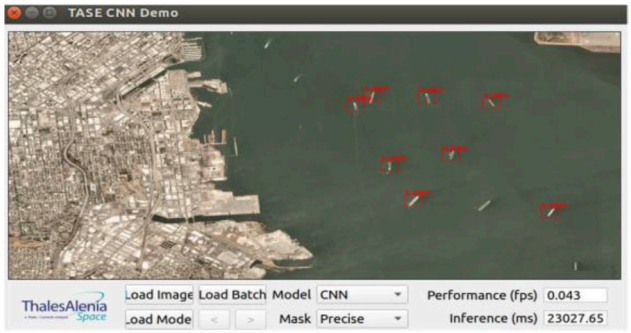


Figura 3: Demostrador de detección de barcos (Fuente: Thales Alenia Space)

Este es el caso del reciente desarrollo realizado en Thales Alenia Space con TRT y Orbital EOS para implementar en una FPGA de vuelo una red neuronal compleja (basada en la UNet de Google) que alberga los excelentes algoritmos propietarios de Orbital EOS para la detección de manchas de hidrocaburo en el océano. Obtener esta información de forma sistemática y rápida es vital para contener el avance del crudo y evitar graves perjuicios económicos y ecológicos. Esta implementación se ha realizado utilizando el acelerador de hardware propietario de Thales, cnnGRID. Este demostrador tecnológico demuestra la madurez de la tecnología actual para implementar procesado a bordo en tiempo real, en aplicaciones que requieren un alto grado computacional. Además, por primera vez se han implementado dos núcleos de cnnGrid procesando en paralelo, lo que permite una asignación dinámica de recursos HW multi- aplicación.

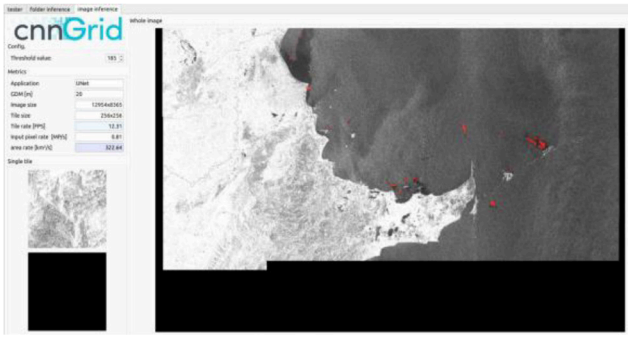


Figura 4: Demostrador de detección manchas de hidrocarburos
(Fuente: Thales Alenia Space)

Thales Alenia Space lleva también varios años colaborando con el CEI (Centro de Electrónica Industrial de Madrid) en la espacialización de soluciones de hardware evolutivo. Dada la capacidad de autoaprendizaje, su robustez a fallos y la velocidad de cálculo, este tipo de implementación es una alternativa muy conveniente para sistemas en tiempo real, o en entornos de alta radiación y no supervisados (misiones de exploración).

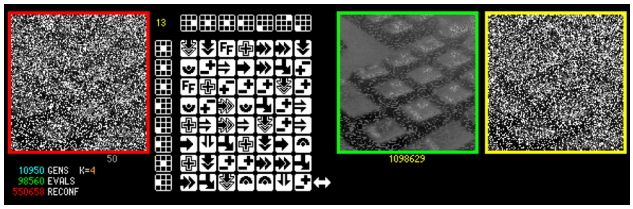


Figura 5: Demostrador de eliminación de ruido basado en hardware evolutivo
(Fuente: CEI)

Thales Alenia Space en los próximos años tiene el objetivo de industrializar la implementación de inteligencia artificial embarcada en sus plataformas, para lo cual sigue desarrollando herramientas que agilicen los procesos de implementación y generación de imágenes sintéticas. Además, también tiene líneas de desarrollo orientadas en eliminar subsistemas de control HW por sistemas de control SW basados en procesado de imagen.

Conclusión: La tecnología para implementar inteligencia artificial ya está madura como para poder albergar aplicaciones en vuelo que aporten valor a los sistemas actuales. La cantidad de nuevas aplicaciones y prestaciones que esta tecnología va a habilitar en el futuro cercano sólo estamos empezando a atisbarla, pero su rápida implementación depende de las herramientas que permitan agilizar y abaratar la generalización de su uso sin poner en riesgo la alta fiabilidad requerida en el segmento de vuelo.

El paso de un control HW a un control SW de parte de los subsistemas en vuelo, unido a la capacidad de reconfiguración puede rápidamente cambiar ciertos paradigmas, llevándonos a satélites genéricos más baratos, más versátiles, y con capacidad para reconfigurar de forma dinámica sus recursos para albergar simultáneamente varios casos de uso.

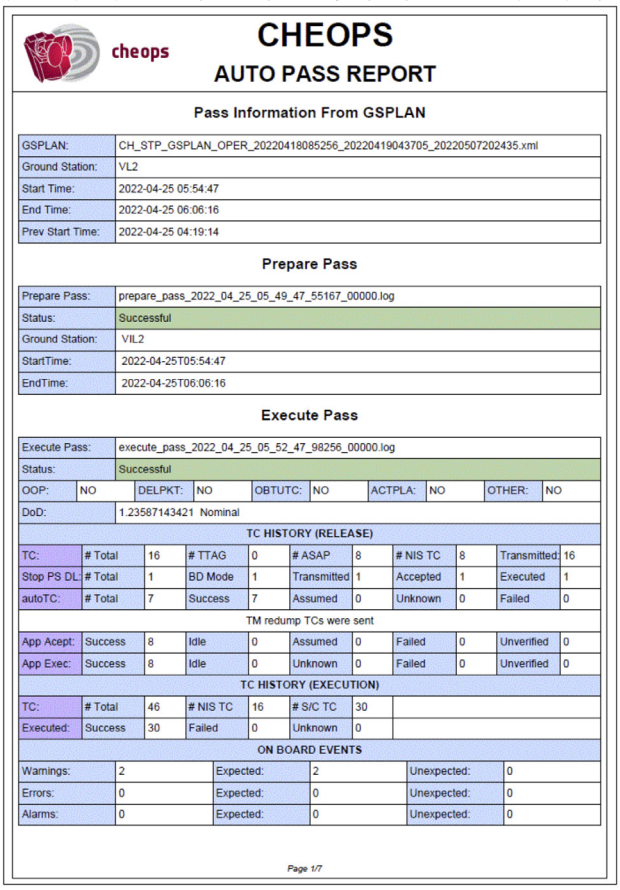
Mejoras en la automatizacion de la mision CHEOPS

D. Modrego[1], N. Fernandez[2], A. G. Maldonado[3], M. Fuentes[4], R. Southword[5], J. R. Peñataro[6]

[1]Isdefe como consultor externo en INTA (4510-2.pers_externo@inta.es),
[2]INTA-CEIT (nferval@inta.es),
[3]INTA-CEIT (amal@inta.es),
[4]INTA-CEIT (mfuetab@inta.es),
[5]ESA-ESOC (richard.southworth@esa.int)
[6]GMV (jrpenataro@gmv.es)

Introducción: La misión CHEOPS (CHaracterising ExOPlanets Satellite) [1] se lanzó en diciembre de 2019. Su objetivo principal consiste en la caracterización de exoplanetas previamente conocidos que orbitan estrellas brillantes utilizando el método de los tránsitos. La operación de CHEOPS se realiza desde el centro de control ubicado en el Centro Espacial INTA Torrejón. A lo largo de dos años de operación, las capacidades de automatización de las que dispone el centro de control de CHEOPS se han utilizado para incrementar el número de operaciones que se realizan de forma automática. Actualmente, además de las tareas rutinarias y de mantenimiento, se realizan automáticamente algunas tareas no previstas y la recuperación de varias contingencias. En este artículo se presentan las capacidades de automatización que ofrece el centro de control de CHEOPS y cómo se ha implementado la automatización para dos casos específicos: la retransmisión de telemetría grabada y la verificación del estado de la memoria a bordo.

Capacidades de automatización: La misión CHEOPS se planteó desde la fase de definición con importantes capacidades de automatización para cumplir con los límites de costes de una pequeña misión de la Agencia Espacial Europea (ESA). El sistema de automatización posee un alto grado de control sobre el sistema de control de misión (MCS), lo que permite ejecutar los pases de forma completamente autónoma, estableciendo la conexión con las estaciones terrenas, enviando los comandos asignados a cada pase, descargando la telemetría grabada y realizando las tareas de post-procesado del pase. Para cada pase, el sistema reporta en tiempo real mediante email el estado general del satélite, pidiendo soporte de los operadores en caso de problemas. Del mismo modo, genera informes detallados de la ejecución de cada pase con las actividades asociadas al pre-pase, pase y post-pase y un listado de errores detectados, si se da el caso, que serán enviados por email a los operadores. Los informes que genera incluyen, entre otros, los estados de las tareas ejecutadas, listado de eventos inesperados del satélite, gráficas con los datos de la estación terrena durante el pase y las telemetrías fuera de límites y el estado del envío de los ficheros a los correspondientes destinos. De manera automática, en éstos quedan resaltados gráficamente las inconsistencias o errores



cheops

CHEOPS
AUTO PASS REPORT

Pass Information From GSPLAN

GSPLAN:	CH_STP_GSPLAN_OPER_20220418085256_20220419043705_20220507202435.xml
Ground Station:	VL2
Start Time:	2022-04-25 05:54:47
End Time:	2022-04-25 06:06:16
Prev Start Time:	2022-04-25 04:19:14

Prepare Pass

Prepare Pass:	prepare_pass_2022_04_25_05_49_47_55167_00000.log
Status:	Successful
Ground Station:	VIL2
StartTime:	2022-04-25T05:54:47
EndTime:	2022-04-25T06:06:16

Execute Pass

Execute Pass:	execute_pass_2022_04_25_05_52_47_98256_00000.log										
Status:	Successful										
OOP:	NO	DELPKT:	NO	OBTUTC:	NO	ACTPLA:	NO	OTHER:	NO		
DoD:	1.23587143421 Nominal										
TC HISTORY (RELEASE)											
TC:	# Total	16	# TTAG	0	# ASAP	8	# NIS TC	8	Transmitted:	16	
Stop PS DL:	# Total	1	BD Mode	1	Transmitted	1	Accepted	1	Executed	1	
autoTC:	# Total	7	Success	7	Assumed	0	Unknown	0	Failed	0	
TM redump TCs were sent											
App Acept:	Success	8	Idle	0	Assumed	0	Failed	0	Unverified	0	
App Exec:	Success	8	Idle	0	Unknown	0	Failed	0	Unverified	0	
TC HISTORY (EXECUTION)											
TC:	# Total	46	# NIS TC	16	# S/C TC	30					
Executed:	Success	30	Failed	0	Unknown	0					
ON BOARD EVENTS											
Warnings:	2		Expected:	2			Unexpected:	0			
Errors:	0		Expected:	0			Unexpected:	0			
Alarms:	0		Expected:	0			Unexpected:	0			

Page 1/7

Figura 1: Informe de ejecución de un pase

Retransmisión de telemetría grabada: Durante la primera fase de la misión, se necesitó periódicamente volver a descargar intervalos de telemetría grabada que no se había recibido correctamente en tierra. Este proceso implicaba interrumpir la operación automática de la misión y la presencia de un operador que actuara de forma manual durante el pase. El operador tenía que deshabilitar la descarga de telemetría automática y comandar manualmente la

descarga de los intervalos de los que se ha perdido telemetría. Si había varios intervalos, tenía que comprobar en la telemetría del satélite que una descarga había terminado antes de poder solicitar la descarga del siguiente. Y al final del pase, tenía que devolver los punteros de lectura a su posición original para que las descargas automáticas se pudieran seguir realizando correctamente en los pases siguientes.

Para automatizar todas estas actividades, se creó una tarea automática para que se ejecutara en todos los pases. Esta tarea solo necesita que el operador introduzca los intervalos de telemetría perdidos y la hora del pase en el que se desea realizar su descarga. Cuando llega el pase, el propio sistema deshabilita la descarga rutinaria, comanda la descarga del primer intervalo y espera a que la telemetría de abordo informe de que la descarga ha finalizado para poder solicitar la descarga del siguiente intervalo. Además, el propio sistema detecta si el tiempo restante del pase es suficiente para comandar descargas adicionales. En paralelo, al final del pase se detiene cualquier descarga de telemetría que se encuentre en proceso para evitar la pérdida de datos.

Verificación del estado de la memoria a bordo: El ordenador de a bordo (OBC) de CHEOPS tiene implementado un mecanismo de Detección y Corrección de Errores (EDAC) de la memoria. Esa protección se desactiva en ciertas circunstancias y solo puede ser activada de nuevo con un reinicio del OBC. Al principio de la misión, se verificó que el mecanismo desempeñaba su función correctamente, pero durante la fase de comisionado (IOC), se produjo una reconfiguración del satélite que la desactivó. A partir de ahí ya no se detectó ningún error de memoria más. Para evitar el riesgo que supondría para el satélite el reinicio del OBC, se decidió realizar el parcheo de las memorias desde tierra. Con el soporte de la ESA y especialmente del equipo de operaciones de Sentinel-5P (S5P), se adaptó un procedimiento de S5P a CHEOPS. El procedimiento permitía detectar y realizar el parcheo de cualquier dirección de memoria corrupta.

El procedimiento primero pide un chequeo de la memoria. El satélite detecta las memorias corruptas y reporta su dirección. A continuación, desde tierra se descarga el contenido de cada dirección de memoria (así como otros datos adicionales para comprobar que todo es coherente), se sube el contenido corregido y se realiza un chequeo de la dirección para comprobar que ya no hay ningún error. Sin las capacidades del sistema de automatización (procesado de parámetros de telemetría y envió de comandos con parámetros calculados en tiempo real) habría sido necesaria la presencia de un operador cada vez que se hubiera realizado el procedimiento.

Ahora, una vez a la semana, el procedimiento se ejecuta de manera automática: el sistema genera automáticamente los comandos necesarios para chequear la memoria completa a bordo y los envía al satélite en el pase correspondiente. En el siguiente pase, se descarga automáticamente la telemetría con las direcciones de memoria identificadas como corruptas y se genera un informe con la información. Durante el siguiente pase, el sistema detecta ese informe y comprueba si hay alguna memoria corrupta, caso en el que pasará a generar automáticamente los comandos para realizar el proceso de corrección de errores Al tratarse de una operación delicada, el sistema realiza múltiples chequeos para comprobar que los datos son coherentes, verifica que cada parcheo se va a poder completar antes de iniciarlo y, finalmente, verifica que se ha obtenido el resultado esperado.

Bibliografía

[1] Benz W. et al. (2020) The CHEOPS mission, *Experimental Astronomy, November 2020*

[2] Modrego D. et al. (2020) The automation system in the Cheops Mission Control Centre III Congreso de Ingenieria Espacial.

PRODIGE. Procesador de comunicaciones, definido por software, reprogramable a bordo, con funciones de inteligencia artificial y procesado en el borde

Raúl Regada Alvarez[1], Josep Prat[2], Bruno Lestriez[3], Juan Manuel Rodríguez Bejarano[4]

[1]Thales Alenia Space España (raul.regadaalvarez@thalesaleniaspace.com),
[2]Thales Alenia Space España (j.prat@thalesaleniaspace.com)
[3]Thales Alenia Space España (bruno.lestriez@thalesaleniaspace.com),
[4]Thales Alenia Space España (juan-manuel.rodriguezbejarano@thalesaleniaspace.com).

Introducción: Los satélites de telecomunicaciones son una figura clave dentro del mercado espacial y una de las puntas de lanza en el aspecto más comercial del espacio. A pesar de considerarse un mercado maduro y con poco hueco para aceptar riesgos o nuevos desarrollos, esta imagen poco tiene que ver con la realidad. Los grandes operadores de satélites de telecomunicaciones cada vez optan por soluciones más novedosas, con mayores capacidades y al mismo tiempo que permitan una flexibilidad total para adaptarse a las fluctuaciones en las necesidades de los usuarios finales.

En este marco, el corazón de este tipo de satélites se ha digitalizado ofreciendo de este modo mayor flexibilidad. Este hecho ya es una realidad en los nuevos satélites en órbita con grandes capacidades de gestión de tráfico y con cada vez mayor flexibilidad gracias a este procesado digital de la señal.

PRODIGE es la nueva generación de procesadores que además de aportar flexibilidad y reconfiguración dinámica, permite la implementación de funciones más allá del mero procesado de canales flexible. Su diseño y arquitectura es compatible con procesado hibrido de la señal (tanto transparente como regenerativo), con la implementación de funciones de inteligencia artificial orientadas a la detección de señales interferentes, control dinámico del tráfico a bordo, etc, así como de proveer de opciones para procesado en el borde (EDGE computing).

En el artículo completo se presentarán en detalle las necesidades del mercado que propiciaron el desarrollo de este producto, su arquitectura y las tecnologías claves utilizadas en este sistema de comunicaciones. En cada caso se presentarán las referencias clave para la comprensión del artículo así como de trabajos previos.

Necesidades de mercado: Como se ha mencionado en la introducción, el mercado de las comunicaciones por satélite ha evolucionado de manera rápida hacia la digitalización de las cargas útiles tanto en las grandes misiones GEO como en las constelaciones LEO. Esta digitalización se debe en gran parte a dos necesidades clave, la primera es el incremento de tráfico a gestionar a bordo para asegurar comunicaciones de gran ancho de banda demandados por los servicios actuales de los usuarios finales. La segunda necesidad clave es la flexibilidad en la configuración y en las funciones a realizar a bordo debido a la constante y cada vez más rápida evolución de los servicios requeridos por los clientes finales.

Arquitectura: PRODIGE es un producto orientado al procesado de datos en el mercado de los satélites de telecomunicación. Se basa en cuatro grandes principios: definición por software, modularidad, escalabilidad y potencial de crecimiento

Esos cuatro principios permiten que PRODIGE provea de la flexibilidad requerida por los operadores de satélites tanto a nivel funcional como de reprogramación en órbita. A lo largo del artículo final se desarrollarán cada una de los cuatro principios mencionados asociándolos a requerimientos provenientes del mercado a través de sus operadores.

PRODIGE permite la implementación de diversas funciones requeridas en los nuevos satélites de comunicaciones como, control en tiempo real de la carga útil, dinamicidad, procesado de señal tanto transparente como regenerativa, o una combinación dinámica de ambas en función de las necesidades del usuario, monitorización completa y continua del espectro, …

Gracias a la arquitectura de PRODIGE, la misma plataforma hardware es capaz de implementar las funciones mencionadas anteriormente mediante la ejecución de diferentes procesos software. Entre las funciones ya implementadas podemos encontrar: procesador de comunicaciones en bandas UHF y C, procesador para enlaces inter-satelitales, habilitador de la implementación de ciberseguridad en las comunicaciones o facilitador del control en tiempo real de las cargas útiles mediante enlaces dedicados de alta velocidad.

En el artículo final se describirá la utilización de esta arquitectura y las prestaciones obtenidas en el caso específico del procesador

PRODIGE para la misión GEOKOMSAT-3 en la cual, Thales Alenia Space en España desarrolla un procesador de comunicaciones hibrido transparente y regenerativo para los clientes coreanos LIG-Next y ETRI.

Tecnologías clave: El rápido avance en las tecnologías disponibles para embarcar en satélite, así como la capacidad de investigación por un lado y de innovación por otro de los equipos de ingeniaría que desarrollan PRODIGE ha permitido que se encuentre en desarrollo la segunda generación de este producto, tras dos versiones de la primera, incorporando tecnologías cada vez más capaces y con mayor grado de flexibilidad

Las tecnologías clave que se han ido introduciendo en cada una de las generaciones de producto se basan en:

- Soluciones de procesado híbrido hardware- software.

- Integración de los interfaces de radiofrecuencia en el procesado de la señal mediante digitalización de la propia señal de RF

- Utilización de interfaces de comunicaciones internos cada vez de mayor capacidad para la conmutación de señales: enlaces ópticos intra-módulos

- Utilización de dispositivos en el estado del arte para permitir el incremento de prestaciones así como la reprogramación segura a bordo.

- Utilización de sistemas avanzados para la disipación del calor generado (del orden de los centenares de vatios) en un entorno conductivo

Prestaciones: Las prestaciones de las diferentes generaciones de los procesadores PRODIGE se presentarán en el artículo final.

Reconocimientos: PRODIGE es una realidad gracias al trabajo y esfuerzo a lo largo de las diferentes generaciones de los profesionales de Thales Alenia Space en España así como del soporte y confianza de los clientes finales y operadores que apuestann por estas nuevas tecnologías para aumentar las prestaciones de sus satélites.

Entrenamiento de una red neuronal convolucional para detectar el Sol en el modo de movimiento no estabilizado de un nanosatélite

I. V. Belokonov, W. A. Cardenas Duran, J. G. Quijada Pioquinto

Universidad de Samara, Samara, Federación de Rusia, +7 917 949 86 03, e-mail: ing. cardenas2@gmail.com
Cardenas Duran Whilmer Alejandro, tel. +7 917 949 86 03, e-mail: ing.cardenas2@gmail.com

Se ha desarrollado una técnica para detectar objetos en el espacio utilizando la arquitectura de la Red Neuronal Convolucional (CNN). La técnica se utiliza para detectar el Sol en el modo de movimiento no estabilizado del nanosatélite. La red YOLO (You Only Look Once) versión 3 (YOLOv3) fue elegida como la arquitectura CNN. Esta red brinda la oportunidad de realizar capacitación a través de un conjunto de imágenes etiquetadas del Sol presentadas en el MS COCO (Microsoft Common Objects in Context). La arquitectura CNN ha sido adaptada para la tarea de detectar el Sol tanto en imágenes individuales como en streaming de vídeo durante el movimiento orbital del nanosatélite. Se ha fundamentado la elección de la arquitectura y las características técnicas de la CNN en relación con el problema en cuestión. Se ha creado un módulo de software para analizar los datos proporcionados por una red neuronal, como el registro del tiempo y los marcos en los que se detecta el Sol, gráficos para visualizar las trayectorias de las imágenes del Sol, el tamaño de la plantilla en la que encaja el Sol. Se describe el procedimiento de entrenamiento y las pruebas de CNN se realizan utilizando una base de datos de 50 videos recibidos de Internet (NASA, ESA, satélites ROSCOSMOS, ISS), que incluyen marcos con imágenes del Sol.

La tarea de observar el Sol utilizando nanosatélites exige mucho la precisión del sistema de control de actitud y estabilización del movimiento angular. En la actualidad, la Universidad de Samara está llevando a cabo investigaciones para garantizar la observación periódica del Sol en el modo de movimiento no estabilizado, para lo cual el nanosatélite recibe un movimiento de rotación especial en el espacio inercial para que el Sol caiga periódicamente en el campo de visión de la cámara. El modelado de este modo de movimiento no estabilizado de un nanosatélite se ha llevado a cabo en el software Systems Tool Kit (STK), que a menudo se utiliza para el estudio de misiones espaciales complejas. Se ha generado una imagen de vídeo de prueba de la observación periódica del Sol, aplicada al movimiento de un nanosatélite en una órbita circular síncrona al sol con una inclinación de ^{970}, una altitud de 500 km y un ángulo de visión de cámara de 200.

La aplicación de la metodología desarrollada de una red neuronal convolucional para detectar el Sol en el modo de movimiento no estabilizado de un nanosatélite dio un efecto positivo. Se presentan los resultados de la detección del Sol después del entrenamiento de CNN sobre imágenes de prueba. Los buenos resultados del uso de la técnica se muestran en caso de sombreado parcial del Sol por elementos externos de la estructura del satélite. También demostró la posibilidad de usar CNN para determinar la velocidad angular de un nanosatélite mediante el procesamiento de un video de transmisión simulado del Sol.

LSTM, Monitorizando la temperatura del planeta

O. Alvarez[1], D. Cortes[1], I. Cabeza[1], B. Gutiérrez[1], J. Fuentes[1], M. Elguea[1], L. Torres[1], Ana Bolea Alamañac[2], Miguel Such[2], Ilias Manolis[2], Itziar Barat[2], V. Corvalli[3]

[1]Airbus Defence and Space SAU (oriol.alvarez@airbus.com)
[2]European Space Agency (ana.bolea.alamanac@esa.int)
[3]Airbus Defence and Space SAS (vincent.chorvalli@airbus.com)

Introducción: LSTM o "Land Surface Temperature Monitoring" es una de las 6 nuevas misiones del programa de ampliación Copérnico[1], financiado por la Unión Europea y por la Agencia Espacial Europea (ESA) y que complementará las misiones "Sentinels"ya operativas.

Airbus Defence and Space en Madrid fue seleccionada en 2020 como la responsable de llevar a cabo la misión como contratista principal [1], lo que supone que, por primera vez en el programa Copérnico, una empresa española liderará el desarrollo, integración y puesta en órbita de una misión de tal envergadura.

Misión: Se estima que un 70% del consumo de agua potable en el mundo se dedica a laagricultura. Con una población mundial creciente, las superficies de cultivo se extienden año tras año mientrasquelos recursos hídricos se vuelven cada vez más escasos. El objetivo principal de LSTM es precisamente permitir el establecimiento de una agricultura sostenible y asegurar un uso eficiente del agua [2].

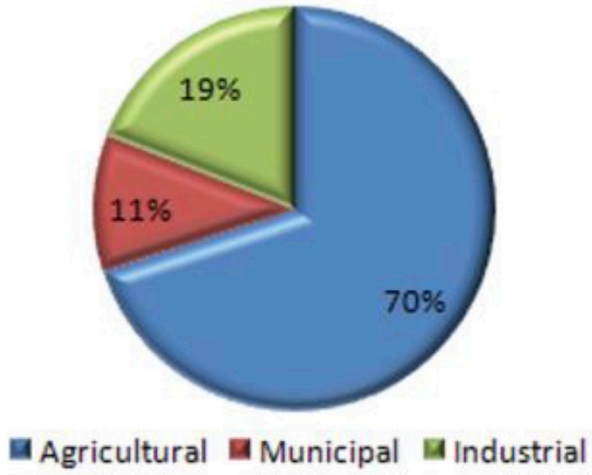


Figura 1: Ratio of world water used for agriculture, domestic and industrial sectors (AQUASTAT FAO)

LSTM es una misión de observación de la tierra que proporcionará mapas de temperatura de la superficie terrestre de alta resolución y alta revisita. Los datos proporcionados por LSTM permitirán derivar la evapotranspiración del suelo, un indicador clave en el cálculo de la eficiencia de los riegos en la agricultura. Además LSTM permitirá mejorar la gestión de los recursos hídricos, mitigar los efectos de sequías, monitorizar las islas de calor urbanas así como contribuir a la gestión de crisis durante incendios o erupciones volcánicas.

LSTM consiste en una constelación de dos satélites llamados PFM ("Proto Flight Model") y FM2 ("Flight Model 2"), con opción a un tercero llamado FM3.

Los satélites, de 1300kg cada uno, se situarán en una órbita helio síncrona de 639 km de altitud, dando 14 ¾ vueltas al planeta cada día, lo cual se traduce en un periodo de revisita global de 4 días, es decir, que cada 4 días un solo satélite es capaz de mapear toda la superficie terrestre. Considerando la constelación formada por los dos satélites PFM y FM2 se obtiene un tiempo de revisita geométrica de 2 días, es decir que cada 48 horas un satélite LSTM pasa por el mimo punto cenital de manera global. Para lograr este tiempo de revisita el satélite ofrece un campo de visión de 55 grados lo cual resulta en una cobertura de 668 km en el ecuador.

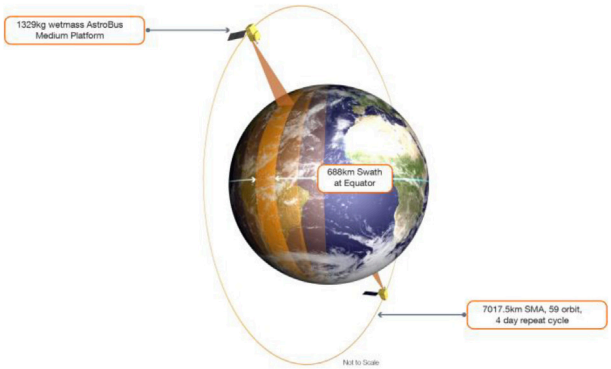


Figura 2: Orbita de LSTM

LSTM observará toda la superficie terrestre entre -56º y +83º de latitud tanto de día como de noche, pasando por latitudes Europeas a las 13 horas solares, cuando se produce el pico de estrés hídrico de los cultivos agrícolas.

Repeatcycle	4 days
CycleLength	59 Orbits
Inclination	Sun-synchronous
MLSTat45deg lat	13:00
Eccentricityvector	Frozen
Long.of1stAscendingnode	TBD

Figura 3: LSTM reference orbit definition (Airbus DS)

El primer satélite (PFM) se lanzará en 2028 mientras que el segundo (FM2) se lanzará en 2030, ambos a bordo del lanzador Europeo VEGA-C y desde el puerto espacial Europeo en Guyana Francesa.

Satélite: Cada satélite tiene una masa de lanzamiento de 1300kg, una altura de 3.2m y una envergadura de 6.5m con el panel solar desplegado. El satélite está divido en la plataforma y el instrumento y posee un diseño modular que facilita el proceso de integración.

Figura 4: Satélite LSTM (Airbus DS)

La plataforma se basa en el producto recurrente Astrobus desarrollado por Airbus y que cuenta con una extensa historia en vuelo. En su centro se encuentra el ordenador de abordo (OBC) encargado de monitorizar y comandar todas las unidades del satélite y que incorpora el nuevo sistema de gestión de ficheros CFDP y servicios PUS-C entre otros. Los datos del satélite se almacenan en una memoria de 4.5Tb y se descargan a tierra mediante un sistema de transmisión en banda Ka de hasta 1.85Gbps que implementa la nueva codificación de canal SCCC ("Serial Concatenated Convolutional Codes"), especialmente diseñada para descarga de datos en alta frecuencia. Gracias al sistema de archivos CFDP y la codificación de canal SCCC se conseguirá hacer un uso más eficiente del espectro durante las descargas y se optimizará la latencia y volumen de datos de la misión

El sistema de potencia incorpora un ala orientable 360 grados y está compuesto por tres paneles solares con una superficie total de 7 m2 y baterías de litio de 128Ahr que proporciona una potencia de pico de más de 1kW.

El sistema de control de orbita y actitud (AOCS) utiliza sensores de navegación GNSS, sensores estelares, sensores solares, magnetómetros, giróscopos, ruedas de reacción y magneto-torques.

El sistema de propulsión utiliza 8 motores de 20N cada uno y dispone de 150kg de hidracina, lo cual asegura una vida útil de hasta 12 años.

Instrumento: El instrumento principal es un telescopio de tipo escáner por barrido que combina en un mismo banco óptico de alta estabilidad tres cadenas de detección en longitudes de onda Visible (VIS), Onda Corta e Infrarrojo Cercano (NIRSWIR) e Infrarrojo Térmico (TIR). Los tres caminos ópticos forman parte del mismo telescopio, que mediante un sistema de espejos y elementos dicroicos, separa las diferentes longitudes de onda hasta llegar a cada una de sus tres cadenas de detección.

A fin de obtener la máxima calidad de imagen, los detectores de infrarrojo térmico se mantienen a una temperatura de 65K mientras que los detectores de infrarrojo cercano se mantienen a una temperatura de 200K. Las imágenes proporcionadas por el instrumento tienen una resolución de 30 – 50 metros, lo que lo convierte en el satélite civil de infrarrojo térmico con mayor resolución y tiempo de revisita, notablemente superior a los 1000 metros de resolución de Sentinel-3 (ESA/EC) o los 100 metros de Landsat-8 (NASA/USGS).

Band#	Channel	
	Centreλ(μm)	WidthΔλ(μm)
VNIR-0	0.490	0.065
VNIR-1	0.665	0.030
VNIR-2	0.865	0.02
VNIR-3	0.945	0.02
SWIR-1	1.380	0.03
SWIR-2	1.610	0.090
TIR-1	8.6	0.18
TIR-2	8.9	0.18
TIR-3	9.2	0.18
TIR-4	10.9	0.40
TIR-5	12.0	0.47

Figura 5: LSTM spectral channels (Airbus DS)

Apuesta España: LSTM tiene un presupuesto de 380 millones de Euros distribuidos en 10 años de programa, con una gran parte del presupuesto asignado directamente a empresas españolas. Se estima que el retorno a España se traduce en la creación de unos 100 puestos de trabajo de ingeniería de alta calificación para los próximos 10 años.

La adjudicación de LSTM a Airbus Defenece and Space en Madrid supone el reconocimiento de Europa a la capacitación de la industria espacial española adquirida en proyectos como Ingenio o CHEOPS y consolida a España en su rol de potencia europea para el desarrollo de grandes sistemas satelitales.

Bibliografía

[1] Airbus News (URL)

[2] ESA Mission Requirements Document (URL)

Towards artificial intelligence powered SATCOM systems

Elena Godino Llani[1]

[1]GMV, Isaac Newton 11, 28760 Tres Cantos, Spain, egodino@gmv.com

A new generation of flexible communication satellites in terms of mission definition is emerging in order to address the increasing dynamicity and demand for bandwidth. To handle such necessities, SATCOM payloads are evolving from the traditional analogic ones, already defined and fixed for specific missions, to their state-of-the-art flexible and digital counterparts, capable of redefining their mission on demand.

This change of paradigm brings challenges such as the operation within 5G/6G networks, the management of software-defined networks, or even sharing frequency bands with terrestrial communication systems.

In this context, current approaches based on the fragmentation of the ground segment into independent systems in charge of, i.e., the payload control or the resources allocation, are no longer feasible. Currently, the implementation of automated and completely integrated systems, based on the duality Operations/Business Support Systems (OSS/BSS) is more important than ever. The BSS interfaces the users allowing them to define, be provided and billed for the services. The OSS is in charge of the management of the operations required to provide and guarantee the quality of the requested services. Then, the OSS/BSS shall be understood as an orchestrated system-of-subsystems, interrelated and provided with a single source of globally accessible resources, known as the inventory.

The flexibility of this approach comes with an increased complexity in their management, so that the optimum configuration of such complex payloads require new and intelligent tools capable of optimally allocating the satellite resources, while monitoring the interferences in such a dynamic scenario.

At GMV we are convinced that the approach to achieving this task is assisting the operator with Artificial Intelligence/Machine Learning (AI/ML) tools, and in this line we have been researching for a few years now.

We have reported on the two pivotal activities that we have tackled regarding the use of AI for powering SATCOM systems, namely SATAI (Machine Learning and Artificial Intelligence for Satellite Communication) and ATRIA (AI-Powered Ground Segment Control for Flexible Payloads).

Blockchain meets space, space meets blockchain

Juan Carlos Gil Montoro[1]

[1]GMV, Isaac Newton 11, 28760 Tres Cantos, Spain, jcgil@gmv.com

Distributed Ledger Technology (DLT) refers to the technological infrastructure and protocols that allow simultaneous access, validation, and record updating in an immutable manner across a network that is spread across multiple entities or locations. In other words, DLT is a protocol that enables the secure functioning of a decentralized digital database, providing trust and transparency to data and processes.

Blockchain (although just a type of DLT, blockchain and DLT are often used interchangeably) now touches virtually every sector of human activity, so it is no surprise that the European Commission had established The European Blockchain Services Infrastructure (EBSI), a network of distributed blockchain nodes across Europe that will deliver cross-border public services to ultimately enhance the way citizens, governments and businesses interact. Another pan-European initiative is Blockchain for Industrial Transformations (#Blockchain4EU), a forward looking exploration of existing, emerging and potential applications based on blockchain and other DLTs for industrial/non-financial sectors, including space.

Being space the next frontier for business innovation, the space industry in general and the SatCom one in particular are not an exception to this trend, and GMV is actively investigating both how satellite operations (SatCom in particular) can benefit from blockchain and the other way around, how blockchain can benefit from satellite communications.

In this context we have analyzed in detail a series of use cases including spectrum management, Space Situational Awareness, tokenization of SatCom-related assets, the problem of the satellite manufacturing supply chain, frequency interference management and finally its adequacy to establish a truly global network.

Not only technical aspects are covered, but also programmatic, regulatory and ethic.

Along the way, we are also defining a satellite candidate system architecture for the applications of some of those scenarios regarding satellites and DLT usage.

HiFi and streaming music suit different needs: the satellite ground segment case

Enrique Fraga Moreira[1]

[1]GMV, Isaac Newton 11, 28760 Tres Cantos, Spain, efraga@gmv.com

The space business has witnessed yet another disruptive event with the emergence of the so-called New Space, the democratization of space, characterized from space systems becoming smaller, lighter, cheaper, and easier to operate, that have opened the doors to new players including new countries (New Zealand, India, United Arab Emirates...) and new companies both small (lots of them) and large such as Space X or Blue Origin and also new satellite formats such as minisats that are not new but that thanks to payload and other components miniaturization, cheap launches and the possibility to cooperate among them in constellations are now flourishing.

The ground segment shall adapt to this changing scenario, and GMV as worldwide leader in satellite control centres has established a strategy to cope with the "New Ground" based on a segmentation of our offer in three layers.

First, the fully-featured system, based on our classical suites of products aimed towards flagship satellite missions.

Second, a thinned set of tools keeping the high level standard of the full system but withdrawing less essential attributes to build a compact core that can be easily instantiated to serve the needs of large constellations, including current telecommunications ones (such as Oneweb) and future earth observation missions, where a tradeoff between quality of service and cost is mandatory.

And third, we address the low-cost space with a new category of products built throughout a combination of open source product and operational components from its big brothers to maintain the flight heritage.

We have explored how we have managed this diversification addressing missions where the CAPEX must be kept under control, also addressing modern software deployment scenarios such as cloud-based service delivery and Operations as a Service (OaaS).

Categoria B
Tecnología

Liderando la vigilancia espacial europea desde España: el caso de éxito de GMV

Alberto Águeda[1], Diego Escobar[1], Alfredo Antón[1]

GMV, Isaac Newton 11, 28760 Tres Cantos, Spain, e-mail: aagueda@gmv.com, descobar@gmv.com, amanton@gmv.com

En la última década, el interés por la seguridad de las futuras misiones espaciales ha crecido notablemente. Efectivamente, el espacio es un entorno congestionado en el que hay notables riesgos de colisión. En la actualidad, más de 35,000 objetos de un tamaño superior a 10 cm son monitorizados en el espacio debido a que una colisión entre ellos sería catastrófica, provocando una notable nube de fragmentos que podría derivas en colisiones en cadena conocidas como el síndrome de Kessler. Además, en torno a 1,000,000 de objetos mayores de 1 cm orbitan alrededor de la Tierra sin control ni seguimiento alguno y pueden inutilizar un satélite.

Con el fin de promover la seguridad de las futuras operaciones en el espacio, una serie de programas a nivel europeo se ha llevado a cabo en los últimos años.

En 2009 la ESA inició un programa de Conocimiento de la Situación Espacial (*Space Situational Awareness*, SSA) del que ya se han llevado a cabo 4 fases y que desde 2019 se ha rebautizado como Programa de Seguridad Espacial (Space Safety Program, S2P). En el marco del mismo, se ha desarrollado tecnología para incrementar la capacidad europea de este ámbito de la vigilancia espacial en el que tradicionalmente los EE.UU. han sido pioneros.

Además, en 2015 la UE inició un programa para el desarrollo del sistema EU SST (*European Union Space Surveillance and Tracking*) destinado a monitorizar la situación en el espacio y proporcionar servicios de evasión de colisiones así como detección y análisis de reentradas y fragmentaciones. Este sistema de sistemas está compuesto por contribuciones nacionales (en la actualidad: España, Francia, Alemania, Italia, Portugal, Polonia y Rumanía) actuando de manera federada y promueve el desarrollo de capacidades operaciones autónomas en Europa.

A modo de continuación del programa EU SST, la UE ha presentado a principios de 2022 una comunicación promoviendo el desarrollo de una capacidad europea de gestión de tráfico espacial (*Space Traffic Management*, STM).

Así mismo, un notable número de iniciativas de vigilancia espacial en el ámbito militar tanto a nivel europeo como nacional se han desarrollado también en los últimos años poniendo en manifiesto la dualidad de este ámbito y la importancia para la seguridad de los activos espaciales.

Por último, una creciente iniciativa comercial se ha desarrollado en los últimos años con la proliferación de servicios comerciales que complementan a los proporcionados por la UE y los EE.UU.

GMV ha sido muy activa en estos últimos años en el dominio de la vigilancia espacial, participando en numerosas actividades en todos los entornos listados anteriormente. Tanto es así que en la actualidad cuenta con más de 70 ingenieros trabajando en 7 países (España, Francia, Alemania, Gran Bretaña, Polonia, Rumanía y Portugal), lo que la convierte en el indiscutible líder europeo.

Se presentaron estos grandes programas y actividades europeas así como la contribución determinante de GMV a los mismos.

Servicio de determinación precisa de órbita de Copernicus – las órbitas más precisas de Europa

Jaime Fernández[1], Carlos Fernández[1], Javier Berzosa[1], Marc Fernández[1]

[1]GMV AD., Isaac Newton 11, 28760 Tres Cantos, Spain

El proyecto europeo Copernicus tiene como misión la vigilancia de la Tierra para dar respuesta a los múltiples desafíos a los que se enfrenta Europa y la humanidad en general, que incluye desde la vigilancia del medio ambiente, al soporte durante emergencias como inundaciones, sequías, terremotos, o la erupción de un volcán. El proyecto Copernicus tiene una componente espacial compuesta por una flotilla de satélites llamados Sentinels. Entre los satélites que forman parte de Copernicus, merecen especial atención las misiones Sentinel-1, -2, -3 y -6, cada una formada por dos satélites. Sentinel-1 es un radar de apertura sintética; Sentinel-2 lleva una avanzada cámara multiespectral; Sentinel-3 tiene varios instrumentos, incluyendo un altímetro, y varias cámaras para medir la altura del agua, la temperatura del suelo, así como el color de los océanos y tierra. Finalmente, Sentinel-6 tiene también un altímetro.

El procesado científico de los datos de estas misiones requiere un conocimiento muy preciso de la posición de los satélites, llegando a requerir precisiones de menos de 5 cm en tres dimensiones para llevar a cabo interferometría de radar (Sentinel-1), o 2 cm en la componente radial para altimetría (Sentinel-3 y -6). Un ejemplo claro de esta necesidad es la vigilancia de la subida del nivel del mar, debida al calentamiento global.

GMV lidera un consorcio europeo que se encarga del cálculo operacional de las órbitas precisas de esos satélites. GMV fue el encargado del desarrollo del sistema operacional, así como de las evoluciones del sistema. El desarrollo del sistema comenzó a mediados del año 2013, y en abril del 2014 se empezó a calcular las órbitas del primer satélite, Sentinel-1A. Actualmente, GMV calcula las órbitas de 7 satélites Sentinel, compuesto por dos satélites de las misiones 1, 2 y 3, y un satélite de la misión 6.

El cálculo de las órbitas se lleva a cabo usando las medidas de GNSS adquiridas por los receptores embarcados en los satélites. Para poder llevar a cabo estos cálculos, es necesario contar con productos orbitales y de tiempos de los satélites GPS y Galileo. En este sentido GMV hace uso de su servicio ***magicGNSS***.

Durante estos ocho años de operaciones, GMV ha estado evolucionando el sistema, así como los algoritmos para mejorar la calidad de los productos. En ese sentido, GMV cuenta con el soporte de muchas de las instituciones europeas y americanas líderes en este campo, incluyendo a la ESA, EUMETSAT, CNES, DLR y NASA, así como las universidades de Berna, Múnich y Delft, entre otras organizaciones. Estas organizaciones proporcionan dos tipos de soporte: por un lado, generan de manera independiente, en post-procesado, los productos orbitales, para poder evaluar la calidad de los productos operacionales. Por otro lado, proporcionan asesoramiento y realizan investigaciones para mejorar los algoritmos usados.

El resultado es que actualmente GMV es capaz de generar las órbitas requeridas por estas misiones, superando con creces los requisitos de precisión, obteniendo, en algunos casos, precisiones por debajo de 1 cm.

Se presentará el consorcio liderado por GMV, la arquitectura del servicio, que incluye la generación de las órbitas precisas, pero también otros productos, incluyendo productos de actitud de los satélites, y las medidas de GNSS obtenidas por los receptores embarcados en los satélites. Estos productos se encuentran disponibles a través de unas plataformas web de la ESA, accesibles para cualquier persona, para dar soporte a otras aplicaciones o investigaciones.

Se presentará también los procesos de control de calidad que se llevan a cabo tanto en tiempo real, como en post-procesado, para poder garantizar la calidad del servicio. Finalmente se mostrarán las prestaciones actuales obtenidas con los diversos productos orbitales generados.

Using integral indices to evaluate orbital perturbations in satellites

F. B. A. Prado[1]

[1]Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE), 1758 Av. dos Astronautas, CEP. 12227-010 São José dos Campos – SP, Brazil, Antonio.prado@.inpe.br

Introducción: The present paper has the goal of showing a new criterion to evaluate orbital perturbations in satellite around the Earth. Using this technique, it is possible to search for orbits that minimize the fuel consumption for station-keeping maneuvers. This method is based in the integral over the time of the select perturbing force, which measures the total variation of velocity given by the perturbation acting in the spacecraft. This index is related to the variation of velocity that an engine should apply to the spacecraft to keep the orbit inside some given parameters. This integral is a characteristic of the orbit and the perturbation considered and does not depend on the type of engine used. In this sense, this integral index can be seen as a criterion to select the orbit of the spacecraft. Larger values imply in less interesting orbits. This concept can be applied to any perturbation. A review of those solutions will be made. As an example, the perturbation caused by a third body is considered.

Mathematical Models: The equations given by the mathematical model used to describe the problem for the example selected (third-body perturbation) are shown here. It is assumed the existence of a main body with mass m0, fixed in the center of the reference system x-y-z. This body is the Earth, in the simulations shown here. There is also a body that is perturbing the motion of the satellite (the Sun or the Moon in the simulations shown here), with mass m', that is assumed to be in a circular orbit with semi-major axis a' and mean motion n' around the central body. The spacecraft is assumed to be in a three-dimensional elliptic orbit that has orbital elements: a (semi-major axis), e (eccentricity), i (inclination), w (argument of perigee), Ω (longitude of the ascending node) and the mean motion is n. The magnitude of the perturbation force by unit of mass acting in the spacecraft can be obtained by the disturbing potential:

$$U = -G\left[m_M\left(\frac{xx_M+yy_M+zz_M}{r_{EM}^3}-\frac{1}{r_M}\right)+m_S\left(\frac{xx_S+yy_S+zz_S}{r_{ES}^3}-\frac{1}{r_S}\right)\right]$$

where the coordinates of the Sun is (x_S, y_S, z_S), the coordinates of the Moon is (x_M, y_M, z_M), the coordinates of the spacecraft is (x, y, z), G is the gravitational constant, m_M and m_S are the masses of the Moon and the Sun, respectively, and r_{EM}, r_{ES}, r_M and r_S are the distances between the Moon and the Earth, between the Sun and the Earth, between the spacecraft and the Moon and between the spacecraft and the Sun, respectively. The Earth is assumed to be in the center of the reference system.

In this way, the integral of the magnitude of the force over the time for one period of the spacecraft T, that will be called PI (that stands for "Perturbation Integral"), is given by:

$$PI = \int_0^T |Grad(U)|dt$$

Advantages of the method: This new criterion has the following characteristics:

1) It is a dynamical criterion. So, the index calculated depends on the specific orbit of the spacecraft and on the force model adopted;

2) Since the orbits are Keplerian all the time, it means that it is possible to calculate this index for each perturbation individually. In this way, the effect of each force is evaluated regarding its integral effect for one period of the nominal orbit desired for the spacecraft and it is possible to compare those numbers to decide which forces needs to be taken into account to obtain the motion of the spacecraft, according to the accuracy required by the study;

3) For a given pair of orbits (perturbed and perturbing bodies), this index also depends on the initial position of the bodies. So, to have a complete view of those numbers, considering that the spacecraft will stay in orbit for several periods of the primaries, it is interesting to make an average over the initial true anomaly (f) of the perturbing body;

4) This index measures the amount of variation of velocity that the perturbation causes in the spacecraft, so it can be related to the fuel consumption required to keep the orbit of the spacecraft Keplerian. Although there are engineering reasons to be considered in maneuvers like that (propulsion non ideality of many types, as well as strategy of maneuvers that explore the possibility of allowing instantaneous deviation from the nominal orbit to occur, etc), this number identifies which orbits have potential to require less consumption of fuel for the maneuvers. In this way, it points out the more economical orbits to place a spacecraft.

Results: Several resusts will be shown for diferente perturbations. As an example, the next figure shows the Perturbation Integral (m/s) for one period of the spacecraft as a function of its inclination (rad) considering only the Moon as the perturbing body. The true anomalies of the Moon at time zero are: zero (dotted line), π/2 (dot-dashed line), π (dashed line), 3π/2 (continuous line).

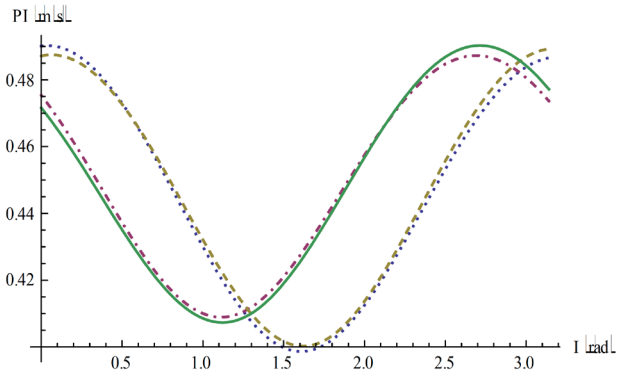


Figure 1- Perturbation Integral (m/s) for one period of the spacecraft as a function of its inclination (rad) considering only the Moon as the perturbing body. The true anomalies of the Moon at time zero are: zero (dotted line), π/2 (dot-dashed line), π (dashed line), 3π/2 (continuous line).

Conclusions: This paper will show a definition of a new criterion to choose orbits for a space mission, focused in the fuel consumption for station keeping maneuvers, which considers the effects of the perturbations suffered by the spacecraft by means of evaluating the integral over the time of the perturbations.

This criterion is applied to the perturbation of a third-body included in the dynamics, and numerical results are shown for the luni-solar perturbations, as an example of the technique, but other results will be shown in the final paper.

The results of this example showed the dependence of this index with the initial relative geometry of the bodies, so a study was made considering an average over the initial positions of the perturbing bodies, which are specified by the true anomalies of the Sun and the Moon at the initial time.

The effects of the Moon are larger, by a factor in the range between 2 and 3, when compared to the effects of the Sun, depending on which orbital element of the orbit of the spacecraft is under study. It is also noticed that the effect of the combined effects of the Sun and the Moon is smaller than the sum of the effects individually.

It is also shown that there is a linear relation linking the semi-major axis of the orbit of the spacecraft and the effects of the third-body perturbation. Another characteristic found here is that, if it is necessary to place a satellite behind the orbit of the Moon, there is point with minimum value for the effect of the third-body perturbation, which is located near the position of 620,000,000 m from the Earth. The effects tend to very large.

Regarding the eccentricity of the orbit of the spacecraft, it was shown that circular orbits requires less fuel consumption for station keeping maneuvers when compared to elliptic orbits and that this difference is very large, in the order of 50%.

The inclination of the orbit of the spacecraft plays an important role in the costs for station-keeping, with a difference of the order of 15% between maximum and minimum. The higher values for the effects appear for the cases where the orbit of the spacecraft is coplanar with the Moon, either prograde or retrograde, and the minimum occur for perpendicular orbits.

The effects due to the variations of the argument of the ascending node and the longitude of the perigee of the orbit of the spacecraft are negligible.

The variation of the inclination of the orbit of the Moon in the range from 18 to 28 degrees have no significant difference in the results, expect when studying the inclination of the orbit of the spacecraft. In this situation, the difference between the two extreme cases is about 0.01 m/s, which correspond to 2%.

Bibliografía

Domingos, R.C.; Vilhena de Moraes, R. and Prado, A.F.B.A., Third body perturbation using a single averaged model considering elliptic orbits for the disturbing body. Advances in the Astronautical Sciences, 130, 1571-1578, 2008.

Carvalho, J.P.S.; Elipe, A.; Vilhena de Moraes,

R. and Prado, A.F.B.A., Low-altitude, near-polar and near-circular orbits around Europa. Advances in Space Research, 49, 994-1006, 2012.

Roy, A. E.. Luni-Solar Perturbations of an Earth Satellite. Astrophysics and Space Science, 4, 375-386, 1969.

Antonio Fernando Bertachini de Almeida Prado, “Searching for Orbits with Minimum Fuel Consumption for Station-Keeping Maneuvers: An Application to Lunisolar Perturbations”, Mathematical Problems in Engineering, vol. 2013, Article ID 415015, 11 pages, 2013. https://doi.org/10.1155/2013/415015.

Análisis de las estaciones base para comunicaciones con constelaciones de satélites LEO

Irene Merino-Fernandez[1] (imerino@iuma.ulpgc.es), J. del Pino[1], S.L. Kemchandani[1], B. Quintana-Sánchez[2]

[1]Instituto Universitario de Microelectrónica Aplicada, Universidad de Las Palmas de Gran Canaria
[2]Wireless Innovative MMIC S.L.

Introducción: Los sistemas de comunicaciones emergentes, como la quinta generación de telefonía móvil (5G) o las mega constelaciones de satélites *Low Earth Orbit* (LEO) harán uso de la alta frecuencia, en las conocidas bandas milimétricas, formadas por las bandas X, Ku, K, Ka, V y W, con la finalidad de ofrecer tasas de datos altas, además de ampliar el rango de coberturas para dar soporte a un mayor número de usuarios. El uso de estas bandas presenta una serie de problemas asociados como las altas pérdidas debidas al espacio libre y la baja difracción de las señales milimétricas que dificulta el atravesar obstáculos.

Las constelaciones de satélites LEO son aquellas cuya órbita es relativamente cercana a la superficie terrestre situándose en altitudes entre los 500 y 2000 km [1]. Para aumentar la cobertura y cubrir grandes zonas simultáneamente, las constelaciones LEO cuentan con un elevado número de satélites, formando una red alrededor de la Tierra. Estas constelaciones se presentan como solución para complementar las comunicaciones 5G, dando cobertura global y apoyo en diferentes aspectos, como la mejora del ancho de banda móvil, o *massive Machine Type Communication* (mMTC), que permitirán un gran rango de aplicaciones de internet de las cosas operando en grandes áreas geográficas o comunicaciones de alta fiabilidad, las cuales nos dan latencias del orden de 30 ms, con un retardo de propagación de 2 ms entre la tierra y los satélites [1]. Actualmente empresas como SpaceX, Telesat y OneWeb tienen sus propias constelaciones de satélites en operación, mientras que otras empresas como Amazon se encuentran desarrollando sus propios proyectos.

La configuración de la comunicación con las constelaciones se compone de los siguientes elementos: los usuarios, que son los que realizan las peticiones de servicio, las estaciones base, que atienden estas peticiones, y los satélites, que reciben la petición y la envían a la estación terrestre más cercana, ya sea de forma directa, o enviándola a otro satélite en el caso de que no haya una estación suficientemente cerca, entendiendo que los satélites no son los proveedores directos del servicio [2].

En las comunicaciones satelitales de la actualidad predomina el uso de antenas parabólicas, las cuales presentan diferentes limitaciones. Por un lado, su estructura poco aerodinámica, no permite su instalación en vehículos móviles, y en ningún caso funcionaría con éste en movimiento. Por otro lado, el peso y las dimensiones son poco prácticas en el caso de instalaciones que no son fijas. Finalmente, las antenas parabólicas presentan una elevada dificultad en el apuntamiento a los satélites ya que estos no tienen una órbita fija alrededor del ecuador. Esto hace que no siempre sigan la misma ruta alrededor de la Tierra y que sea necesario rectificar de forma mecánica la posición de la antena constantemente, empleando modelos complejos y pesados.

Solución propuesta: El *beamforming* basado en *arrays* de antenas en fase se presenta como una solución para reducir las pérdidas en los enlaces con la ganancia del *array*. Esta técnica consiste en la formación de *beams* de manera electrónica, de forma que se pueda ajustar la dirección de apuntamiento de la antena de transmisión o recepción modificando la fase de la señal a transmitir o recibir de una marea precisa [3]. Así, la antena podrá realizar un apuntamiento continuo e ininterrumpido sin necesidad de ningún elemento mecánico. Además, el uso de *arrays* de antenas en fase permite establecer comunicaciones inalámbricas robustas haciendo uso de algoritmos *Multiple-Input Multiple-Output* (MIMO).

Actualmente, existen diferentes estructuras de *beamformers:* los analógicos, los digitales y los híbridos.

En el caso de los *beamformers* analógicos, el desfase se realiza en la banda de radiofrecuencia (RF) en el dominio analógico. Esta arquitectura utiliza un reducido número de componentes, ya que únicamente precisa de un conversor de frecuencias, reduciendo de esta manera los costes y el consumo de potencia. Sin embargo, utilizan un desfasador analógico por cada antena, los cuales son difíciles de implementar, especialmente a frecuencias altas debido a las pérdidas y error que introducen en el desfase [4].

Los *beamformers* digitales realizan el desfase de la señal en el dominio digital permitiendo la generación y recepción de *beams* más precisos, la comunicación con varios *beams* a la vez y una calibración más precisa del sistema [4]. Sin embargo, necesitan un convertidor de analógico a digital y de digital a analógico (DAC/ADC) y un conversor de frecuencias para cada antena. Esto tiene repercusiones directas sobre el consumo de potencia, por lo que hay que tener especial cuidado en el diseño [5].

Los *beamformers* híbridos son una combinación entre las dos arquitecturas mencionadas, realizando el desfase en dos etapas. En una primera etapa hacen uso de desfasadores digitales, mientras que la segunda emplea desfasadores analógicos para hacer un paso más fino [4].

El Instituto Universitario de Microelectrónica Aplicada (IUMA), perteneciente a la Universidad de Las Palmas de Gran Canaria (ULPGC), junto con la empresa canaria Wireless Innovative MMIC S.L. está investigando en la actualidad el uso de estas técnicas para el desarrollo de circuitos para sistemas de *arrays* de antenas en fase para la banda Ku (12- 18 GHz) y Ka (26,5-40GHz).

Antenas *phased array*: Uno de los aspectos ya abordados desde el IUMA es el análisis y diseño de antenas *phased array* para constelaciones de satélites LEO [6]. En una fase inicial, se diseñaron dos antenas tipo parche: una para transmisión, que opera en la banda Ka (de 27,5 GHz a 30GHz), y otra para recepción, operando en la banda Ku (de 17,8 GHz a 20,2 GHz). Para ello, se realizó un estudio sobre los diferentes materiales disponibles para trabajar en estas frecuencias, además de abordar las técnicas de diseño geométrico y de alimentación. Las antenas obtenidas se muestran en la Figura 1, alimentándolas a través de una vía situada en el punto marcado por (Xf,Yf).

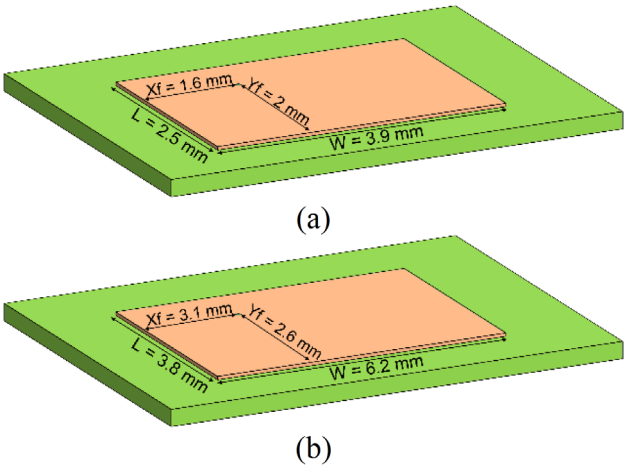


Figura 1. (a) Antena parche de transmisión. (b) Antena parche de recepción.

Una vez obtenidas las antenas parche, se obtuvo el número de elementos radiantes necesarios para sustituir las antenas parabólicas de SpaceX, Telesat, OneWeb y Amazon para las estaciones base de transmisión y de recepción, en base a especificaciones dadas por cada una de las constelaciones de satélites: para la transmisión, se tuvo en cuenta la Potencia Radiada Isotrópica Equivalente (EIRP), mientras que en la recepción se tuvo en cuenta la ganancia de recepción. Se probaron diferentes formas de disponer los elementos en los *arrays*: cuadrada, circular y hexagonal. En la Tabla 1 se muestran las antenas obtenidas para transmisión usando la configuración circular de elementos, mientras que en la Tabla 2 se indican las antenas obtenidas en el caso de la recepción para una disposición hexagonal de elementos.

Satélite	EIRP (dBW)	Elementos obtenidos
SpaceX	68,4	4000
Telesat	75,9	9600
OneWeb	63,2	2150
Amazon	62,3	1950

Tabla 1. Dimensionamiento array de transmisión.

Satélite	Ganancia (dBi)	Elementos obtenidos
SpaceX	46,9	8900
Telesat	45,5	6300
OneWeb	51,5	27000
Amazon	50,2	19500

Tabla 2. Dimensionamiento array de recepción.

Conclusiones: Estos trabajos constituyen el primer paso para posteriormente abordar el diseño de los diferentes elementos que componen las antenas de tipo *array* en fase aplicadas en las estaciones base para comunicaciones con constelaciones de satélites LEO. En este proyecto se pretende diseñar, fabricar y verificar los circuitos integrados de microondas monolíticos (*Monolithic Microwave Integrated Circuits*, MMIC) que permitan el desarrollo de los *beamformers* necesarios para este tipo de antenas. Como primera aproximación se plantea el desarrollo de *beamformers* de tipo analógico, para posteriormente mejorar sus prestaciones mediante una estructura híbrida que permita aprovechar las ventajas en precisión y número de *beams* de la arquitectura digital.

Bibliografía

[1] I. Leyva-Mayorga et al., "LEO Small-Satellite Constellations for 5G and Beyond-5G Communications". [2] R. Zhang, et al., "Interference-Aware Radio Resource Management for Cognitive High-Throughput Satellite Systems,"

[3] "Phased-Array Radar Systems Engineering Training Courses." 2022. [4] B. Chandhoke, "Design Innovations in 5G mmWave FEMs & Phased Arrays." [5] S. Jang, "A CMOS Digital Beamforming Receiver," 2018. [6] I. Merino- Fernandez et al., "Phased Array Antenna Analysis and Design for LEO Satellite Constellations".

Subsistemas de potencia de Airbus Crisa para vuelos tripulados

Emilio Lapeña[1], Jesús Ortiz[2], José María Carnicer[3]

[1]Airbus Crisa (emilio.lapena@airbus.com)

[2]Airbus Crisa (jesus.ortiz-martin@airbus.com)

[3]Airbus Crisa (jose.carnicer@airbus.com)

Introducción: Airbus Crisa está desarrollando un papel muy relevante en el ámbito de los subsistemas de potencia para misiones tripuladas. Nuestra compañía lleva a cabo el diseño y la fabricación de varios equipos electrónicos de gestión de potencia embarcados en el elemento HALO (Habitation And Logistics Outpost) de la estación espacial Gateway y en el ESM (European Service Module) de la cápsula Orion.

La experiencia ganada en los diseños de unidades de conversión de energía para todo tipo de misiones de observación de la Tierra, satélites de telecomunicaciones y misiones de exploración del Sistema Solar ha sido la llave que nos ha permitido acceder a este tipo de misiones en las que la fiabilidad y la tolerancia a fallos es clave para alcanzar los objetivos de la misión y, lo que es más importante en este caso, garantizar la seguridad de la tripulación.

La TCU de Orion: Airbus Crisa diseña y fabrica la unidad de control térmico (TCU) del Módulo de Servicio de Orion. La TCU tiene un papel clave en la cadena de control implementada por el ordenador de a bordo del módulo tripulado: para ello adquiere las temperaturas del Módulo de Servicio, así como las presiones y el contenido de los diferentes depósitos. Toda esta información es procesada por el ordenador del módulo tripulado, el cual envía comandos a la TCU via TTE operando a 1 Gbit para que ésta ejecute las órdenes de control necesarias sobre los calentadores y las válvulas que gestionan los recursos del vehículo.

El diseño de la TCU ha sido orientado a minimizar el volumen, la masa y la potencia disipada por la unidad. La TCU no está redundada internamente, ya que la tolerancia a fallos requerida se alcanza duplicando la unidad a nivel del sistema eléctrico de Orion. No obstante la TCU implementa una serie de protecciones internas que impiden la propagación de cualquier fallo fuera de la unidad, lo cual es especialmente crítico en el marco de un vuelo tripulado.

El subsistema de potencia de HALO: Airbus Crisa diseña y fabrica el subsistema de potencia del elemento HALO de la estación espacial Gateway, designado con las siglas PMAD (Power Management And Distribution). HALO será el habitáculo donde se alojaran los astronautas en las primeras misiones tripuladas a la Luna. Al ser el primer elemento de Gateway detrás del Power and Propulsion Element (la central eléctrica de Gateway), la totalidad de la potencia de Gateway es gestionada por PMAD, un total de hasta 32 kW utilizados para satisfacer las necesidades propias de HALO, de los demás elementos que en el futuro formarán parte de la estructura de Gateway (como el Habitat Europeo), así como las necesidades de los vehículos visitantes a la estación entre los cuales se encuentran los de suministros, descenso a la Luna o el propio Orion.

El sistema de potencia de Gateway implementa dos dominios, cada uno de los cuales está diseñado para manejar la mitad de la potencia total de Gateway en ausencia de fallo o la totalidad en caso de fallo, con el objeto principal de salvaguardar la vida de la tripulación. Cada dominio va equipado con un PMAD, que a su vez está compuesto por 2 unidades, una que da servicio a las funciones de plataforma de HALO y otra que gestiona la potencia de los diferentes usuarios dentro y fuera de HALO.

Por consiguiente, cada dominio, es decir cada PMAD, gestiona y gobierna 2 railes primarios de alimentación de potencia, y genera 5 railes de alimentación secundarios con potencias desde 1 kW hasta 6kW, incluso tras cualquier fallo en el sistema. Cada PMAD también gestiona una batería cuyo uso primario tiene lugar en las fases de eclipse de la misión.

Todos los convertidores de PMAD son controlados digitalmente, maximizando así sus capacidades de programabilidad y configurabilidad. De hecho el mismo diseño de convertidor bidireccional, con aislamiento entre el bus primario y el bus secundario que genera, se usa como cargador y descargador de la batería, para la generación de los voltajes secundarios que usará la tripulación cuando se encuentre a bordo, así como para alimentar a los vehículos visitantes que lleguen a Gateway. Este diseño proporciona 3 kW de potencia por cada módulo, pudiendo operar en paralelo con otros módulos bajo el control de un amplificador de error tolerante a un fallo por cada rail de potencia a gobernar, los cuales también están incluidos en el diseño de PMAD.

Todos los fallos que puedan tener lugar en un elemento de Gateway deben quedar confinados en ese elemento, no propagándose a los contiguos. Además, cada elemento debe poder ser aislado de sus vecinos para labores de mantenimiento o cuando lleguen a la estación nuevos elementos hasta su configuración final. Esto ha llevado a incluir a la entrada y salida de PMAD los elementos de protección de estado sólido con más capacidad de corriente que se han diseñado hasta la fecha para vuelo. En la ISS actualmente en órbita, estos elementos estaban implementados con contactores electromecánicos lentos y voluminosos, mientras que el innovador

diseño desarrollado por Airbus Crisa implementa un sistema de protección bidireccional con tiempos de reacción inferiores a una decena de microsegundos mientras que permiten la programación digital de su nivel de disparo entre 20 A y 165 A en 256 pasos.

La fiabilidad que es necesario garantizar para una misión tripulada es el elemento clave de la arquitectura de PMAD. El concepto PMAD se ha construido con unidades de gestión de potencia "clásicas" tolerantes a un fallo, como las que equiparían cualquiera de nuestros satélites, mientras que la tolerancia a doble fallo está implementada al nivel de la arquitectura eléctrica del subsistema de potencia, gracias a la manera en que estas unidades tolerantes a un fallo han sido combinadas e interconectadas.

En particular PMAD implementa los bloques funcionales necesarios parta habilitar la capacidad de transferir energía entre dominios, al nivel de los buses primarios (hasta 165 A), del bus secundario de 28V (hasta 40 A), y del bus secundario de 120V (hasta 55 A).

Debido a la gran cantidad de buses primarios y secundarios que deben convivir en cada dominio de potencia respetando las reglas de aislamiento entre ellos, una alimentación auxiliar y unas comunicaciones internas clásicas no eran posibles en esta misión. Airbus Crisa ha desarrollado para PMAD un par de buses internos de alimentación en alterna al cual cada usuario (cada tarjeta) se conecta mediante un pequeño transformador que genera los voltajes secundarios para esa función.

Además las funciones de telemedida y telecomando de cada tarjeta se llevan a cabo mediante un par de buses de comunicación serie internos, aislados al nivel de cada usuario por aisladores magneto-resistivos de alta velocidad.

El innovador empaquetado definido para la unidad permite el reemplazo de tarjetas por la tripulación en órbita, de acuerdo a los requisitos de la NASA. El diseño tolera el ambiente propio de un vuelo tripulado incluyendo alto contenido en oxígeno, alta humedad relativa del aire, tolerancia a líquidos derramados por la tripulación y operación en ambiente presurizado o despresurizado.

El concepto PMAD conocido como **G**ateway **H**igh **P**ower **P**arts (GHPP) se ha convertido en un estándar de sistemas de potencia para misiones tripuladas. Actualmente, está siendo considerada para ser utilizada en otros elementos de Gateway, así como en futuras misiones para estaciones internacionales así como misiones para la exploración lunar.

Coches autónomos gracias a tecnologías de navegación por satélite

Ana González, Irma Rodríguez, Guillermo Tobías, David Calle, Enrique Carbonell, Pedro Navarro

GMV, España

Las soluciones basadas en GNSS cada vez tienen un papel de mayor importancia en las aplicaciones de conducción autónoma. Hay una serie de factores que apuntan que su importancia evolucione para las futuras generaciones de coches autónomos que llegarán en los próximos años. Entre otros, el gran interés en la industria para introducir mayores niveles de autonomía hace que los ciclos de desarrollo tecnológico sean mucho más ágiles que lo que típicamente se ve en otros sectores como la aviación. Todo esto sin olvidar que los requisitos para este tipo de aplicaciones han de estar en los máximos niveles de precisión, robustez e integridad.

Las soluciones GNSS están evolucionando para utilizar cada vez una mayor cantidad de información procedente de diferentes fuentes (sensores, señales, servicios externos), que permiten la implementación de soluciones más avanzadas. En el sector de la automoción, contamos además con complejos sistemas de SW embebidos en Unidades de Control Electrónico (ECU), que añaden un factor extra de complejidad al requerir algoritmos cada vez más optimizados en tiempo de computación. Los resultados observados hasta ahora son bastante prometedores.

En esta charla, se analizarán los principales retos a los que deben enfrentarse las soluciones basadas en GNSS para las aplicaciones de conducción Autónoma. Tecnologías como el PPP (Precise Point Positioning), en combinación con datos de aumentación regional, ofrecen alta precisión y convergencia casi instantánea. Hoy en día también es posible ofrecer al usuario una solución de integridad robusta y fiable, similar al concepto utilizado en aviación. La hibridación con sensores embarcados en el coche proporcionan un buen nivel de prestaciones en escenarios de navegación a estima (Dead Reckoning).

La implementación de mecanismos para defender al usuario de diferentes ciberataques o incluso amenazas como Jamming y Spoofing también son claves para certificar una experiencia de usuario final segura. Todo ello contando con el reto que supone el considerar diferentes tipos de ambientes y escenarios (cielo abierto vs. Urbano, bajas y altas velocidades, etc).

Los próximos años nos prometen importantes avances al asumir tecnologías que abrirán más aún las perspectivas para las soluciones basadas en GNSS: Nuevas señales de las constelaciones GPS o BeiDou, servicios globales como Galileo HAS, o sistemas de aumentación locales para PPP. Otros avances como el uso de mapas HD, puntos de referencia en carretera, odometría visual, Localización y Mapeo Simultaneo (SLAM) e incluso machine learning ofrecen un gran potencial para la hibridación y mejora de la precisión, continuidad e integridad de la solución.

La clave consiste en entender cómo aprovechar al máximo estas capacidades. El objetivo de esta presentación será revisar las tecnologías disponibles para poder ofrecer una fuente de información segura, precisa y fiable tal y como es requerido en la industria de la conducción autónoma.

Isru in the moon; extraction of oxigen and metals by ffc process

C.Ortega[1] , C.Camañes[1] A. Garbayo[2], A. Fouto[2], S. Reeve[2]

[1]Added Value Solutions, C/Albert Einstein 35, 2015 Vitoria, SP, space@a-v-s.es.
[2]Added Value Solutions, Harwell Space Cluster, OX110QX, UK agarbayo@a-v- s.uk

Introducción: For sustainable habitation on the Moon, it is necessary to utilise resources that are found on the Moon rather than transport these resources from Earth; one of these resources is oxygen. The European Space Agency is planning an oxygen extraction demonstration mission for launch to the Moon in the near future. AVS is part of an project that aims to demonstrate its feasibility. This paper describes a payload concept designed for this mission to demonstrate the Metalysis FFC process for the production of oxygen. This process uses electrochemical reduction of lunar regolith into a metallic powder and oxygen in a molten salt bath.

ISRU-DM Cristiacl technologies: The primary reactors and sample handling infrastructure are combined into one large package with separate modular units for the ancillary sub-systems:

- Transfer & Processing (T&P)
- Reaction Plant (RP)
- Analytical Instrumentation (AI)
- Fluid & Gas Management (F&G)
- Power & Control electronics (P&C)

The Regolith Acquisition (RA) sub-system is attached directly to the lander. Lunar regolith is sampled from the lunar surface using a brushing mechanism end-effector which is mounted on an arm.

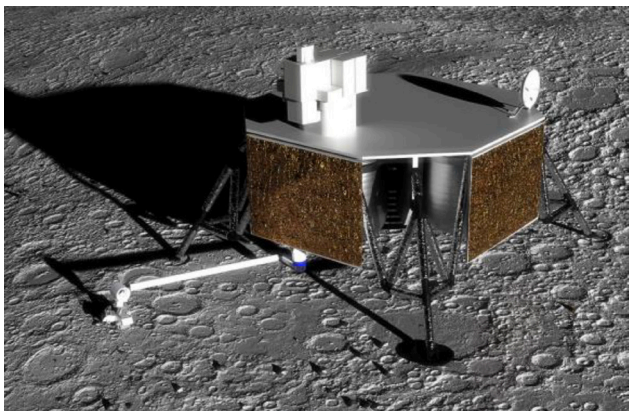


Figura 1: ISRU.DM Payload concept(Fuente: AVS)

All sub-systems are designed to be modular to enable their accommodation on different lunar landers, both commercial and institutional.

Key to an O2 Extraction Demonstration Mission will be careful management and use of European technology development to ensure mission objectives can be achieved within short timescales, low cost and acceptable risk. AVS is also working in parallel on a variety of developments aligned to reach this goal: seals compatible with the demanding reactor requirements, mechanisms compatible with dust presence etc.

Bibliografía

[1] Barber, S. J.; Carpenter, James; Wright, Ian; Morse, Andrew; Sheridan, Simon; Morgan, Geraint; Gibson, Everett; Howell, Chris; Reiss, Phil; Fisackerly, Richard and Houndou, B. (2015). "ProsPA: A miniature chemical laboratory for in- situ assessment of lunar volatile resources. In: European Lunar Science and Exploration", 12-15 May 2015, Frascati, Italy.

[2] Binns, D.A. et al, "Lunar In-Situ Resource Utilisation (ISRU) Demonstration Mission Activities in ESA's Exploration Programme", IAC- 18.A3.2B, 69th International Astronautical Congress (IAC), Bremen, Germany, 1-5 October 2018.

[3] Binns, D.A. et al, "Review and Analysis of (European) Building Blocks for a Future Moon Village", IAC-17-D.1.7, 68th International Astronautical Congress (IAC), Adelaide, Australia, 25-29 September 2017

[4] Ellery, A., Lowing, P., Wanjara, P., Kirby, M., Mellor, I., Doughty, G. "FFC Cambridge Process with Metal 3D Printing as Universal In-Situ Resource Utilisation", 14th Symposium on Advanced Space Technologies in Robotics and Automation (ASTRA) 2017

[5] Ellery, A., Lowing, P., Wanjara, P., Kirby, M., Mellor, I., Doughty, G. "FFC Cambridge Process and Metallic 3D Printing for Deep In-Situ Resource Utilisation – A Match Made on the Moon.", 68th International Astronautical Conference (IAC) 2017

[6] Hecht, M.H., Hoffman J. A., 'The Marse Oxygen ISRU Experiment (MOXIE) on the Mars 2020 Rover', 3rd International Workshop on Instrumentation for Planetary Missions (2016)

[7] Lomax, B.A., Conti, M., Khan, N., Bennett N.S., Ganin, A.Y., Symes, M.D. "Proving the viability of an electrochemical process for the simultaneous extraction of oxygen and production of metal alloys from lunar regolith". Planetary and Space Science, 180(2020)104748

[8] Schwandt, C. Hamilton, J.A., Fray, D.J., Crawford, I.A. "The production of oxygen and metal from lunar regolith." Planetary and Space Science, 74(2012)79

[9] Tripuraneni Kilby, K.C., Centeno, L., Doughty, G., Mucklejohn, S., and Fray, D.J., "The Electrochemical Production of Oxygen and Metal via the FFC-Cambridge Process" Space Resources Round Table VIII, (2006)64

Emulador de un sistema de criptografía cuántica: comparación de los protocolos de distribución de claves cuánticas BB84 y BB84 eficiente

I. Carnoto[1], P. Fajardo[1], E. García[1], J. Cabrero[2], F. Morales[2], R. Pulido[2]

[1]Universidad Carlos III de Madrid (UC3M). Avda. Universidad 30, 28911. Leganés. (icarnoto@ing.uc3m.es),
[2]Ingeniería de Sistemas para la Defensa de España (ISDEFE). Calle Beatriz de Bobadilla, 3. 28040. Madrid.

Introducción: En este trabajo se han comparado dos protocolos de distribución de claves cuánticas, el BB84 y BB84 eficiente, y se ha desarrollado un emulador de un sistema de criptografía cuántica para implementar aquel que brinda las mejores prestaciones en términos de eficiencia y capacidad de detección de un espía.

Bases Teóricas: La criptografía cuántica aprovecha las características de la mecánica cuántica para generar mensajes teóricamente indescifrables. Estos son: la verdadera aleatoriedad, el teorema de no-clonación y la capacidad de detección de espías. Es posible generar secuencias de bits completamente aleatorias, por ejemplo, haciendo incidir un fotón polarizado diagonalmente sobre un divisor de haz, este será transmitido o reflejado con un 50% de probabilidad. El teorema de no-clonación afirma que es imposible crear una copia exacta de un estado cuántico aleatorio desconocido. Por último, la monitorización pasiva de señales desconocidas se encuentra prohibida, un espía que intenta robar información sobre estados cuánticos causará casi siempre alteraciones detectables.

El emulador desarrollado simula ambos protocolos. En el protocolo BB84 se codifica la información de un bit en la polarización de un fotón usando dos bases, la " + " y la " × ". Estas son equiprobables.

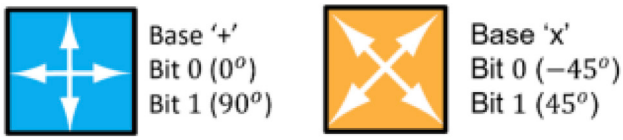


Figura 1. Bases de polarización.

Alice transmitirá una secuencia de bits codificada según una secuencia aleatoria de bases y Bob usará otra cadena arbitraria de bases para medir cada fotón. Cuando las bases coinciden, la medida realizada es correcta, mientras que cuando no sean iguales Bob obtendrá como resultado '0' o '1' aleatoriamente. Alice y Bob se intercambian la secuencia de bases usada y descartan todos los bits donde las bases no coinciden. De la secuencia restante intercambian algunos bits como prueba, si existen diferencias en estos concluyen que ha habido un espía en la comunicación.

El protocolo BB84 eficiente funciona igual que el original, pero con algunos cambios. Las bases ahora no son equiprobables, siendo la base "+" la mayoritaria. Al comparar las bases se descartan los bits de bases no coincidentes, la clave se forma con los bits donde coincide la base "+" y en los que coincide la base "×" se usan para detectar al espía.

Teóricamente, el protocolo BB84 tiene una eficiencia menor al 50%, debido a que solo el 50% de los bits coincidirán en bases y además, se descarta otro porcentaje en pruebas. En el BB84 eficiente la eficiencia viene dada por la probabilidad de la base "+" al cuadrado y teóricamente, puede llegar casi al 100% aumentando la longitud de la clave.

Resultados y discusión: Se realizaron simulaciones de ambos protocolos bajo condiciones ideales para ver la capacidad de detección frente a la eficiencia. En la figura 2, vemos el resultado para una clave de 320 bits establecida con el BB84.

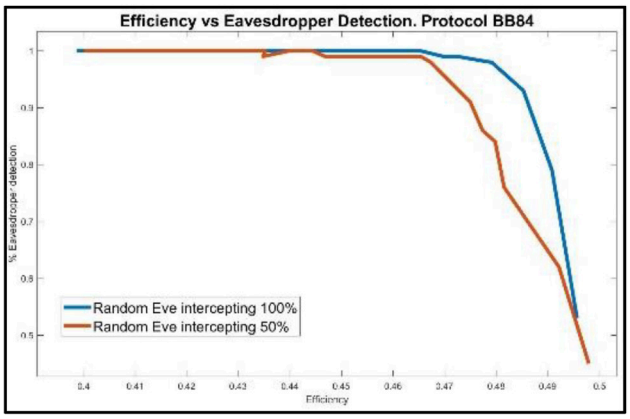


Figura 2. BB84 con 320 bits de clave.

Se observa como la eficiencia es siempre menor al 50%. Se realizaron las mismas simulaciones con el protocolo BB84 eficiente, pero con 10.000 bits de clave y se obtuvo el gráfico de la figura 3.

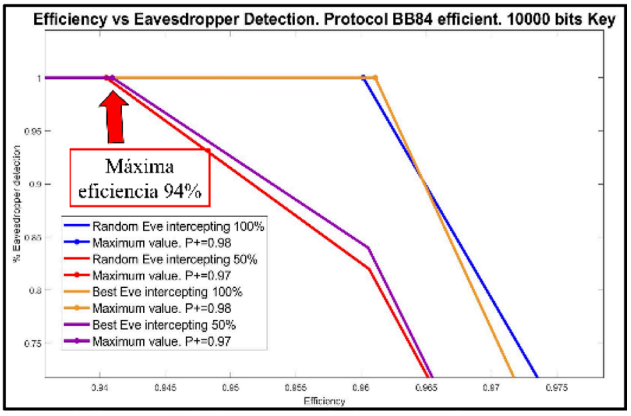


Figura 3. BB84 eficiente con 10.000 bits de clave.

Se ve como la eficiencia aumenta hasta un 94% manteniendo una capacidad de detección del 100%. Por último, se repitió la última simulación añadiendo distorsión por ruido térmico (hasta 0°C) y distancia (fibra óptica de 10 km) y se obtuvo que se mantienen las mismas prestaciones.

Conclusiones: Tras comparar ambos protocolos se concluye que el BB84 eficiente ofrece mejores prestaciones logrando una eficiencia de 94% con capacidad de detección del 100% para 10.000 bits de clave, aun bajo condiciones no ideales. Si se aumentase la cantidad de bits, esta eficiencia seguiría creciendo mientras que, en el BB84, no importa cuantos bits se utilicen, la eficiencia no superará el 50%.

Bibliografía

[1] Carnoto, I. (2021) *Criptografía Cuántica*. Universidad Carlos III de Madrid.

Control de actitud de 1 grado de libertad de un CubeSat 1U mediante ruedas de inercia

Yi Qiang Ji Zhang[1], David González Diez[2]

[1]Universidad Politécnica de Cataluña (yi.qiang.ji@estudiantat.upc.edu),
[2]Universidad Politécnica de Cataluña (david.gonzalez@upc.edu)

Introducción: Durante la última década ha habido un auge exponencial por el interés de los nanosatélites. Las misiones espaciales están en constante cambiantes, con operaciones cada vez más sofisticadas operaciones, por lo que ahora, más que nunca las misiones satelitales requieren innovación y soluciones nuevas. Los CubeSat, a diferencia de los satélites convencionales, son un tipo de nanosatélites que destacan por su reducido tamaño y peso y por ende, su coste para su puesta en órbita es mucho menor.

Existen diferentes formas para controlar la orientación de un satélite. Una de las principales herramientas para tratar con la orientación de un satélite son las ruedas de inercia.

Desde la Universidad Politécnica de Cataluña, el grupo de investigación TIEG pretende estudiar y diseñar tanto el hardware como el software de control del Subsistema de Determinación y Control de Actitud de un Cubesat 1DOF 1U mediante ruedas de reacción. Recordemos que Este proyecto forma parte del proyecto PLATHON (PLATform of Optical communications in Nanosatellites) cuyo objetivo que es establecer y simular las comunicaciones en una constelación de satélites.

Diseño de la rueda de inercia. Primeramente, se presenta el diseño para una rueda de inercia para controlar el CubeSat de 1DOF. Esta rueda de inercia tiene un anillo donde se concentrará toda la inercia de la rueda, de forma que se reduce notablemente el peso al usar este diseño en anillo.

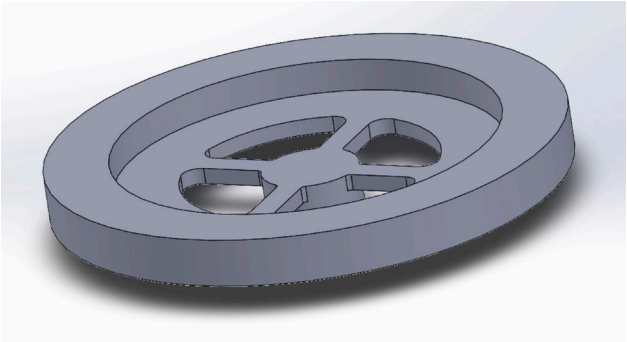


Figura 1: Diseño de la rueda de inercia (Fuente: Propio)

Part	Parameter	Value (mm)
Disk radius	68,4	60
Ring radius	75,9	80
Disk height	63,2	2.5
Ring height	62,3	7.5

Tabla 1: Parámetros geométricos de la rueda de inercia (Fuente: Propio)

Subsistema de Control de Actitud. El Subsistema de Control de Actitud (ADCS) será el encargado de:

1. Determinar la orientación del nanosatélite
2. Controlar la orientación del nanosatélite

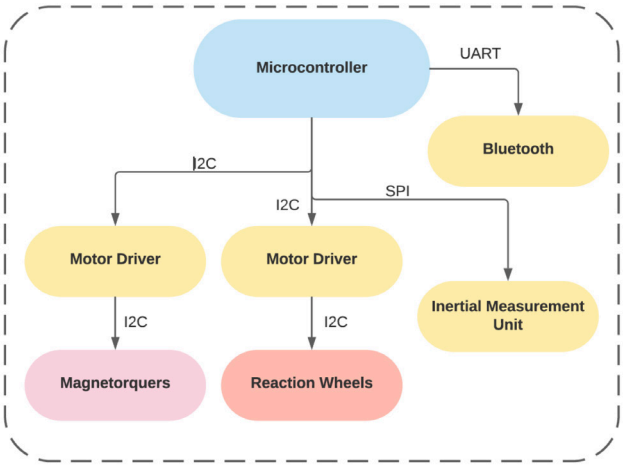


Figura 2: Diagrama de la placa de ADCS (Fuente: Propio)

La placa cabe en ¼ de volumen de 1U de CubeSat y presenta una IMU (que consta de un magnetómetro, un acelerómetro y un giroscopio), 3 actuadores (2 magnetorquers y 1 rueda de reacción) y un microcontrolador. Todos los componentes utilizados son COTS, con lo que se consigue una amplia disponibilidad y un bajo coste. Algunas partes, como los magnetorquers y la rueda de reacción son de fabricación propia. También incluye un módulo Bluetooth para la comunicación con el ordenador de tierra en sustitución del ordenador de a bordo (OBC).

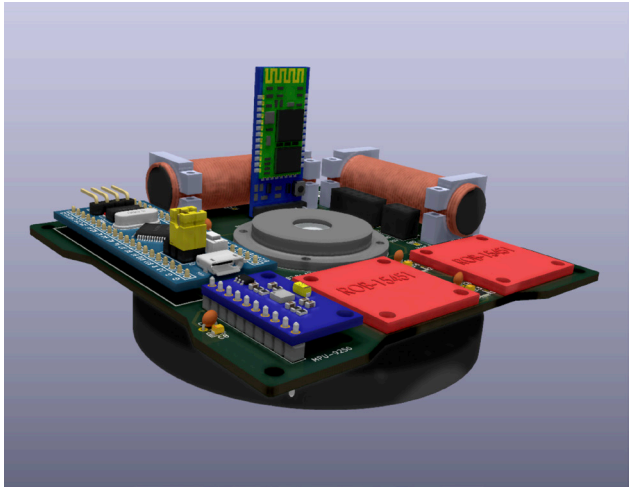


Figura 3: Diseño de la placa ADCS (Fuente: Propio)

Para realizar las pruebas, se monta la placa dentro de un CubeSat de 1U, y luego seen un Air-bearing en el centro de un simulador magnético, que generará un campo magnético similar a las condiciones de una órbita terrestre baja (LEO). La estación de tierra tiene pleno acceso a la actitud del satélite y control total sobre los distintos modos del mismo. Una vez que todo esté configurado, las ruedas de reacción y los magnetorquers se activarán para controlar la actitud del CubeSat. De forma análoga, estos datos de actitud medidos por la IMU del ADCS se envían al ordenador de la estación terrestre y se visualizan además con un modelo 3D generado por ordenador en tiempo real.

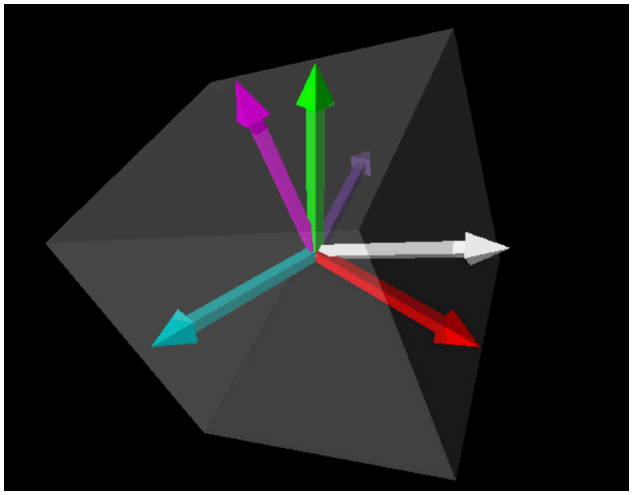


Figura 4: Imagen 3D a tiempo real. (Fuente: Propio)

Las maniobras exploradas son una de *apuntamiento grueso* y otra de *apuntamiento fino*, ambas realizadas empleando ruedas de reacción. También se explora una maniobra de apuntamiento realizada por los magnetorquers, y algunos otros modos de funcionamiento como el "detumbling". El algoritmo de control de éste está ideado para el caso de 1 grado de libertad con la intención de que se pueda extrapolar a 3 grados de libertad.

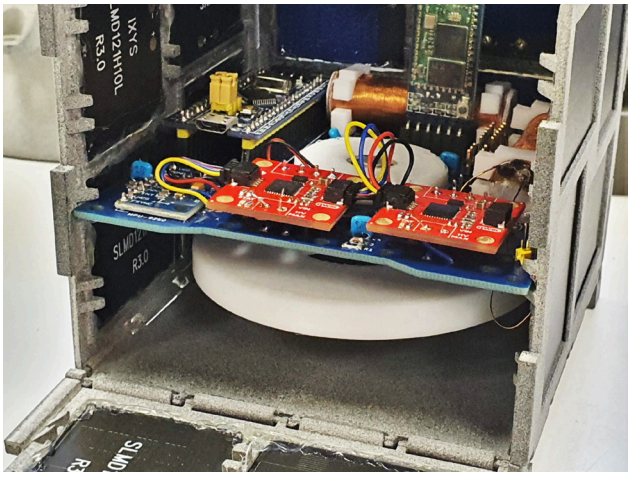


Figura 5: Placa ADCS dentro del CubeSat. (Fuente: Propio)

La realización de una prueba de software-in-the- loop y otra de hardware-in-the-loop ha demostrado que el sistema requiere algunas modificaciones para lograr resultados más precisos. Esta placa puede utilizarse para realizar trabajos experimentales sobre varios temas relacionados con el diseño de naves espaciales y el control de actitud, como los algoritmos de control de actitud, la fusión de datos y la determinación de la actitud, las comunicaciones, la integración mecánica, la arquitectura del sistema, la eficiencia energética, la programación de tareas, la EMC, etc. Sin embargo, el presente sistema para control de actitud y el presentan buenos resultados, así como el control PID desarrollado.

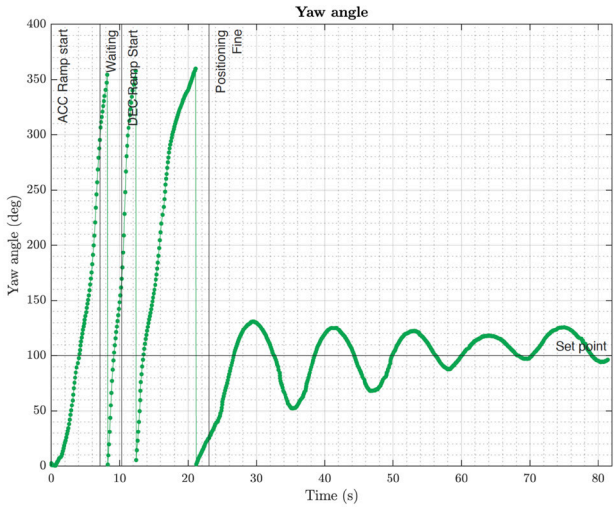


Figura 6: Repuesta de un control de control de apuntamiento fino y apuntamiento grueso. (Fuente: Propio)

Bibliografía

[1] E. Oland and R. Schlanbusch, "Reaction wheel design for CubeSats," 2009 4th International Conference on Recent Advances in Space Technologies, 2009, pp. 778-783, doi: 10.1109/RAST.2009.5158296.

[2] Cappelletti, C., Battistini, S., & Malphrus, B. (2020). Cubesat handbook: From mission design to operations. Elsevier Science. https://books.google.es/books?id=jGy4ywEACAAJ.

Diseño de antena compacta a 868 mhz con polarización circular dual para CubeSats de 1U y superior

Juan María Herrera Martín[1], Daniel Segovia Vargas[1], Vicente González Posadas[2]

[1]GREMA: Universidad Carlos III de Madrid, juherrer@pa.uc3m.es,

[2]Universidad Politécnica de Madrid

El estándar de CubeSat, promovido en un principio por entidades docentes como proyecto educativo para sus alumnos, ha revolucionado el acceso al espacio de grupos que tradicionalmente no han podido permitirse poner un satélite en órbita [1]. El modelo 1U (10x10x10 cm) es el más pequeño, siendo así el más elegido para misiones educativas o científicas de bajo coste, especialmente para órbitas bajas (LEO) [2]; sin embargo, posee las mayores restricciones de peso y espacio, haciendo fundamental la miniaturización y el optimizado de sus componentes internos [3].

Las comunicaciones con CubeSats se ven limitadas principalmente por las grandes distancias entre emisor y receptor, junto con los cortos períodos de visibilidad dada la alta velocidad angular de las órbitas LEO. Para reducir las pérdidas de propagación, se intentan diseñar enlaces a frecuencias más bajas (UHF).

El diseño que se presenta a esta conferencia es el de un array de 3 antenas centrado en 868MHz, lo suficientemente compacto como para caber en una cara de 10x10cm. Por medio de rotación secuencial física y eléctrica de los elementos, se consiguen ambos sentidos de polarización circular: LHCP (a izquierdas) y RHCP (a derechas), fundamentales para minimizar las pérdidas por polarización causadas por la rotación de Faraday [4].

Diseño General: El diseño del array proviene de un diseño publicado en [5] y [6] . Los parches están doblados sobre sí mismos para reducir espacio y conseguir una dimensión de $\lambda/8$ en cuanto al elemento y $\lambda/4$ en cuanto al array de 2x2. El diseño propuesto consigue minimizar una de las dimensiones del parche hasta convertirlo en un dipolo doblado. Las varillas horizontales se doblan cilíndrica mente y se inclinan hacia el centro. En este diseño, 3 elementos bastan para conseguir la polarización circular dual. Los dipolos son rotados circularmente y se les aplica los desfases indicados en la Tabla 1.

Para incrementar la estabilidad estructural del sistema, y como se puede ver en la Figura 1, se incluyen unos soportes de ácido poliláctico (PLA) para sujetar las varillas horizontales y mantenerlas en la inclinación y separación correspondiente. El PLA usado tiene una permitividad de 2.4, por lo tanto influirá en el comportamiento de la antena, reduciendo sus dimensiones.

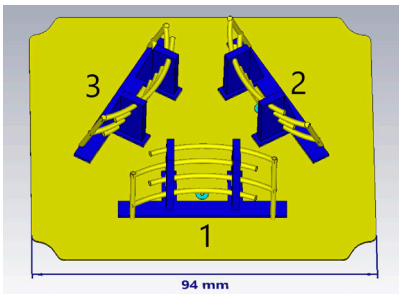


Figura 1: Vista del array de 3 elementos con numeración para facilitar la comprensión de la Tabla 1.

Elemento	LHCP	RHCP
1	0º	0º
2	120º	240º
3	240º	120º

■ Tabla 1: Desfases en cada elemento del array para conseguir polarización circular LHCP o RHCP.

Ignorando el plano de masa inferior, el array de 3 elementos consigue un tamaño triangular con $\lambda/6$ de lado. La principal ventaja de este diseño es que no necesita ser desplegado una vez el órbita, como es el caso de varios ejemplos como [7], simplificando el diseño mecánico del satélite.

Diseño para Cubesat 1U: Según los estándares definidos en la documentación de *CalPoly* [3], los Cubesats de 1U y similares no deberán superar las dimensiones de 10x10x10 cm por más de 6.5mm en ninguna de sus caras. Por lo tanto, el array deberá introducirse ligeramente en el Cubesat, necesitando de una cavidad metálica a su alrededor.

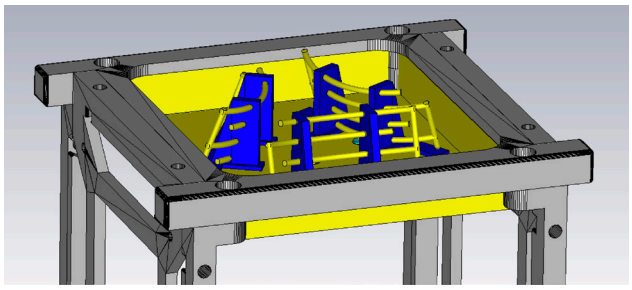


Figura 2: Vista del array introducido en un esqueleto de CubeSat 1U donde solo sobresalen los 6.5mm permitidos.

Diseño para Cubesats con *Tuna Can:* Para CubeSats más grandes, existe un volumen extra permitido denominado *Tuna Can*, el cual permite elementos como antenas sobresalir 2.1 cm sobre la superficie en un diámetro de 6 cm [3] [8]. En este caso, debido a la baja altura del array, las antenas podrán sobresalir de la superficie, mejorando la adaptación de los elementos gracias a la supresión de gran parte de la cavidad.

La directividad es de 2dBi en un ancho de 100º para ambos modelos. El nivel copolar/contrapolar se observa lo suficientemente pequeño como para obtener un ratio axial menor de 3dB en la dirección broadside.

El resto de simulaciones, así como optimización de directividad y adaptación y resultados de fabricación y medición serán presentados en la conferencia.

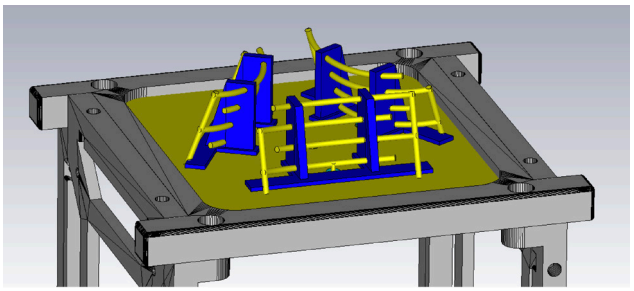


Figura 3: Vista del array introducido en un esqueleto de CubeSat donde se tiene en cuenta el espacio Tuna Can.

Simulaciones: Los diagramas de radiación para ambos casos anteriormente descritos se representan en la Figura 4 y 5. Solo se representa el caso de LHCP ya que la RHCP posee el mismo patrón.

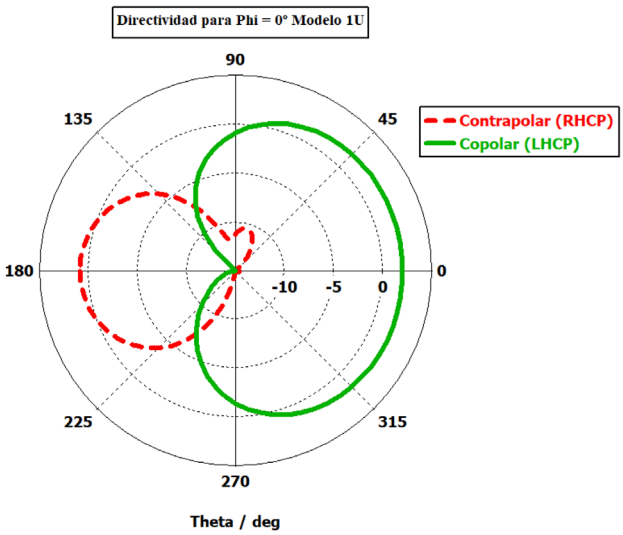


Figura 4: Radiación copolar (LHCP) y contrapolar (RHCP) del modelo 1U (solo con 6.5mm sobresaliendo del CubeSat.

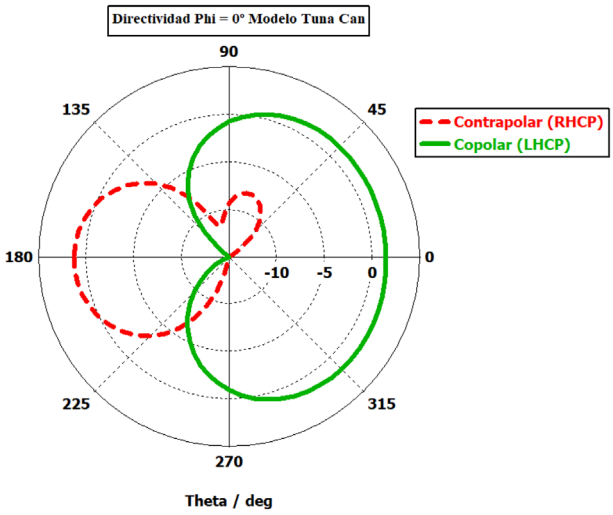


Figura 5: Radiación copolar (LHCP) y contrapolar (RHCP) del modelo Tuna Can.

Conclusiones: El diseño de un array de 3 elementos con rotación secuencial física y eléctrica que consigue polarización circular dual a 868MHz ha sido presentado. El array puede ser integrado en cualquier modelo de CubeSat, desde 1U hasta modelos superiores como 8U ó 12U, ocupando en todos los casos solo una cara de dimensiones 10cm x 10cm, pero variando la profundidad debido al aprovechamiento del espacio *Tuna Can* en los modelos más grandes.

Bibliografía

[1] A. Toorian, K. Diaz y S. Lee, «The CubeSat Approach to Space Access,» en 2008 IEEE Aerospace Conference, 2008, pp. 1-14. doi:10.1109/AERO.2008.4526293.

[2] «CubeSat Concept and the Provision of Deployer Services,» eoPortal Directory. [En línea]. Disponible en: https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite- missions/c-missions/cubesat-concept.

[3] CubeSat Design Specification Rev. 13 The CubeSat Program, Cal Poly SLO.

[4] H. Yang, J. -H. An, H. -W. Jung, J. -H. Kim and J. T. S. Sumantyo, "Circular polarization implementation on synthetic aperture radar," 2014 International Conference on Information and Communication Technology Convergence (ICTC), 2014, pp. 991-994, doi: 10.1109/ICTC.2014.6983354.

[5] S. K. Podilchak et al., "Compact antenna for microsatellite using folded shorted patches and an integrated feeding network", 2012 6th European Conference on Antennas and Propagation, pp. 1819–1823, 2012.

[6] S. K. Podilchak et al., "A compact circularly polarized antenna using an array of folded-shorted patches", IEEE Transactions on Antennas and Propagation, vol. 61, no. 9, pp. 4861–4867, Sept. 2013.

[7] Y. A. I. Humad, A. TagElsir and M. M. Daffalla, "Design and implementation of communication subsystem for ISRASAT1 Cube Satellite," 2017 International Conference on Communication, Control, Computing and Electronics Engineering (ICCCCEE), 2017, pp. 1-4, doi: 10.1109/ICCCCEE.2017.7867651.

[8] Sunil, Sunali & Goswami, Aayushii & Bavikar, Kunal & Amblekar, Sacheet & Rohit, Benjamin. (2018). Feasibility Study of Various Antenna Deployment Mechanisms and its Implementation for 2U Nano Satellite Structure of RVSAT.

Unidades de potencia de Airbus Crisa para el control de motores iónicos

Marcos Núñez[1], Javier Torres[2]

[1]Airbus Crisa (marcos.nunez-rodriguez@airbus.com)
[2]Airbus Crisa (javier.torres@airbus.com)

Introducción: Esta comunicación tiene por objeto presentar las actividades llevadas a cabo por Airbus Crisa en unidades de procesamiento de potencia para el control de motores iónicos, comúnmente conocidas por el acrónimo PPU (Power Processing Units). Se contemplan tanto los productos existentes como los nuevos desarrollos en curso para motores basados en tecnología HET (Hall Effect) y GIT (Gridded Ion). Se describen las arquitecturas del producto, así como sus características técnicas más relevantes, con énfasis en aquellas que han sido verificadas por test. También se prestará atención a su estado de calificación y el estado de avance en su fase de desarrollo.

El rango de producto: Las características más destacables de la nueva generación de productos son las siguientes:

- HET – "ELEKTRO": Producto que responde a las necesidades del mercado de satélites de telecomunicaciones 100% equipados con motores eléctricos. Se trata de un concepto innovador en el que una PPU es capaz de alimentar uno o dos motores. ELEKTRO es compatible con los principales motores HET disponibles hoy en el mercado. Airbus Crisa desarrolla parte de las funcionalidades de esta unidad. Actualmente, más de 130 unidades de vuelo han sido vendidas a integradores en Europa y USA para misiones de telecomunicaciones y navegación. Ya han sido entregadas más de 50 unidades de vuelo, 6 de las cuales se encuentran en órbita desde 2021.
- GIT – 5kW: Producto enteramente diseñado y fabricado por Airbus Crisa que ha sido diseñado para alimentar a motores RIT 2X y T6/T7. Esta PPU está orientada a su uso en satélites geoestacionarios 100% equipados con motores eléctricos. Se trata de PPUs de nueva generación capaces de responder a las tendencias del mercado, en particular en lo que se refiere al modo dual en voltaje para alcanzar un compromiso óptimo entre impulso específico y la relación empuje/potencia. Al día de hoy han sido vendidas más de 12 unidades de vuelo de este producto.

Los productos existentes:

- PPU T5: Airbus Crisa diseñó y fabricó la PPU para el motor T5 de QuinetiQ. Esta PPU operó satisfactoriamente en órbita a bordo de la misión GOCE de la ESA. La unidad está diseñada para aplicaciones de baja potencia, y está orientada a misiones de observación de la Tierra.
- PPU T6: Airbus Crisa diseñó y fabricó la PPU para el motor T6 de QuinetiQ en un contrato paralelo a Alphabus (programa ARTES de la ESA). Se trata de la primera PPU de 5kW que fue desarrollada en Europa, capaz de responder a las necesidades de satélites de telecomunicación 100% eléctricos, así como de las misiones de espacio profundo. Dos modelos de vuelo están a bordo del satélite BepiColombo de la ESA camino a Mercurio desde 2018. Esta PPU está diseñada para funcionar en un sistema de hasta 4 motores, operando solo uno a la vez.

La PPU GIT-RIT2X para aplicaciones de 5kW: Se trata de una PPU capaz de funcionar en modo dual en tensión. Entre sus principales características cabe destacar:

- Operación autónoma y recuperación rápida del motor en caso de operación anómala del neutralizador o en caso de arcos entre rejillas.
- Control rápido con elevado ancho de banda para una operación adecuada del motor, gracias a una minimización de la energía almacenada en los filtros de salida de alto voltaje.
- La unidad no implementa relés de alto voltaje y el alto voltaje no es expuesto al vacío.
- Capacidad de eliminar cortos entre las rejillas del motor.
- La PPU es capaz de funcionar con 2 motores operando solo uno a la vez.
- Reconfiguración en vuelo de la funcionalidad de la PPU en caso de necesidad.

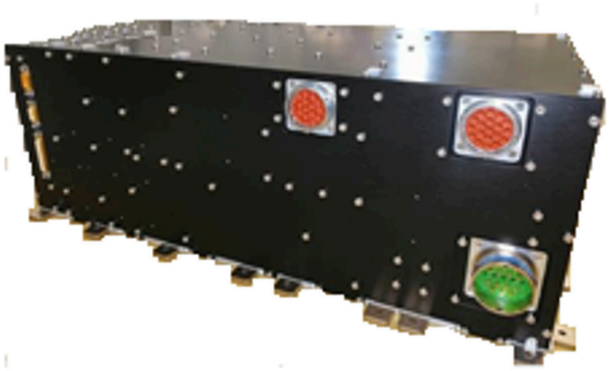


Figura 1: El EQM de la PPU RIT

La calificación de la unidad concluyó en 2019. Su capacidad ha sido extendida recientemente hasta 8kW para satisfacer las necesidades de la misión Mars Sample Return ERO, que dispone de una potencia de propulsión total instalada de 32 kW.

La nueva generación de PPUs GIT de 5kW para motores de alto voltaje: Para responder a las cada vez más demandantes necesidades de las misiones futuras, Airbus Crisa ha decidido incorporar nuevas tecnologías al diseño de las PPUs, en particular transistores de potencia GaN, control digital de los convertidores, uso de COTS y tecnologías innovadoras capaces de soportar hasta 2.5kV.

Los elementos más destacables de esta PPU son:

- Reducción de masa en un 30%, debido al uso de transistores GaN de potencia, acompañada de una relevante reducción en las pérdidas de potencia.
- Excelente eficiencia en todo el rango de voltaje.
- Gran flexibilidad en el voltaje de beam, entre 500 y 2500V.
- Diseño escalable, capaz de acomodar motores de hasta 20kW

Conclusiones: El rango de producto de Airbus Crisa dispone de soluciones técnicas para las principales tecnologías de motores eléctricos. Continuamos innovando nuestros productos en línea con la constante evolución de los motores y los requisitos de las misiones en curso y futuras. Es nuestro compromiso el dar soporte a todas las principales tecnologías de motores iónicos para su aplicación en satélites fabricados en Europa y los Estados Unidos.

El mercado de los "small sat", que consta de plataformas de micro, nano y pico satélites, ha experimentado un crecimiento exponencial en las últimas dos décadas. Estas pequeñas plataformas están empezando a tener una funcionalidad comparable a las plataformas tradicionales a un tamaño y coste muy reducidos. Sin embargo, esta funcionalidad es altamente dependiente de sistemas distribuidos como constelaciones y/o de volar en órbitas más bajas para poder tener una resolución óptica suficiente, tasas de revisión mejoradas o una latencia más baja. Dichos escenarios de misión requieren llevar propulsión a bordo para poder desplegar la constelación, mantener la posición, compensar la resistencia atmosférica, prevenir posibles colisiones o deorbitar de forma controlada. No obstante, la mayoría de las misiones lanzadas hasta la fecha no han llevado propulsión a bordo debido a las fuertes barreras de entrada para su adopción existentes a día de hoy: el coste, las limitaciones de la plataforma (potencia, masa, volumen), la variabilidad de la plataforma y la falta de conocimiento específico sobre la propulsión en los integradores de plataforma. Para superar estas barreras y resolver el problema de la movilidad espacial, ienai SPACE ha desarrollado ATHENA, un sistema de propulsión eléctrica completamente modular y escalable, y dos potentes herramientas de análisis de misión GO y 360, que permiten al usuario optimizar el sistema de propulsión desde la fase de diseño considerando todas las restricciones de la plataforma y de las operaciones.

ATHENA es un sistema de propulsión eléctrica basado en "electrospray", donde un chorro de iones proveniente de una sal fundida o liquido iónico, es extraído y acelerado fuera del propulsor, proporcionando al satélite un control fino (orden de micro Newtons) de empuje. Las ventajas de esta tecnología frente a las existentes en el mercado son varias: No incorpora ningún elemento magnético (la aceleración es puramente electrostática), no conlleva pérdidas térmicas, no contiene ningún elemento móvil (el sistema de alimentación es completamente pasivo), y retiene eficiencias muy elevadas incluso a potencias por debajo de 2W.

En esta conferencia, se detallará el estado de desarrollo del propulsor ATHENA; particularmente, se explicarán los diagnósticos que se han desarrollado para poder caracterizar el empuje, impulso específico y eficiencias parciales del propulsor en Tierra. Estos diagnósticos (espectroscopía de masas, sondas de Faraday y analizador de energía) permiten entender y optimizar el funcionamiento del propulsor, así como predecir las actuaciones propulsivas que se esperan en órbita. Adicionalmente, se contarán varios casos de uso de optimización del propulsor con el software 360.

El propulsor ATHENA ha sido integrado en una primera misión de un picosatélite, y su lanzamiento se espera para Julio 2022, siendo este el primer sistema de propulsión eléctrica para nanosatélites íntegramente desarrollado y certificado en España.

El mercado de los "small sat", que consta de plataformas de micro, nano y pico satélites, ha experimentado un crecimiento exponencial en las últimas dos décadas. Estas pequeñas plataformas están empezando a tener una funcionalidad comparable a las plataformas tradicionales a un tamaño y coste muy reducidos. Sin embargo, esta funcionalidad es altamente dependiente de sistemas distribuidos como constelaciones y/o de volar en órbitas más bajas para poder tener una resolución óptica suficiente, tasas de revisión mejoradas o una latencia más baja. Dichos escenarios de misión requieren llevar propulsión a bordo para poder desplegar la constelación, mantener la posición, compensar la resistencia atmosférica, prevenir posibles colisiones o deorbitar de forma controlada. No obstante, la mayoría de las misiones lanzadas hasta la fecha no han llevado propulsión a bordo debido a las fuertes barreras de entrada para su adopción existentes a día de hoy: el coste, las limitaciones de la plataforma (potencia, masa, volumen), la variabilidad de la plataforma y la falta de conocimiento específico sobre la propulsión en los integradores de plataforma. Para superar estas barreras y resolver el problema de la movilidad espacial, ienai SPACE ha desarrollado ATHENA, un sistema de propulsión eléctrica completamente modular y escalable, y dos potentes herramientas de análisis de misión GO y 360, que permiten al usuario optimizar el sistema de propulsión desde la fase de diseño considerando todas las restricciones de la plataforma y de las operaciones.

ATHENA es un sistema de propulsión eléctrica basado en "electrospray", donde un chorro de iones proveniente de una sal fundida o liquido iónico, es extraído y acelerado fuera del propulsor, proporcionando al satélite un control fino (orden de micro Newtons) de empuje. Las ventajas de esta tecnología frente a las existentes en el mercado son varias: No incorpora ningún elemento magnético (la aceleración es puramente electrostática), no conlleva pérdidas térmicas, no contiene ningún elemento móvil (el sistema de alimentación es completamente pasivo), y retiene eficiencias muy elevadas incluso a potencias por debajo de 2W.

En esta conferencia, se detallará el estado de desarrollo del propulsor ATHENA; particularmente, se explicarán los diagnósticos que se han desarrollado para poder caracterizar el empuje, impulso específico y eficiencias parciales del propulsor en Tierra. Estos diagnósticos (espectroscopía de masas, sondas de Faraday y analizador de energía) permiten entender y optimizar el funcionamiento del propulsor, así como predecir las actuaciones propulsivas que se esperan en órbita. Adicionalmente, se contarán varios casos de uso de optimización del propulsor con el software 360.

El propulsor ATHENA ha sido integrado en una primera misión de un picosatélite, y su lanzamiento se espera para Julio 2022, siendo este el primer sistema de propulsión eléctrica para nanosatélites íntegramente desarrollado y certificado en España.

Caracterización de las actuaciones propulsivas de Athena, un innovador motor de propulsión eléctrica para nano y microsatélites

Sara Correyero Plaza

Ienai Space

El mercado de los "small sat", que consta de plataformas de micro, nano y pico satélites, ha experimentadouncrecimientoexponencialenlasúltimasdosdécadas.Estaspequeñasplataformasestán empezando a tener una funcionalidad comparable a las plataformas tradicionales a un tamaño y coste muyreducidos.Sinembargo,estafuncionalidadesaltamentedependientedesistemasdistribuidoscomo constelaciones y/o de volarenórbitasmásbajasparapodertener unaresoluciónópticasuficiente, tasas derevisiónmejoradaso unalatenciamásbaja.Dichosescenariosdemisiónrequierenllevarpropulsióna bordo para poder desplegarla constelación,mantenerlaposición,-compensarlaresistenciaatmosférica, prevenir posibles colisiones o deorbitar de forma controlada. No obstante, la mayoría de las misiones lanzadas hasta la fecha no han llevado propulsión a bordo debido a las fuertes barreras de entrada para suadopciónexistentesadíadehoy:elcoste,laslimitacionesdelaplataforma(potencia,masa,volumen), la variabilidad de la plataforma y la falta de conocimiento específico sobre la propulsión en los integradores de plataforma. Para superar estas barreras y resolver el problema de la movilidad espacial, ienai SPACE ha desarrollado ATHENA, un sistema de propulsión eléctrica completamente modular y escalable,ydospotentesherramientasdeanálisisdemisiónGOy360,quepermitenalusuariooptimizar el sistema de propulsión desde la fase de diseño considerando todas las restricciones de la plataforma y de las operaciones.

ATHENA es un sistema de propulsión eléctrica basado en "electrospray", donde un chorro de iones proveniente de una sal fundida o liquido iónico, es extraído y acelerado fuera del propulsor, proporcionando al satélite un control fino (orden de micro Newtons) de empuje. Las ventajas de esta tecnología frentea las existentesenelmercadosonvarias: No incorporaningún elementomagnético (la aceleración es puramente electrostática), no conlleva pérdidas térmicas, no contiene ningún elemento móvil(elsistemadealimentaciónescompletamentepasivo),yretieneeficienciasmuyelevadasinclusoa potencias por debajo de 2W.

En esta conferencia, se detallará el estado de desarrollo del propulsor ATHENA; particularmente, se explicaránlosdiagnósticosquesehandesarrolladoparapodercaracterizarelempuje,impulsoespecífico y eficiencias parciales del propulsor en Tierra. Estos diagnósticos (espectroscopía de masas, sondas de Faradayyanalizadordeenergía)permitenentendery

optimizarelfuncionamientodelpropulsor,asícomopredecir las actuaciones propulsivas que se esperan en órbita. Adicionalmente, se contarán varios casos de uso de optimización del propulsor con el software 360.

El propulsor ATHENA ha sido integrado en una primera misión de un picosatélite, y su lanzamiento se espera para Julio 2022, siendo este el primer sistema de propulsión eléctrica para nanosatélites íntegramente desarrollado y certificado en España.

Dinámica y control de reingreso de la nave espacial a la atmósfera y análisis de ángulo de ataque

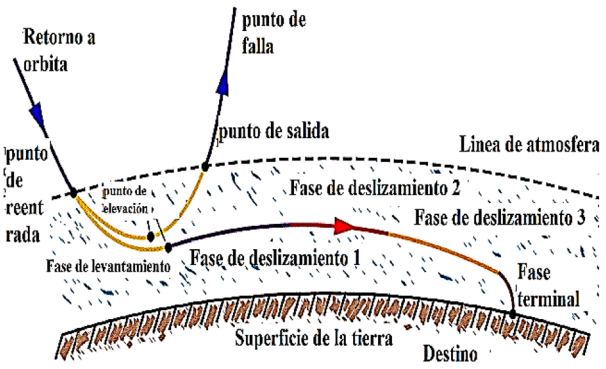
Jose Luis Huayanay Villar[1] , Antonio Fernando Bertachini De Almeida Prado[1]

[1] Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, São José dos Campos, SP, Brasil jose.huayanay.26@unsch.edu.pe , antonio.prado@inpe.br

Introducción: Las aplicaciones para cohetes datan de 1232 D.C., siendo utilizados por los chinos con fines militares. Su uso se extiende por Asia en el siglo XV, notablemente por la región de Corea [1]. En la actualidad, naves espaciales están siendo proyectadas para llevar grandes tripulaciones a otra superficie planetaria, muchas de las cuales podrían conducir investigaciones científicas de largo plazo, un ejemplo la infraestructura que SpaceX pretende construir [2]. Sin embargo, uno de los principales desafíos que enfrentan las personas al realizar viajes interplanetarios es la alta desaceleración que se produce en la fase de reentrada del vuelo de regreso a la Tierra. Por ejemplo, la desaceleración máxima de la trayectoria de salto de entrada del Apolo es de 6g [3]. En el problema anterior para reducir la desaceleración, sería necesario extender el alcance del vuelo atmosférico, y decir que un planeamiento especial de vuelo de reentrada basado en vuelos de largo alcance. El deslizamiento atmosférico se presenta y se aplica para naves espaciales de gran elevación como SpaceX. Starship, cuya relación máxima de elevación y arrastre (L/D) es de aproximadamente 1,7 [4], pero también necesita actuadores capaces de controlar su orientación y altitud durante la reentrada atmosférica. Otras dos misiones recientes a Marte (Mars Polar Lander y Mars Phoenix) utilizaron RCS para el control de la tasa de altitud y alineación de azimut. La reentrada de elevación guiada también requiere el uso de un Sistema de Control de Reacción (RCS) para corrección de altitud y maniobras de orientación[5]. En este trabajo, las soluciones analíticas de la trayectoria son una forma importante de investigar el vuelo de reentrada como se muestra en la Fig. 1, ya que las soluciones son importantes para revelar la influencia de varios factores en el vuelo y también útiles para planificar rápidamente la trayectoria de reingreso, mediante la alta eficiencia computacional. Las soluciones de trayectoria analítica para las fases de planificación 1, 2 3 se pueden encontrar en [14- 17]. En este artículo, nuestro objetivo es derivar soluciones de trayectoria analítica para la fase de levantamiento, que se utilizarán para diseñar la dinámica de reentrada y la ecuación de estado analítico para controlar el vuelo, especialmente la altitud en el punto de elevación (llamado altitud de subida). Específicamente, en la fase de levantamiento (*pull-up*), la orientación utilizará las soluciones analíticas para predecir los estados terminales y luego corregir los perfiles de control y automatización, tengamos en cuenta que la altitud de ascenso es un factor clave que influye en el éxito del vuelo especial de reentrada. Higo muestra un caso de probabilidad de falla para un vuelo de reingreso. En este caso, la altitud de arranque podría ser demasiado alta y, por lo tanto, la densidad atmosférica en la altitud de arranque es demasiado pequeña y no puede producir suficiente sustentación para equilibrar la fuerza centrífuga y la gravedad, como resultado, el vehículo podría tener desvío al punto de salida de la atmósfera. Por lo tanto no puede realizar un deslizamiento de largo alcance en la atmósfera. Por otro lado, si la altitud de arranque es demasiado baja, el vehículo puede quemarse debido al calor excesivo producido por la intensa fricción entre el vehículo y la densa atmósfera.

Metodologia: Se considera la sección sobre si una nave espacial está viajando en el espacio, y tanto en los estudios de ascenso como de reingreso, la nave espacial viaja en la atmósfera.

Figure 1. Fases del esquema especial de vuelo de reentrada y Lift-Drag de la aerodinámica de vuelo.



Modelo de dinámica de reentrada de vuelo atmosférico

Sea en la atmósfera inicial o en la atmósfera del planeta objetivo es muy importante tener en cuenta los efectos aerodinámicos. En esta investigación se puede considerar tanto el estudio de ascenso como el de reentrada, representando las ecuaciones cinemáticas y dinámicas utilizadas para realizar el análisis (Tewari & Ashish, 2016). Las ecuaciones cinemáticas se definen a continuación y definen las derivadas temporales de la posición de la nave espacial (r),

la latitud (δ), la longitud (λ), el módulo de velocidad (v), el ángulo de trayectoria de vuelo γ y el ángulo de rumbo φ que se utilizan para especificar la velocidad del vector con respecto a la Tierra en rotación.

$$\dot{r} = \dot{h} = v sin\gamma \quad (1)$$

$$\dot{\lambda} = \frac{v sin\varphi cos\gamma}{r cos\delta} \quad (2)$$

$$\dot{\delta} = \frac{v cos\varphi cos\gamma}{r} \quad (3)$$

donde h y la altitud geocéntrica. En esta etapa hay muchos problemas por identificar, entre ellos vamos a considerar 2 formas de solucionarlos v, γ, φ, el primero que consideramos depende de las funciones de trayectoria f_T y f_Y.

$$\dot{v} = \frac{fT}{m}\cos\epsilon cosu_T - \frac{D}{m} - g_c sin\gamma + g_\delta cos\varphi cos\gamma - \omega^2 r cos\delta(cos\gamma cos\varphi sin\delta - sin\gamma cos\delta) \quad (4)$$

$$\dot{\gamma} = \frac{v^2}{r} cos\gamma - \frac{fT}{mv} sin\epsilon cosu_T + \frac{L}{mv} - \frac{g_c}{v} cos\gamma + \frac{g_\delta}{v} sin\gamma cos\varphi - \frac{\omega^2}{v} r cos\delta(sin\gamma cos\varphi sin\delta + cos\gamma cos\delta) + 2\omega sin\varphi cos\delta \quad (5)$$

$$\dot{\varphi} = \frac{v^2}{r} cos^2\gamma sin\varphi tan\delta - \frac{fT}{mv} sinu_T + \frac{f_Y}{mv} - \frac{g_\delta}{v} r sin\varphi sin\delta cos\delta - 2\omega(sin\gamma cos\varphi cos\delta - cos\gamma sin\delta) \quad (6)$$

donde m es la masa de la nave espacial y ω velocidade angular . Si f_T y f_Y son despreciados entonces tienes la segunda forma.

Bibliografía

[1] G. L. SHEARER ; V. D. A. ROCKETS: An Educator's Guide with Activities in Science, Mathematics, pág 14 e 15. 2011.

[2] E. Musk; "Making life multi-planetary." New Space 6, doi:10.1089/space.2018.29013.emu, 2018.

[3] C. A. Graves, and J. C. Harpold, Apollo Experience Report-Mission Planning for Apollo Entry, NASA TN D-6725, Mar. 1972.

[4] C. A. Graves, and J. C. Harpold, Apollo Experience Report-Mission Planning for Apollo Entry, NASA TN D-6725, Mar. 1972

[5] A., Mark S. "Aerodynamic Interference Due to MSL Reaction Control".

[6] L. P. Kaelbling, M. L. Littman, and A. R. Cassandra, "Planning andacting in partially observable stochastic domains," Artificial intelligence,vol. 101, no. 1, pp. 99–134, 1998. Wright-Patterson Air Force Base, Ohio, USA, Tech. Rep. AFFDL-TR65-65, April 1965.

[7] W. Yu, W. Chen, High-accuracy approximate solutions for hypersonic gliding trajectory with large lateral maneuvering range, IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 57, (2021) 1498- 1512

[8] T. W, Ashish. Atmospheric and Space Flight Dynamics. Atmospheric and Space Flight Dynamics, 2007.

C2CC Diseño conceptual de un criostato de calibración para el instrumento X-IFU de la misión ATHENA

Manuel Reina Aranda[1], Manuel Jesús Añón Cancela[1], Ricardo Atienza Pascua[1]l, Joaquín Azcue Salto[1], Arturo Bascuñán Rodríguez[1], Alicia Berrocal Bravo[1], Laurent Bastide[2], María Cebollero Vidríales[2], Ángel Díaz Robisco[1], Valvanera Eiríz Martínez[1], José Miguel Encinas Plaza[1], Miguel Fernández Sánchez[1], Almudena García Llases[2], Fco.j. Gómez-Elvira Rodríguez[1], Alejandro Gonzalo Melchor[1], Adolfo Hurtado Hurtado[1], María Jiménez Lorenzo[1]; Daniel López Sanz[1], Santiago Martin Iglesias[1], Boris Martin Vodopivec[1], José Antonio Martín Martínez[1], Ignacio Martínez Teres[1], Pablo Morata Barrado[1], Borja Plaza Gallardo[1], Alberto Prada Campello[1], David Poyatos Martínez[1], Francisco Javier San Millán Fiel[1], Antonio Sánchez Rodríguez[1], Ruy Sanz González[1], Josefina Torres Redondo[1], Isabel Vera Trallero[1].

[1]INTA, Instituto Nacional de Técnica Aeroespacial

[2]ISDEFE, consultor externo en el INTA

Introducción: Athena fue seleccionada en 2014 por la ESA como la segunda misión de clase L (L2) dentro de programa Cosmic Vision. La misión Athena [1] será el mayor observatorio de rayos X hasta la fecha, realizando espectroscopía de rayos X con resolución espacial e imágenes espectroscópicas de gran profundidad de campo en rayos X. Esta misión está llamada a revolucionar la astronomía al realizar observaciones con una resolución nunca antes alcanzada. Cuyos resultados ayudarán a desvelar incógnitas sobre los procesos de altas energías que se producen en el universo, como por ejemplo las emisiones de agujeros negros.

El observatorio Athena consta de un único telescopio de rayos X con una longitud focal fija de 12 m, con una novedosa tecnología basada en poros de Silicio y dos instrumentos: la cámara de imagen de amplio campo (WFI), de lectura rápida, para permitir medidas de los objetos más brillantes, y la unidad de campo integrado de rayos X (X-IFU) [2], que proporciona espectroscopía de alta resolución espacial. El instrumento trabajando a temperaturas criogénicas, está basado en una gran matriz de sensores de transición abrupta (TES) de sensibilidad inigualable.

La instrumentación espacial requiere herramientas de caracterización extraordinarias. X- IFU es un reto tecnológico. Su núcleo, el Focal Plane Assembly (FPA), será el conjunto de detectores de rayos X más sensible que jamás haya volado en una misión espacial. Años antes de partir de la Tierra, X- IFU debe probarse y caracterizarse en condiciones controladas. Estas pruebas proporcionarán información crítica para liberar todo el potencial de resolución de X-IFU.

El C2CC (Cryostat for 2K Core Calibration): El objetivo del proyecto INTA – C2CC es el desarrollo, fabricación, integración y verificación de un criostato para ensayo y caracterización del FPA. Las pruebas realizadas con este criostato serán la oportunidad de verificar las prestaciones del núcleo XIFU antes de su integración en el criostato de vuelo.

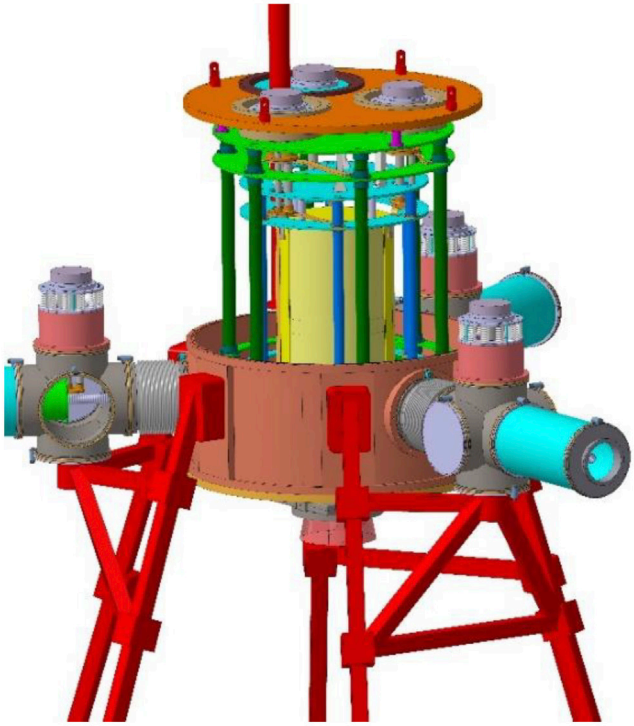


Figura 1: Diseño Conceptual-Preliminar del criostato C2CC (Fuente: INTA)

Reproduciendo las condiciones ambientales del interfaz del FPA; resultado de las prestaciones del criostato de vuelo, al entorno que supone la plataforma ATHENA, y el medio espacial donde se desarrolla. Mientras que el C2CC crea dicho interfaz bajo las condiciones en la superficie de la Tierra.

El proyecto es un desafío de ingeniería, de similar dificultad que la del instrumento en sí al abordar los siguientes retos:

Reto térmico: El C2CC debe proporcionar el aislamiento térmico casi completo del entorno externo, y la mencionada estabilidad en el interfaz, de igual forma que el criostato de vuelo Un valor medio de 2K con estabilidades mejores de 0.6 µK.

Retos térmo-mecánico: Cualquier vibración mecánica disipa el calor y el FPA es extremadamente sensible a variaciones mínimas de temperatura en el soporte del detector, incluso a nivel de µK; El C2CC debe aislar al instrumento de las cargas parásitas que significa el entorno dinámico creado por las vibraciones del equipamiento del criostato, y las sísmicas presentes en la zona de la instalación. Este entorno debe ser reducido a potencias del 10^{-9} W en todo el rango de frecuencias.

Reto electromagnético: El FPA también es extraordinariamente sensible a los campos electromagnéticos. El C2CC debe aislar las perturbaciones electromagnéticas presentes en el entorno terrestre. Un campo magnético, ordenes de magnitud sobre el esperado en vuelo, y las influencias de las emisiones de telecomunicaciones, y equipamiento de la zona de ensayos.

Reto de integración: El C2CC debe ser compatible con otro elemento para la caracterización, como una fuente de rayos X externa. Alojar y acondicionar, mecánica y térmicamente los filtros de rayos X (elementos muy frágiles), y el cableado asociado al control y alimentación del FPA.

El C2CC reproducirá todos los pasos de procesos previstos para las operaciones X-IFU, desde el despliegue inicial hasta las condiciones operativas. Esto se traduce en mantener las mismas condiciones ambientales, durante meses de operaciones de calibración.

Este proyecto representa un desafío multidisciplinario en ciencia de materiales, química e ingeniería. Aportará soluciones en el campo de las estructuras multifuncionales optimizando el aislamiento electromagnético-térmico y las propiedades mecánicas, posibilitando su uso también en futuras misiones espaciales. Un valioso know how adquirido que posicionará al INTA en el campo criogénico espacial a un nivel que le permitirá participar en alguna de las futuras misiones astrofísicas y también en el campo de las estructuras multifuncionales, clave en futuras misiones espaciales para optimizar masa y rendimiento.

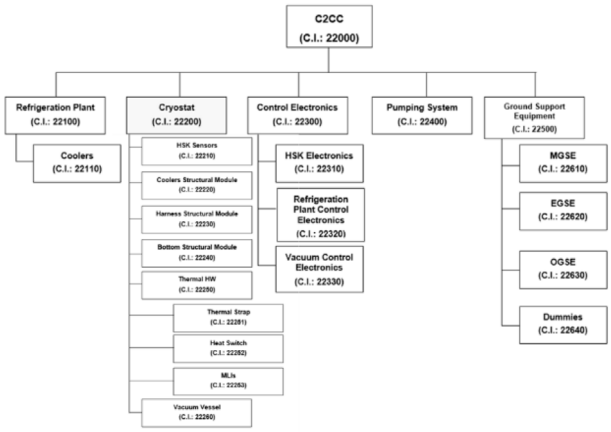


Figura 2: Product Tree del criostato C2CC (Fuente: INTA)

Para abordar este desarrollo el sistema se descompone en los siguientes elementos:

- Subsistema de vacío
- Cadena de enfriamiento
- Criostato
- Electrónica del control

A lo largo de la presentación, se desarrolla el planteamiento para la resolución de estos retos, junto con una descripción del diseño conceptual del criostato abordando diferentes trade offs en el diseño de los elementos más críticos: arquitectura general, estructura y diseño térmico, sistema de compensación magnética.

Respecto al sistema de compensación magnética, para minimizar el efecto de estas perturbaciones durante los test de validación y calibración, se exige un apantallamiento magnético en DC y electromagnético AC extremo. El apantallamiento magnético en DC se implementa rodeando el volumen de interés mediante capas de material con alta permeabilidad magnética (apantallamiento pasivo) o la generación de campos magnéticos que compensen el ambiental p.e. bobinas Helmholtz o imanes permanentes (compensación activa). El apantallamiento de los campos electromagnéticos AC se puede lograr mediante un diseño cuidadoso y detallado de una cobertura conductora, p.e. una jaula de Faraday, esto es especialmente crítico en el rango de GHz. Las necesidades de exponer el FPA a una fuente de radiación externa para su calibración y su conexión electrónica, hacen necesaria la inclusión de múltiples aperturas, lo que restringe y dificulta en gran medida lograr un aislamiento electromagnético eficaz. Para ello se recurre a modelados y simulaciones detalladas en el ámbito de radiofrecuencia y compatibilidad electromagnética, para lograr la solución más eficiente, que podría combinará el uso de componentes pasivos, materiales de alta permeabilidad magnética, con elementos de compensación activa, resultando en una aproximación híbrida novedosa y eficiente.

Reconocimientos: Esta publicación es parte del proyecto de I+D+i / PID2020-115325GB-C31, financiado por MCIN/AEI/10.13039/501100011033/.

Bibliografía

[1] https://www.the-athena-x-ray-observatory.eu/es/

[2] http://x-ifu.irap.omp.eu/

Caracterización magnética de la rueda de filtros del instrumento JANUS de la misión JUICE

Roldán A.[1](amroldan@ugr.es), Herranz de la Revilla Miguel L.[2], Roldán J.[1], Gómez Lopera J.F.[1], Jimenez Molinos F.[1], Álvarez F.[2], Castro-Marin Jose M.[2], Jimenez J.[2], Lara L.M.[2], Llamas X.[2], Martinez-Navajas I.[2], Paredero[3]

[1]Grupo de Electrónica Aeroespacial de la Universidad de Granada, Spain

[2]Instituto de Astrofísica de Andalucía (CSIC), c/ Glorieta de la Astronomía 3, 18008 Granada, Spain

[3]SENER TAFS, SAU, (SENER), Arganda del Rey, 28500 Madrid, Spain

Para cumplir los requerimientos de campo magnético generado por un instrumento en una misión, se deben asegurar en la fase de modelo, prototipo y vuelo que los niveles generados estén por debajo de los límites máximos establecidos. En esta contribución se presenta el proceso de análisis, simulación y caracterización experimental del campo magnético generado por la rueda de filtros integrada en el instrumento JANUS [1] [2] [3], ver Figura 2, que comprende una cámara óptica para el estudio global, regional y local de las características y proceso en la luna Ganímedes, así como mapear las nubes de Júpiter. La resolución del instrumento óptico será de 2.4 m sobre Ganímedes y aproximadamente 10 km en Júpiter.

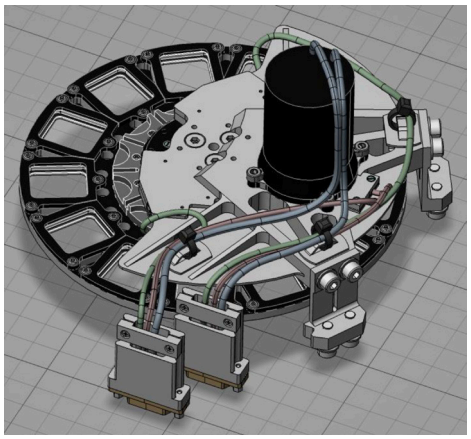


Figura 1 Modelo de la rueda de filtros [4]

Se realizó un estudio para evaluar la perturbación del campo magnético externo debido a la estructura mecánica de la rueda de filtros, los imanes permanentes y el motor acoplados en ella, ver Figura 1, teniendo en cuenta las especificaciones de los requerimientos JAN-FNM-FWM1-0500/0505/510/515.

Se presentarán las pautas utilizadas en el planteamiento del estudio, las simulaciones magnéticas usando un modelo aproximado de la envolvente del instrumento, las simulaciones realistas usando un modelo 3D de la cubierta de INVAR del instrumento, el modelado del campo externo generado mediante ajuste con dipolos magnéticos, la caracterización de un prototipo inicial realizada en el INTA, la caracterización final realizada en ESTEC y la comparación final entre los datos obtenidos de simulación y los reales.

El trabajo se encuadra en una colaboración del Grupo de Electrónica Aeroespacial y el Instituto de Astrofísica de Andalucía (CSIC) donde se ha realizado el análisis lineal magnetostático de los imanes permanentes de la rueda de filtros, el chequeo del *stray field* del motor de la rueda, la determinación de las propiedades magnéticas equivalentes, obtención del campo magnético a la distancia de 1 m de la estructura en la condición más desfavorable, comparación de los resultados

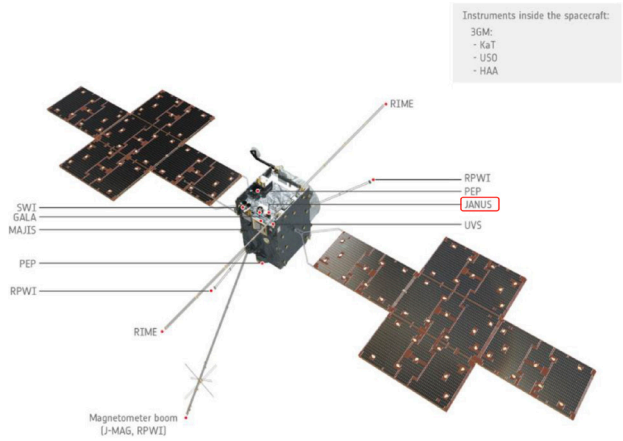


Figura 2 Modelo del satélite [5]

con los requerimientos establecidos en el FWM. Finalmente, el estudio térmico [6] del comportamiento de los imanes permanentes.

Bibliografía

[1] .. M. Z. c. ,. J. M. C. d. V. D. C. N. S. b., «The JANUS camera onboard JUICE mission for Jupiter system optical,» de *45th Lunar and Planetary Science Conference*, The Woodlands, Texas, 2014.

[2] V. D. C. e. al., «Scientific objectives of JANUS Instrument onboard JUICE mission and key technical solutions for its Optical Head,» de *IEEE 5th International Workshop on Metrology for AeroSpace*, 2019.

[3] e. a. Della Corte V, «The JANUS camera onboard JUICE mission for Jupiter system optical imaging,» *Space Telescopes and Instrumentation,* 2014.

[4] R. A., «MAGNETIC ANALYSIS OF JANUS FILTER WHEEL,» Grupo de Electrónica Aeroespacial, Granada, 2018.

AM4ALL – Make It Fly. Desarrollo y calificación de piezas de fabricación aditiva para la industria espacial española

Marta García-Cosío[1], Lidia Hernández[1], Alejandro Stewart, Alejandro Soler[1], Fernando Lasagni[2], Antonio Perignan[2], Carlos Galleguillos[2], Andrew Norman[3]

[1]CiTD Engineering & Technologies, Av. Leonardo Da Vinci, 15, 28906 Getafe, Madrid (Spain), Marta@citd.eu; Lidia@citd.eu, alejandro.stewart@citd.eu, alejandro.soler@citd.eu

[2]CATEC Advanced Center for Aerospace Technologies C/ Wilbur y Orville Wright 19 - 41309 La Rinconada, Sevilla (Spain), flasagni@catec.aero, aperignan@catec.aero, cgalleguillos@catec.aero,

[3]ESTEC Keplerlaan 1, 2201 AZ Noordwijk, Netherland, Andrew.Norman@esa.int

Las tecnologías de fabricación aditiva se han mostrado como una revolución en el ámbito de la fabricación, principalmente en sectores como el espacial, donde la optimización de la masa y el rendimiento son uno de los principales motores de adopción de la tecnología. Tanto CiTD como CATEC han abordado con éxito procesos de calificación de elementos de vuelo en diferentes programas espaciales, como CHEOPS y JUICE, en colaboración con ESA y AIRBUS.

CiTD y CATEC quieren difundir su conocimiento en la cualificación de piezas de fabricación aditiva para vuelo a través del programa GSTP AM4ALL para mejorar los productos de siete empresas españolas gracias a la aplicación de tecnología de fabricación aditiva. La utilización de tecnologías AM podría mejorar los productos de estas empresas desde diferentes perspectivas: rendimiento, cronograma o coste. El objetivo principal del proyecto es cualificar una pieza para cada empresa, cubriendo el ciclo completo de desarrollo: selección, diseño para FA, fabricación, inspección, ensayo y cualificación. Los casos de uso pueden ser piezas de producción en serie o de prototipos de vuelo, así como cualquier otro hardware crítico que no sea de vuelo en la cadena de valor del producto.

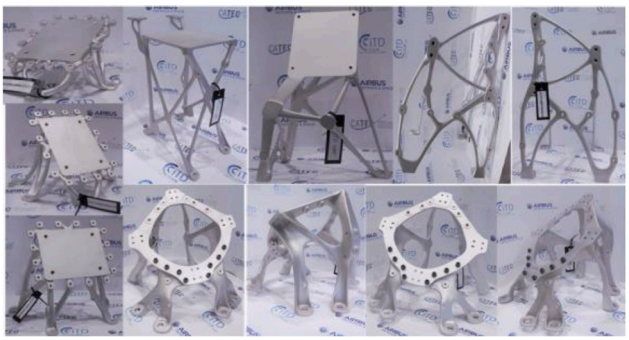


Figura 1: Aluminum flying brackets in JUICE mission

La selección de las empresas participantes se ha realizado buscando una cartera de productos diversificada con el fin de cubrir el mayor número posible de aplicaciones espaciales. Las empresas seleccionadas son actores clave en el sector y todas ellas han acogido el proyecto con entusiasmo, con el objetivo de aprovechar al máximo esta oportunidad, con diferentes retos y oportunidades.

La selección de los casos de uso ha considerado diferentes materiales y tecnologías de fabricación, atendiendo a la mejor solución posible y buscando un salto real en el estado del arte. La mayoría de las piezas se diseñan teniendo en cuenta el lecho de polvo láser metálico (aluminio y titanio), pero también se seleccionan polímeros de alto rendimiento para aquellas piezas con menores requisitos mecánicos y térmicos.

El apoyo del CDTI y la ESA desbloqueará los principales obstáculos tecnológicos y el proyecto AM4ALL allanará el camino para la adopción de la fabricación aditiva dentro de la industria espacial española.

Impresión 3D de componentes cerámicos técnicos para aplicaciones de alta temperatura

Luis Ignacio Suárez Ríos

IDONIAL centro tecnológico

Introducción: Los materiales cerámicos técnicos son de gran interés en el sector aeroespacial por sus propiedades avanzadas y su excelente resistencia térmica. Las rutas convencionales de fabricación presentan claras complejidades por la elevada dureza y fragilidad de los mismos. Es por ello que la impresión 3D de dichos materiales se presenta como una alternativa de gran relevancia para conseguir producir geometrías complejas. Sin embargo, las técnicas de producción de cerámicas por impresión 3D a día de hoy son a través de vías de proceso indirectas que deben ser conocidas en detalle. En la presenta contribución se exponen las posibilidades de las mismas, características tecnológicas del proceso y principales aplicaciones.

Proceso de impresión 3D indirecto: Se conocen como tecnologías de impresión 3D indirectas aquellas que no permiten obtener una geometría de forma neta y con propiedades funcionales completas, al finalizar el propio proceso de fabricación aditiva. Por el contrario, requieren de un post proceso que le confiere al producto sus características físico-mecánicas esperadas. Esto se debe a que el material afectado durante el ciclo de impresión 3D no es el propio constituyente de la pieza final, si no un material de soporte auxiliar o binder, que cumple la función de ayudar a conformar la geometría, siendo necesaria su eliminación posterior mediante procesos térmicos, químicos o similares.

Los procesos de impresión 3D indirectos se emplean habitualmente con materiales cerámicos o metálicos. Las ventajas que aporta esta vía de proceso se refieren principalmente a: motivos técnicos (imposibilidad o elevada complejidad de producir por vías convencionales, como es el caso de la cerámica) y motivos económicos (alto coste asociado a procesos de impresión 3D tradicionales, como es el L-PBF de sinterizado laser en el caso de los metales).

Tecnología y secuencia de proceso: Para materiales cerámicos, se explica a continuación la secuencia de proceso de la tecnología LCM (Lithography-based Ceramic Manufacturing) para materiales cerámicos técnicos.

El material de partida es un compuesto de resina orgánica fotocurable y la suspensión de partículas cerámicas del material objetivo. La resina se deposita estacionaria en una cuba de fabricación de vidrio, y de forma secuencial se expone a una fuente de luz, que a su vez se enmascara con la geometría correspondiente de cada capa en una máscara activa de píxeles (60x60 micras tamaño de píxel, que define la resolución de la tecnología en el plano X-Y).

Tras la impresión 3D del volumen completo de la pieza, se retiran los soportes auxiliares de fabricación y se limpia el excedente de resina con disolvente. En este punto las propiedades físico-mecánicas de la pieza son las suficientes para la manipulación de la misma, pero distan aún de las propias de la cerámica.

A continuación, se somete al tratamiento térmico, que consta de dos fases secuenciales: en la primera de eliminación o "debinding" se elimina la mayor parte de resina orgánica mediante quemado y vaporización de la misma; a continuación, en la fase de sinterizado, se actúa sobre el grano cerámico de la matriz, densificándolo y favoreciendo su crecimiento/unión.

Figura 1: Distintas fases del proceso: pieza tras impresión 3D (izquierda) y pieza final sinterizada (derecha)

Aplicaciones y casos de éxito: Las piezas obtenidas mediante esta tecnología poseen precisiones geométrico-dimensionales de en torno a 0,1 mm con propiedades mecánicas muy similares al material convencional, así como muy buena calidad superficial.

Una de las aplicaciones con mayor interés para la tecnología es el sector aeroespacial: componentes de altas prestaciones mecánicas y resistencia al desgaste y fricción, alta resistencia térmica en servicio, entre otros. Además de esto, destacar aplicaciones en bienes de equipo, tales como boquillas, manipuladores, etc de componentes sometidos a condiciones en servicio especialmente agresivas.

En cuanto al rango de materiales a procesar, la tecnología permite imprimir alúmina, zirconio e incluso materiales técnicos como Nitruro de Silicio para aplicaciones avanzadas.

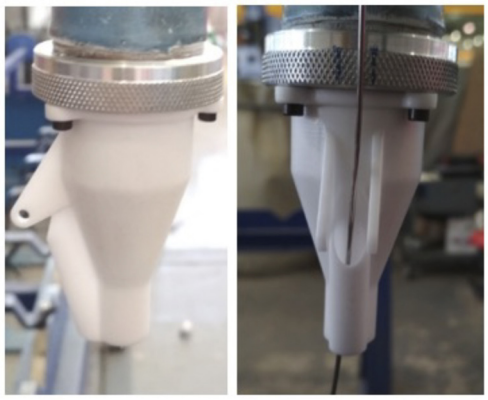


Figura 2: Demostrador de componente para sector bienes de equipo (alúmina)

Fabricación aditiva de nuevas cadenas radiantes con doble polarización circular en la banda Ka para aplicaciones satelitales

F. Teberio[1], I. Maestrojuán[2]

1Anteral S.L. (fteberio@anteral.com),
2Anteral S.L. (imaestrojuan@anteral.com)

Introducción: Las antenas son un componente clave en los sistemas de comunicaciones satelitales. A bordo de un satélite hay numerosas antenas que cubren diferentes funciones. Debido al espacio limitado que existe en estos satélites, es muy importante que el tamaño y el peso del componente sea el óptimo, así como su respuesta electromagnética ya que ésta determinará todos los sistemas abordo, como son la telemetría, telecontrol, navegación, o la transferencia de datos con la tierra. Para reducir el peso y mejorar las prestaciones de las antenas, las técnicas de fabricación aditiva abren nuevas posibilidades en el sector, ya que permiten el desarrollo de componentes con formas muy complejas que pueden ser fabricadas sin la problemática de la fabricación convencional. Además, también permite reducir al mínimo el número de elementos de amarre tales como tornillos o anclajes, consiguiendo reducir por ende el peso y la logística necesaria para obtener un perfecto alineamiento y cierre entre las piezas que forman un sistema. Por último, cabe también destacar que con la fabricación aditiva se consigue reducir la cantidad de desperdicios, ya que se utiliza polvo de metal que es reutilizable, por lo que este método de fabricación también es más sostenible ecológicamente.

Nuevo sistema radiante para aplicaciones *multibeam* en la banda Ka: La banda Ka mejora las prestaciones de las bandas de frecuencias más bajas en cuanto a que ofrece una amplia cobertura geográfica con un elevado ancho de banda disponible. Los satélites HTS presentan en muchos casos tecnología *multibeam* con re-uso de frecuencias y alta potencia, optimizando el uso del espectro. El nuevo sistema radiante para la banda Ka se ha diseñado para funcionar en doble banda, de acuerdo con las prestaciones impuestas por el sistema de comunicaciones por satélite. Las características de radiofrecuencia (RF) más importantes se muestran en la Tabla siguiente.

Frecuencias de operación	17.7 – 21.2 GHz 27.5 – 31 GHz
Directividad	> 17 dB
Polarización	Circular a derechas y Circular a izquierdas
Relación axial	< 1 dB

Tabla 1. Especificaciones frecuenciales.

El sistema radiante propuesto está compuesto por una antena tipo *spline* cuya eficiencia de radiación es superior a un 85% con una masa muy reducida y un polarizador de altas prestaciones. Ambos componentes han sido especialmente diseñados teniendo en cuenta las limitaciones (tolerancias y rugosidad) y libertades propias de la fabricación aditiva en metal por lo que, en el caso del polarizador, su diseño no responde a un diseño clásico que uno cabría esperar en este tipo de estructura.

Fabricación aditiva de la cadena radiante y Medida de RF: La cadena radiante diseñada por Anteral ha sido fabricada en aluminio utilizando la tecnología de fusión de metal selectiva con láser, SLM (*Selective Laser Melting*) por LISI Aerospace Additive Manufacturing. Esta tecnología crea las piezas de forma aditiva al fusionar las partículas de polvo de metal en un proceso de fusión total capa a capa mediante un láser sobre una plataforma. Como se puede ver en la Figura 1, la cadena radiante compuesta por antena y polarizador se fabricó en una sola pieza, suponiendo un ahorro evidente de tornillería e interfaces si lo comparamos con su versión fabricada por arranque de viruta (CNC) convencional realizada por Microlan Aerospace. De hecho, el peso de la cadena radiante fabricada en aditiva es 93 gr por los 192 gr de su alternativa clásica. Esto supone más de un 50% de ahorro en masa. Además, este tipo de fabricación mejora la respuesta frente a productos de intermodulación. En el caso de utilizar este tipo de antenas como alimentador en una agrupación de antenas multibeam, esta reducción de peso puede resultar totalmente diferencial.

Figura 1. Fotografía del prototipo de cadena radiante para la banda Ka fabricado mediante SLM en metal comparado con su homóloga fabricada por CNC.

Con el fin de verificar el perfecto funcionamiento en radiofrecuencia (RF) del prototipo fabricado en aditiva se realizaron medidas de su diagrama de radiación. En las Figuras 2 y 3 se puede observar su diagrama de radiación en campo lejano medido a las frecuencias centrales de cada una de las bandas de operación (19.45 GHz y 29.25 GHz). Así mismo, en la Figura 4 se puede observar la relación axial de la antena, que es menor de 1 dB para todo el ancho de banda definido entre 17.5 GHz y 31 GHz. De hecho, cabe resaltar que la pureza de la polarización circular es mejor que 0.5 dB en gran parte de las bandas de comunicación.

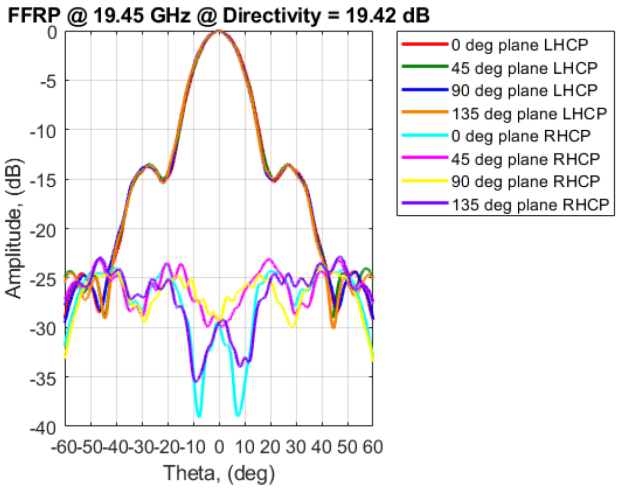


Figura 2. Medida de diagrama de radiación en campo lejano a 19.45 GHz del prototipo fabricado mediante SLM en metal.

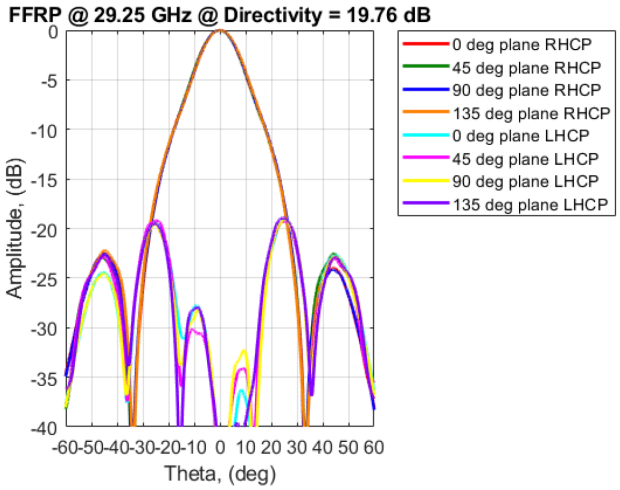


Figura 3. Medida de diagrama de radiación en campo lejano a 29.25 GHz del prototipo fabricado mediante SLM en metal.

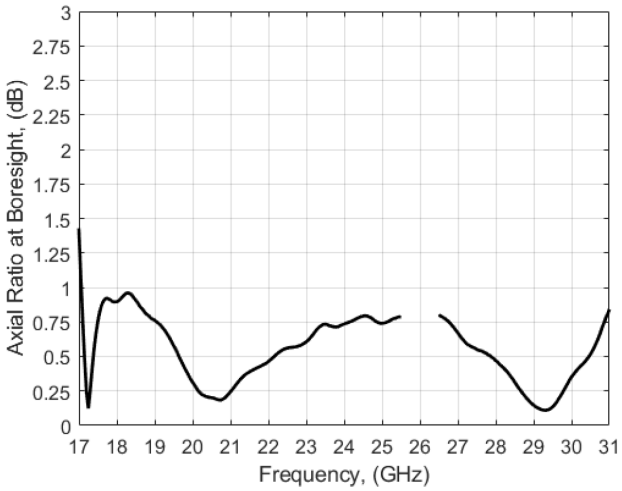


Figura 4. Medida de relación axial del prototipo fabricado mediante SLM en metal

Calificación de la cadena radiante fabricada mediante tecnología aditiva: Tras la verificación de RF, el prototipo fabricado ha sido sometido a un proceso de calificación en las instalaciones de CTA en Miñano (Álava), ver Figura 5. Concretamente, la cadena radiante ha sido sometida a diferentes test de vibración (Random & Sine) así como a un choque térmico de alto gradiente para verificar su correcto funcionamiento una vez sometida a los diferentes niveles fijados por las normas

de ensayos espaciales ECSS. Los resultados de estas pruebas fueron comparados con las simulaciones de elementos finitos realizadas por NAITEC, siendo totalmente satisfactorios y concluyendo que la cadena radiante fabricada por SLM puede soportar sin problema las condiciones ambientales y mecánicas de un lanzamiento y vida en el espacio.

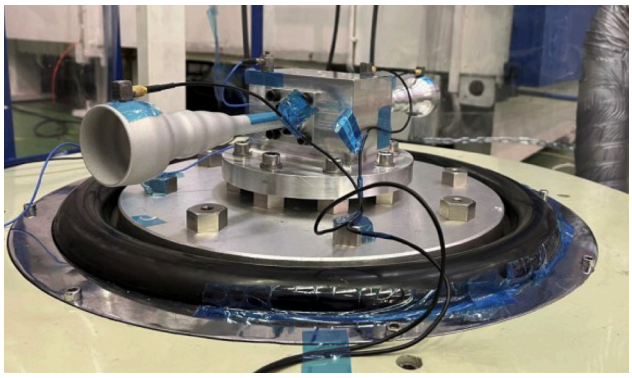


Figura 5. Fotografía del prototipo de cadena radiante fabricada en aditiva montado sobre el útil de vibración.

Conclusiones: En vista de los resultados obtenidos y presentados anteriormente, la fabricación aditiva se presenta como una alternativa real a la fabricación convencional para componentes de RF diseñados para aplicaciones espaciales. Concretamente, en el diseño aquí presentado, se ha demostrado la viabilidad de realizar cadenas radiantes para establecer comunicaciones en la banda Ka con doble polarización circular con valores medidos de relación axial por debajo de 1 dB con una reducción en el peso de la estructura por encima de un 50% si lo comparamos con su alternativa convencional.

Reconocimientos: Este proyecto ha sido subvencionado por la Eurorregión Nouvelle- Aquitaine-Euskadi-Navarra (NAEN). Este proyecto ha sido realizado por los siguientes socios: Anteral S.L., NAITEC, CTA, Microlan Aerospace S.L., LISI Aerospace Additive Manufacturing y HEGAN Cluster.

Bibliografía

[1] Peverini, O. A. et al. (2017) *Proceedings IEEE, 105,* 620-631

[2] Teberio F. et al. (2015) *IEEE Microwave and Wireless Components Letters, 25,* 511–513.

[3] Addamo G. et al. (2018) *IEEE Transactions on Microwave Theory and Techniques, 66,* 3589-3596.

Análisis térmico ágil para espacio

David Criado

Radian Space

En el espacio, los satélites están sometidos a un entorno extremo. Sin embargo, sus subsistemas están diseñados para funcionar dentro de un rango limitado de temperaturas, por lo que los análisis térmicos preventivos evitan su mal funcionamiento y fracaso. En cuanto a los CubeSats, en sus inicios, un número importante de misiones descuidaron el análisis térmico. Sin embargo, en los últimos años, los nanosatélites han experimentado un aumento continuo tanto de masa como de potencia, lo que pone de manifiesto una necesidad crucial de gestión térmica.

Radian es un software de análisis térmico concebido para proporcionar agilidad a los ingenieros, tanto en los procesos de modelado como de cálculo. Nuestro software es accesible a través de un navegador web normal y cuenta con una red escalable de recursos informáticos en la nube. Los análisis térmicos se apoyan en el Databank, un catálogo de componentes de satélites, materiales modelados y tratamientos de superficie, órbitas y configuraciones de actitud. El banco de datos permite importar y reutilizar rápidamente los componentes modelados y acceder a las piezas COTS de los fabricantes. También es posible importar y exportar modelos térmicos compatibles con otras herramientas, gracias al apoyo del grupo de Análisis Térmico y Software de la ESA/ESTEC.

El motor de simulación subyacente reproduce el entorno orbital y la solución térmica. La detección de la penumbra, el eclipse multicuerpo o el apuntamiento del telescopio son algunos de los aspectos destacados de las condiciones simuladas, todos ellos validados con GMAT. Los modelos térmicos se basan en redes de nodos isotermos (lumped-parameter networks), vinculados por acoplamientos conductivos (apoyados por la detección de contactos) y acoplamientos radiativos (calculados por el trazado de rayos de Monte Carlo). Las cargas disipativas también pueden ser termostáticas, recreando el comportamiento de los heaters.

En diciembre de 2019, FossaSat-1 fue lanzado con éxito al espacio, convirtiéndose en nuestro primer caso de estudio en alcanzar LEO. Nuestros análisis térmicos comprendieron un caso caliente y un caso frío, derivados de la irradiación solar y de los modos operativos de FossaSat-1. La telemetría recibida de los sensores validó los análisis térmicos, con temperaturas dentro de los rangos y márgenes previstos.

Bibliografía

[1] Nijenhuis et al. Thermal Modelling of CubeSats in ESATAN-TMS: A Modular Approach. ICES. 2020.

[2] ECSS. E-HB-31-03A – Thermal Analysis Handbook. 2016.

[3] ECSS. E-ST-31C – Thermal control general requirements. 2008.

Hábitat Mínimo Viable (HMV-Longenia)

Laura González Llamazares[1], Alba Ramón Cazorla[2], Cayetano Santana Gil[3], Daniel Sors Raurell[4]

[1]Colaboradora de The Mars Society España (laura010@gmail.com),

[2]Presidenta de la Fundación Canaria ALCASIV (alba.ramon@longenia.org),

[3]Presidente de The Mars Society España (cayetano.santana@marssociety.org.es),

[4]Director de Proyectos y Vocal de The Mars Society España (danisors@marssociety.org.es)

Introducción: Se describe el proyecto del prototipo del Hábitat Longenia (HMV-Longenia) motivado por el auge del mercado NewSpace y el crecimiento continuo de proyectos para el establecimiento de asentamientos permanentes fuera de la Tierra, que ha generado la necesidad de multiplicar la disponibilidad de Estaciones de Investigación y asentamientos simulados. Por otra parte, este proyecto se presenta como una solución a la necesidad de innovar en la arquitectura residencial.

Antecedentes: Entre otros [1][2][3], EEUU dispone de varios simuladores (*MDRS*, *FMARS*, *HI-SEAS*, *NEEMO*, etc), Austria tiene su propio proyecto (Simuladores temporales), Polonia tiene el Lunares, Brasil el *Habitat Marte*, Israel el *D-MARS*, y en España, Canarias se presenta como una de las mejores opciones, no sólo para emplazar simuladores sino como posible ubicación de un ***puerto espacial***, como uno de los nodos de la red de rutas punto a punto del Sistema Starship en desarrollo por SpaceX. La PLOCAN y el CSIC están estudiando la viabilidad de una plataforma espacial offshore para minilanzadores (Miura, de PLD SPACE, etc) [4]. Uno de los emplazamientos potenciales bajo estudio para un simulador es el jameo al que pertenecen la Cueva de Los Verdes y los Jameos del Agua, en Lanzarote.

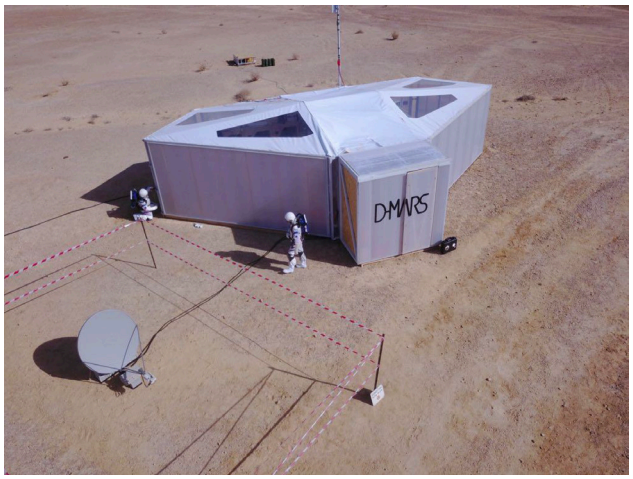


Figura 1: D-MARS (Fuente:D-MARS project, Oded Aharonson drone EVA footage)

Participantes: ***The Mars Society España***, asociación del sector espacial fundada en 2001 y la **Fundación Canaria ALCASIV (*Fundación Longenia para la Extensión de la Vida* ©)** constituída el 22/04/2021 e inscrita en el Registro de Fundaciones Canarias, con el número 381, desde el 04/10/2021.

Plataforma *Mars Spanish Mission* (MSM): Como inicio del servicio de preincubación TMSE puso en marcha en 2012 la plataforma MSM. Su primera misión, la MSM0, se llevó a cabo en abril de 2013, en Los Monegros (Huesca) [5].

Desarrollo del Concepto: Complejo residencial piloto intensivo en servicios comunes complementarios para la salud, la autonomía y la autosuficiencia.

Cada complejo se diseñará con el objetivo de que sean ***modulares***, ***escalables*** (crecimiento orgánico), ***sostenibles, ecológicos, autosuficientes, salubres [6], seguros, automatizados, transportable, confortables y flexibles*** (reconfigurables con estructura externa y distribución interior).

Hábitat Mínimo Viable (HMV): El elemento constructivo básico como módulo de cada hábitat será el HMV que, además de los criterios de diseño antes especificados para sus habitantes, deberá actuar como simbionte del entorno y ser inteligente como elemento básico del hábitat (***Hábitat Inteligente***) y, por extensión, integrable en una ***Ciudad Inteligente***.

Figura 2: Euro-MARS [7] (Fuente:TMS)

Argumentos a favor de los proyectos HMV y Villa Longenia:

-Independencia.

-Incremento muy significativo de actividades para poblar el Espacio Ultraterrestre.

-Proyectos abiertos.

-Proyectos sin ánimo de lucro.

Proyecto de referencia para el HMV: Como proyecto de referencia para el HMV estamos considerando el **HELP** [8]. Muchos de los **objetivos** del proyecto HELP, coinciden con los del presente proyecto.

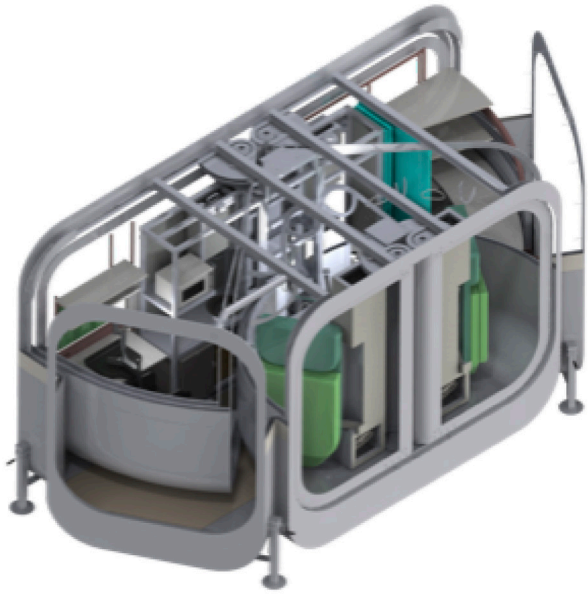


Figura 3: SHEE en modo de transporte sin casco (Fuente: SHEE Consortium, visualizaciones: Sobriedad, 2015)

Reconocimientos: Destacar los trabajos realizados por múltiples equipos de varios países, especialmente los vinculados a la ESA, como los proyectos SHEE [9] y HELP. Agradecer también el apoyo de la Fundación Longenia.

Bibliografía

[1] https://samb2.space/research/analogs-worldwide/

[2] Lia Schlacht, I. et al. (2016), *Existing and new proposals of Space analog, off-grid and sustainable habitats with Space applications.*

[3] Heinicke, C, Arnhof, M. (2021), *A review of existing analog habitats and lessons for future lunar and Martian habitats*

[4] [4]https://www.boe.es/boe/dias/2021/11/18/pdfs/B OE-A-2021-18963.pdf

[5] MSM0: https://misionmarte.wordpress.com/

[6]https://es.wikipedia.org/wiki/Medicina_espacial

[7]http://www.euromars.org/

[8]https://starfos.tacr.cz/en/project/FV10482#projec t-main

[9] Imhof, B. (2016) SHEE – *a Self-deployable Habitat for Extreme Environments Exploitation and lessons learnt from testing* https://n9.cl/gtod1

CETUS, un revolucionario sistema propulsión espacial

L. Tarabini Castellani[1], S. Garcia-Gonzalez[1], A. Ortega[1], S. Orte[1], G. Sánchez-Arriaga[2], Luca Chiabó[2]

[1] Sener Aeroespacial, C. Severo Ochoa 4, 28760, Tres Cantos, Spain, lorenzo.tarabini@aeroespacial.sener

[1] Sener Aeroespacial, C. Severo Ochoa 4, 28760, Tres Cantos, Spain, sergio.garcia@aeroespacial.sener

[1] Sener Aeroespacial, C. Severo Ochoa 4, 28760, Tres Cantos, Spain, asier.ortega@aeroespacial.sener

[1] Sener Aeroespacial, C. Severo Ochoa 4, 28760, Tres Cantos, Spain, sofia.orte@aeroespacial.sener

[2] Universidad Carlos III de Madrid, Avenida de la Universidad 30, 28911, Leganés, Spain, gonsanch@ing.uc3m.es

[2] Universidad Carlos III de Madrid, Avenida de la Universidad 30, 28911, Leganés, Spain, lgonsanch@ing.uc3m.es

Introducción: En este resumen se presenta el sistema de propulsión espacial basado en amarra electrodinámica CETUS desarrollado en el marco del proyecto E.T.PACK [1] financiado por la comisión Europea y con la ayuda de la comunidad de Madrid y la ESA.

CETUS: El Compact Electrodynamic Tether for launcher Upper stages and Spacecraft deorbiting, es un dispositivo autónomo de movilidad orbital sin propulsión. CETUS está diseñado para ser instalado en la nave espacial del cliente antes del lanzamiento y activado desde tierra. Al activarse, despliega una fina cinta de aluminio de aproximadamente un kilómetro de longitud. La cinta interactúa con el plasma ambiental y el campo magnético terrestre generando una fuerza de Lorentz de varias decenas de miliN comparable al empuje de los propulsores de efecto Hall de kW. CETUS alberga una aviónica en miniatura dedicada que controla la desorbitación y proporciona de forma independiente datos de telemetría a tierra. CETUS funciona donde los dispositivos de aumento de la resistencia no pueden funcionar y desorbita en pocos meses partes del lanzador y satélites fallidos de hasta 1 tonelada desde una altitud de 1200 km. CETUS es autónomo, compacto, ligero y totalmente configurable.

Las prestaciones de desorbitado de un sistema CETUS equipado con una amarra electrodinámica de 1500m de largo (4kg de peso) están reasumida en la siguiente imagen para satélites masa entre 200 y 1000kg. De la imagen se lee por ejemplo que CETUS puede desorbitar 900kg desde 1200km en 18 meses y desde 100km en 9 meses.

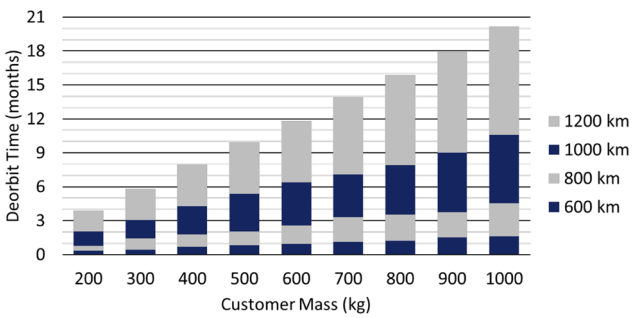


Figura 1: Prestaciones de desorbitado de CETUS para satélites a 50º de masa entre 200 y 1000kg

Demonstrador de CETUS: El demostrador de CETUS está actualmente en desarrollo y está previsto que vuele en 2025. Ya se ha firmado un acuerdo de lanzamiento con la RFA. El demostrador es un satélite autónomo de 12U compuesto por dos módulos que se separarán en órbita extendiendo una cinta de sujeción de 500 m de longitud. El objetivo principal de la demostración es reentrar desde una órbita de 600 km en menos de 100 días, mientras que el tiempo natural de desorbitación sería de unos 15 años. Las tecnologías clave del CETUS se validarán hasta el nivel TRL9 [2], [3].

Figura 2: Demostrador de CETUS

La fuerza de propulsión de CETUS: La fuerza de Lorentz forma parte de nuestra vida cotidiana ya que todos los motores eléctricos la utilizan. Para producirla sólo hay que mover una carga dentro de un campo magnético. En la órbita baja de la Tierra existe un plasma rico en electrones que son recogidos de forma natural por cualquier objeto conductor (lo que suele provocar la carga de las naves espaciales). El tether electrodinámico utilizado por CETUS es una larga cinta conductora unida al satélite del cliente. Estos electrones se mueven a lo largo del anclaje y son emitidos al espacio mediante un emisor de electrones que produce una corriente eléctrica. La acción del campo magnético terrestre sobre la corriente genera la fuerza de Lorentz. Esta tecnología se ha demostrado en varias misiones anteriores, siendo la misión del Generador de Motores de Plasma

[4] una de las más exitosas. Sin embargo, no es hasta hoy que se ha mejorado para reducir sustancialmente la masa y el volumen. Por ejemplo, una amarra electrodinámica de 4 kg puede desorbitar 600 kg desde 1200 km en menos de 1 año.

Subvenciones: El CETUS se desarrolla actualmente en el marco del proyecto FET-OPEN de la Comisión Europea, ETPACK y ETPACK-F, financiados con 5,5 millones de euros. El equipo también ha conseguido una importante cantidad de fondos adicionales que incluyen el proyecto BMOM de la Comisión Europea, un doctorado industrial apoyado por la Comunidad de Madrid y un proyecto de desarrollo tecnológico temprano financiado por la ESA.

Hoja de ruta: Está previsto que la comercialización del CETUS comience en 2026, con la desorbitación de una etapa superior del microlanzador.

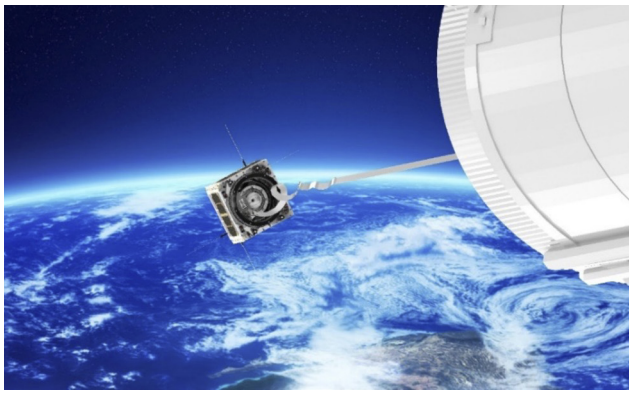


Figura 3: CETUS desorbitando una etapa de lanzador

Como la tecnología es totalmente reversible, es posible inyectar energía en la amarra para aumentar la órbita. La segunda generación de CETUS podrá utilizarse para elevar la órbita y mantenerla. Esta aplicación disruptiva permitirá reducir el caso de fallo más común en los satélites comerciales: el fallo del sistema de propulsión. El seguro de misión de un satélite vale entre el 10 y 12% del coste del satélite. Se estima que el uso del CETUS podrá aportar una considerable reducción al seguro de un satélite (entre 3 y 5 puntos porcentuales), por lo tanto, el mismo hecho de embarcar CETUS proporcionará un beneficio a los operadores de satélites. La tercera generación de CETUS consistirá en un modulo independiente que pueda ser instalado en satélites in orbita permitiendo desorbitado y mantenimiento orbital y esperando que actúe como protagonista en el futuro mercado de *In Orbit Servicing* estimado en 3000 millones de dólares [5].

Conclusiones: Este resumen presenta de forma concisa el revolucionario sistema de propulsión espacial CETUS basado en el principio de la amarra electrodinámica. CETUS está actualmente en

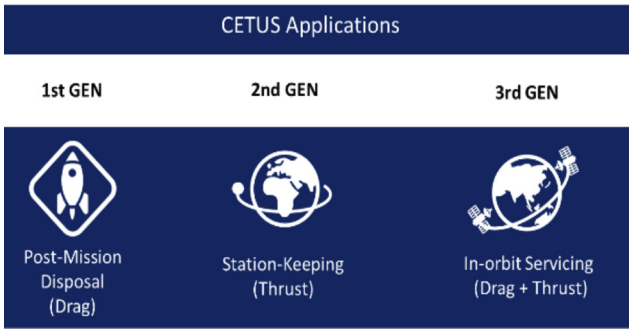


Figura 4: Aplicaciones de CETUS

desarrollo en el marco del proyecto E.T.PACK y su demonstración en orbita es prevista para el 2025. La primera generación de CETUS se usará únicamente como sistema de frenado para retirada de basura espacial. La segunda y tercera generación permitirán mantenimiento orbital y cambios de orbita.

Reconocimientos: Este trabajo fue apoyado por el Programa de Investigación e Innovación Horizonte 2020 de la Unión Europea bajo el acuerdo de subvención No.828902 (proyecto E.T.PACK de 3M€) y No.101034874 (proyecto BMOM de 100K€). S. García cuenta con el apoyo de un doctorado industrial financiado por la Comunidad de Madrid (135K€ IND2019/TIC17198). El equipo ha obtenido recientemente una ayuda financiera adicional de 2,5 millones de euros de la Unión Europea (proyecto ETPACK-F nº 101058166) para la fabricación y cualificación de la demostración en órbita (IOD) para finales de 2025.

Bibliografía

[1] G. Sánchez-Arriaga, S. Naghdi, K. Wätzig, J. Schilm, E.C. Lorenzini, M. Tajmar, E. Urgoiti, L. Tarabini Castellani, J.F. Plaza, A. Post. The E.T.PACK project: Towards a fully passive and consumable-less deorbit kit based on low-work-function tether technology. Volume 177, December 2020, Pages 821-827.

[2] L. Tarabini Castellani, E. Urgoiti, A. Ortega, S. Garcia, J. Muñoz, A. Gimenez, S. Madrid, G. Sánchez-Arriaga, E.T.PACK: Developing a deorbit kit based on electrodynamic tether technology. EiE2020 Madrid (Spain). 09/2020.

[3] L. Tarabini Castellani, S. Garcia-Gonzalez, A. Ortega, S. Madrid, E. C. Lorenzini, L. Olivieri, G. Sarego, A. Brunello, A. Valmorbida, M. Tajmar, C. Drobny, J-P. Wulfkuehler, R. Nerger, K. Wätzig, S. Shahsavani, G. Sánchez-Arriaga, Deorbit Kit Demonstration Mission, 2022, JSSE-D-21-00064

[4] Grossi, M.D, Plasma Motor Generator (PMG) Electrodynamic Tether Experiment, Final Report, NASA-CR-199523, 1995.

[5] NSR's "In-Orbit Servicing Markets" (2018)

Manufacturing and Hot-Fire Test Campaign of the DemoP1 Aerospike engine demonstrator

Federico Rossi

Pangea Aerospace

Aerospike engines were first introduced in the 50s as a high-performance alternative to more traditional bell nozzle configurations. Nevertheless, the shutdown of major programs, together with the manufacturing effort associated to their complexity, has led to a period of relatively low research and industrialisation effort. However, recently, aerospike engines experienced a renewed and growing interest because of their altitude adaptation properties and advantageous performance characteristics towards comparable bell nozzles. Furthermore, the ongoing maturity level of additive manufacturing techniques and materials for propulsion applications makes it possible to build an economically-viable aerospike engine with reduced lead time. This paper provides an overview of the manufacturing techniques involved in the fabrication process of the DemoP1 demonstrator: a 20 kN LOX/LNG aerospike engine. DemoP1 has been tested at the P8.2 stand of the German Space Agency (DLR) during a one-month test campaign in October-November 2021. An overview of the test campaign preparation and execution is given, together with major findings and lessons learned. The requirements identified for DemoP1 are transversal to several research fields that are experiencing a rise in their TRL in the European space sector. The development of the demonstrator has proven the technologies needed for paving the way to a booster-class engine that can serve the next generation of cost-effective launchers.

Reducción de ruido durante el despegue de vehiculos lanzadores

M. S. Escartí-Guillem[1], J. Fayos[1], J. Nieto[1], P. Barriuso[1]

[1]COMET Ingeniería, C/ Convento Carmelitas 2, 46010, Valencia (España) (mescarti@comet-ingenieria.es)

Introducción: Las condiciones acústicas reales durante el lanzamiento de las aeronaves espaciales son extremadamente complejas, con intensos niveles de presión, temperaturas y flujos que reducen o impiden el uso de métodos y materiales convencionales de mitigación del ruido [1]. Este entorno acústico provoca una fuerte carga acústica y de vibraciones en la carga útil, poniendo en peligro la misión y pudiendo provocar pérdidas económicas [2]. Por lo tanto, predecir y mitigar los niveles acústicos durante el despegue es fundamental en el proceso de diseño de la plataforma de lanzamiento y del vehículo de lanzamiento, ya que mejora la fiabilidad del lanzador y aumenta la comodidad de la carga útil. Algunas estrategias para mitigar el ruido del despegue actúan en el interior del carenado utilizando materiales que absorben el sonido, como los paneles microperforados (MPP) [3]. Otras actúan externamente, a nivel de la plataforma de lanzamiento, para reducir tanto las componentes directas como las reflejadas del sonido. Las más aplicadas son la inyección de agua a presión sobre el chorro del motor y la optimización de la forma del deflector de llama. Incluso con estas acciones [4]. Incluso con estas medidas, los datos medidos en el interior del carenado muestran que un satélite debe soportar un Nivel de Presión Sonora Global de 140,3 dB [5]. Por lo tanto, se requiere una tecnología de mitigación del sonido para aliviar las cargas acústicas de la carga útil.

Metodología: En este trabajo, realizando junto con la Agencia Espacial Europea, el objetivo es proponer, diseñar, implementar y validar experimentalmente un método de mitigación acústica basado en metamateriales acústicos aplicable a una configuración de lanzamiento real. Como caso de estudio se ha utilizado el vehículo de lanzamiento VEGA. El enfoque consiste en desarrollar metamateriales acústicos formados por paneles con distribuciones periódicas de rendijas cargadas por resonadores de Helmholtz (HR). Estos metamateriales se basan en la sub-longitud de onda y la absorción perfecta [6,7]. Controlando la geometría de las rendijas y de los HRs, se pueden sintonizar las pérdidas visco-térmicas intrínsecas para compensar exactamente la fuga de energía del sistema y crear la absorción perfecta del sonido en un amplio rango de ángulos de incidencia [8,9]. Además, se puede conseguir un efecto de banda ancha considerando una distribución de HRs con diferentes geometrías, cada una de ellas sintonizada a una frecuencia determinada. El enfoque propuesto se basa en dos etapas para reducir el campo acústico que entra en la cofia. En primer lugar, se reduce el ruido a lo largo del camino de propagación en la plataforma de lanzamiento, lo que disminuye el ruido de banda ancha que se propaga hacia la cofia del vehículo. En segundo lugar, se aumenta la pérdida de transmisión de la carcasa de la cofia, lo que reduce los niveles de presión sonora que entran en el carenado, y se maximiza la absorción en el interior para atenuar la reverberación en el carenado. Por lo tanto, se han diseñado dos estructuras de absorción acústica diferentes, como se muestra en la Figura 1. En la cofia, el metamaterial A, cuya celda unitaria está compuesta por un solo HR, se adhiere a la pared existente. Este metamaterial presenta un comportamiento de banda estrecha introduciendo un pico de absorción perfecto a 400 Hz, como se muestra en la Figura 2. En la plataforma de lanzamiento, el metamaterial B cubre parcialmente los conductos de escape. Al estar compuesto por una distribución de HR con diferentes geometrías, cada una de ellos sintonizado a una frecuencia determinada, proporciona una absorción acústica casi perfecta a una frecuencia de banda ancha entre 125 Hz y 500 Hz, como se muestra en la Figura 3.

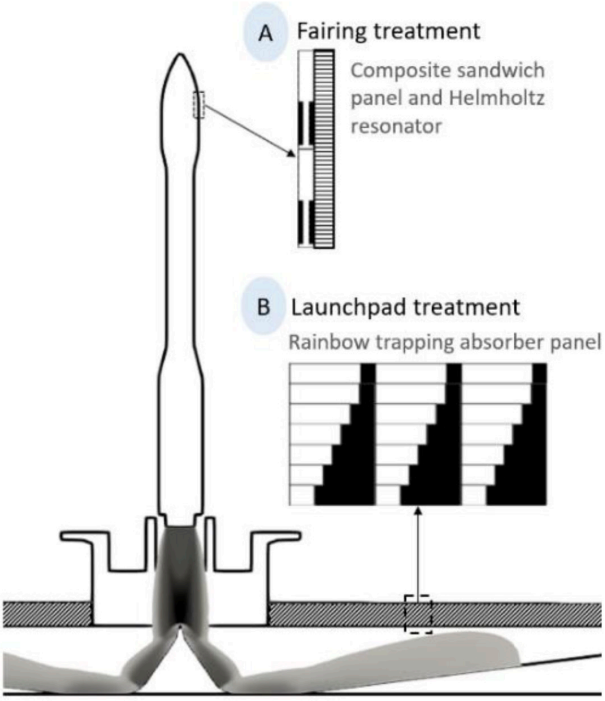


Figura 1. Esquema de la implementación de ambos sistemas en la plataforma de lanzamiento de VEGA.

Resultados: Se ha llevado a cabo una campaña experimental con muestras de metamateriales a escala 1:1 que se adaptan a las ins-

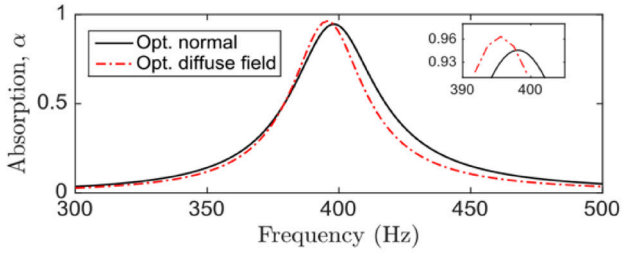


Figura 2. Coeficiente de absorción para el metamaterial A optimizado para incidencia acústica normal (negro) y para campo difuso (rojo).

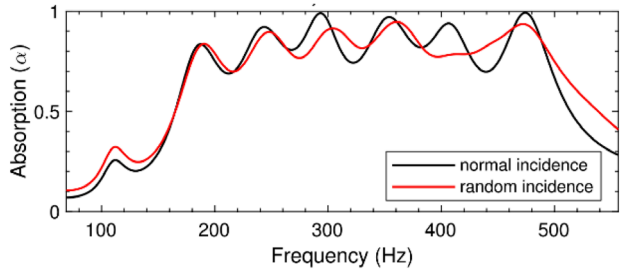


Figura 3. Coeficiente de absorción para el metamaterial B aplicando incidencia acústica normal (negro) y para campo difuso (rojo).

talaciones disponibles para demostrar el rendimiento acústico y la eficacia del concepto de metamaterial.

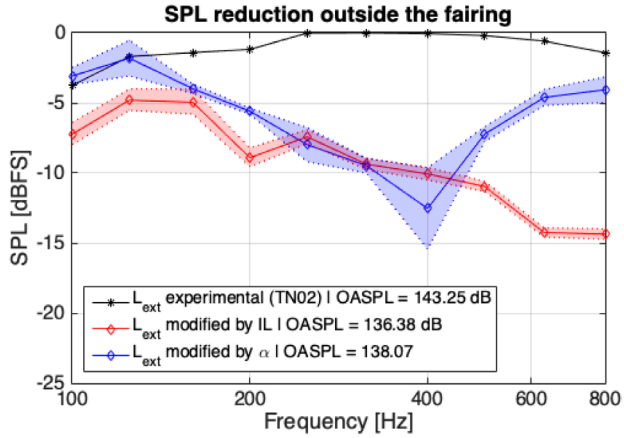


Figura 4. Comparación de la reducción acústica debida al IL y a la absorción medidas del metamaterial B.

Para el metamaterial B, se ha medido el coeficiente de absorción y el Insertion Loss (IL) en una cámara anecoica. Con estos resultados, se puede estimar el rendimiento acústico de los paneles HR en términos de reducción de ruido en el contexto de las magnitudes reales del problema. La reducción se ha evaluado sobre datos de SPL medidos en la superficie de la cofia y proporcionados por la ESA como se muestra en negro en la Figura 4. Extrapolando los resultados de la cámara anecoica a una condición de lanzamiento real, se observa una clara reducción del SPL en la frecuencia de trabajo del metamaterial. Con las mediciones de IL hay una reducción de 6,9 dB de energía acústica y con las mediciones de absorción una reducción de 5 dB en las bandas de tercios de octava. Además, se comparó la reducción acústica con la de un panel rígido, y se ha comprobado que los paneles metamateriales tienen una mayor capacidad de reducir la energía acústica al absorberla.

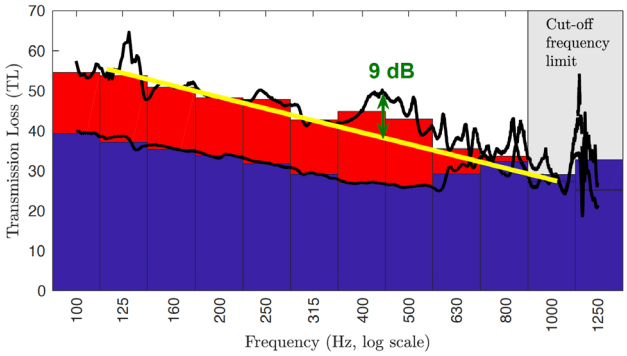


Figura 5. Transmission loss para el panel de referencia y el metamaterial A a partir de los ensayos.

Para el metamaterial A, se han evaluado en un tubo de impedancia dos muestras: el panel sándwich de referencia del fairing y el sistema de ensamblaje formado por la referencia y un panel metamaterial con los HR. Los resultados de Transmission Loss (TL) muestran en la Figura 5 que hay un incremento entre 100 y 800 Hz, principalmente debido al aumento de la impedancia del sistema debido al aumento de la rigidez por la incorporación del panel de HR. En particular, se obtiene un aumento de 20 dB a 400 Hz, lo que significa que la transmisión se reduce en 10 en esta frecuencia. El efecto de la resonancia del HR puede evaluarse comparando el TL del conjunto en banda estrecha, mostrado en línea negra sólida, con el del sistema de montaje sin la resonancia acústica del HR, es decir, con el HR cerrado, mostrado en línea amarilla sólida. El resultado del HR cerrado se ha aproximado mediante simulación numérica. La comparación muestra un aumento del TL de 9 dB en el rango de frecuencias de interés debido al rendimiento acústico del HR.

Conclusiones: En este proyecto se ha estudiado numérica y experimentalmente el uso de metamateriales acústicos como estructuras de reducción del ruido. Dada la complejidad de construir y medir en un enclave parecido al de lanzamiento, se han caracterizado experimentalmente paneles cuadrados de los metamateriales. Los resultados obtenidos proporcionan una solución innovadora para reducir las cargas acústicas que llegan a la carga de pago con una técnica de dos etapas. Por lo tanto, al mejorar la eficacia de la atenuación durante el despegue se puede reducir el riesgo de fallo técnico. Además, esta técnica puede mejorar la absorción del ruido en otros entornos con niveles acústicos elevados.

Reconocimientos: Los autores agradecen el apoyo de la Agencia Espacial Europea en el contrato 4000126316/19/NL/LvH, del MICINN a través del proyecto DIN2019-010877 y del Grupo ESI.

Bibliografía

[1] Malbéqui, P., Davy R., (2017) *EUCASS*.

[2] Arenas J., Margasahayam R. (2006) *Ingeniare,* 14(3), 251-264

[3] Lee, J. (1992) *NCEJ, 38, 109- 117*.

[4] Picó R., et al. (2016) *EuroRegio*.

[5] Arianespace (2014), 'VEGA User's Manual', 4.

[6] V. Romero-García et al. (2016) *Scientific Reports*, 6 (1), 1-8.

[7] V. Romero-García et al. (2016) *JASA*, 139 (6), 3395-3403.

[8] N. Jiménez et al. (2016) *Applied Physics Letters,* 109 (12), 121902.

[9] N. Jiménez et al. (2016) *Scientific Reports,* 7(1), 1-12.

Propulsión química orbital: una revisión de las tecnologías actuales de propulsión verde

Francho Garcia[1], Ismael Guierrez[2]

[1]Arkadia Space (francho.garcia@arkadiaspace.com),
[2]Arkadia Space (ismael.gutierrez@arkadiaspace.com)

La gran mayoría de los satélites y plataformas espaciales requieren de propulsión, especialmente a partir de cierto tamaño. Hasta ahora, la propulsión predominante en el mercado ha sido la química, aunque en los últimos años la propulsión eléctrica ha ganado una cuota relevante de mercado.

En el ámbito de la propulsión química, la hidracina, MON, MMH y derivados, han sido los propelentes usados típicamente en la industria debido a las altas prestaciones que ofrecen, y a su facilidad y simplicidad a la hora de almacenarse en órbita.

Sin embargo, estos propelentes son extremadamente tóxicos y cancerígenos, lo que supone unos costes nada despreciables, no sólo en el desarrollo de los sistemas de propulsión, sino también en la operativa de lanzamiento; tanto en la calificación de la plataforma completa, como en el momento de la integración en el lanzador.

Desde los años 60, los usuarios de estos sistemas de propulsión han sido agencias espaciales y empresas vinculadas a sectores tradicionales como las telecomunicaciones o la observación de la Tierra. Clientes con una capacidad adquisitiva y unas exigencias técnicas muy altas, donde la fiabilidad es la principal característica.

Sin embargo, en los últimos años, la reducción de coste de acceso al espacio gracias a empresas como SpaceX, ha permitido a las empresas poder lanzar un mayor número de satélites a un coste menor, habilitando por tanto nuevos modelos de negocio; desde el uso de constelaciones para monitorizar fuegos y la piratería, la retirada de basura espacial, hasta la provisión de servicios de logística espacial, tales como el mantenimiento o el repostaje de satélites.

Para lograr modelos de negocio sostenibles, estas empresas buscan desarrollar satélites y plataformas a un coste sustancialmente inferior. Sin embargo, en muchas ocasiones, se encuentra con la dificultad de adquirir sistemas de propulsión químicos a costes competitivos.

Esta necesidad de que existan en el mercado sistemas de propulsión más asequibles, unido al hecho de que la Comisión Europea ha iniciado un proceso de prohibición de los combustibles tóxicos, ha cambiado el paradigma del sector, produciéndose un auge en el desarrollo y uso de sistemas de propulsión basado en propelentes verdes.

Figura 1: Render de dos thrusters bipropelentes verdes (Fuente: Arkadia Space)

Los propelentes verdes permiten una operación segura, y eso se traduce en costes mucho más reducidos para la plataforma del cliente, desde el desarrollo hasta las operaciones de lanzamiento.

Este documento ofrece una visión general de las combinaciones de propelentes más importantes en el campo de la propulsión química verde, presentando las características de cada tipo con un análisis de sus fortalezas y debilidades, su madurez y sus potenciales aplicaciones en el futuro.

Si bien la penetración inicial de los sistemas de propulsión verde en el mercado se realizará a través de satélites pequeños y empresas emergentes, la gran escalabilidad que ofrecen alguna de las tecnologías verdes aquí descritas, posibilita el remplazo de los sistemas que utilizan combustibles tóxicos en prácticamente la mayoría de las misiones espaciales de los próximos años.

Subsistemas GNC/AOCS para ciencia y re-entrada: La experiencia de SENER en EUCLID y Space Rider

M. Sánchez Nogales[1], F. Cacciatore[2], J.S. Llorente Martínez[3]

[1]SENER Aeroespacial (mariano.sanchez@aeroespacial.sener),

[2]SENER Aeroespacial (francesco.cacciatore@aeroespacial.sener),

[3]SENER Aeroespacial (salvador.llorente@aeroespacial.sener)

Resumen: Este artículo muestra las tecnologías actualmente en uso mediate la revisión de dos misiones emblemáticas de la Agencia Espacial Europea, como son Space Rider y EUCLID que se encuentran en diferentes fases de desarrollo y en las que SENER Aeroespacial tiene responsabilidad a nivel subsistema mismo.

Introducción: El control de la trayectoria y actitud de vehículos espaciales es una tarea encomendada al subsistema de Guiado, Navegación y Control (GNC) y/o Control de Actitud y Órbita (AOCS), cuyo objetivo principal es el de adquirir y mantener un perfil predefinido de misión en seis grados de libertad con la precisión y estabilidad necesaria dependiendo de la fase y los requisitos de ésta. Estas funciones son esenciales para el éxito de la misión y constituyen uno de los elementos críticos para asegurar las operaciones rutinarias y, más allá, la supervivencia del vehículo en casos de contingencias o anomalías.

La tecnología GNC/AOCS ha evolucionado alineándose con las funcionalidades y prestaciones requeridas para los diferentes escenarios de misión, y con las diferentes tecnologías aplicables al subsistema, incluyendo sensores y actuadores, capacidad de procesamiento y SW, técnicas de control y procesos de verificación y validación.

Módulo de re-entrada de Space Rider. SENER, junto con TAS-I y DEIMOS están desarrollando el subsistema GNC para el módulo de re-entrada de Space Rider (RM), el cual controla en bucle cerrado el vuelo del vehículo desde su separación en órbita del módulo orbital hasta el aterrizaje.

El programa Space Rider proporcionará a Europa un sistema integrado de transporte espacial reutilizable, independiente y asequible que permitirá el acceso rutinario a operaciones en orbita baja. Al final de la fase orbital, el RM ejecutará una maniobra de de-orbitado, re-entrando en la atmósfera terrestre y aterrizando en tierra. Después de la misión, el RM podrá ser lanzado de nuevo con un esfuerzo limitado de inspección y mantenimiento.

El RM realizará una re-entrada atmosférica para decelerar desde velocidad hipersónica a régimen supersónico. El vehículo cruzará el régimen transónico durante la fase TAEM, y posteriormente desplegará el paracaídas subsónico a Mach 0.75 aproximadamente. A una altitud de 5.5 km, se desplegará el parafoil a el vehículo será guiado activamente hasta el lugar de aterrizaje predefinido para realizar la toma de tierra con una precisión de 150 m.

Space Rider se basa en la experiencia acumulada por Europa en la misión IXV que consiguió realizar un vuelo suborbital y amerizar en el Pacífico de modo seguro en febrero del 2015.

Recientemente se ha completado el diseño del sistema desde separación a aterrizaje. La fase de coasting ha sido actualizada para poder soportar diferentes inclinaciones orbitales, incluyendo un guiado de actitud calculado a bordo. Las funciones de guiado y control de IXV has sido reutilizadas y han sido adaptadas a las nuevas propiedades dinámicas del vehículo. La transición de la re-entrada a la fase TAEM ha sido redefinida, adaptando los algoritmos de activación del DRS y parafoil a las condiciones de vuelo. El GNC para la fase de vuelo bajo parafoil utilizad una base de datos actualizada del parafoil para mejorar la robustez, versatilidad y flexibilidad de operaciones. La función de navegación se basa en la selección de una unidad de navegación y permite una gestión de la altitud derivada de medidas de resistencia aerodinámica en presencia de interrupciones en la disponibilidad de medidas GNSS. Tanto la función de gestión del vuelo (FM) como el subsistema GNC completo han sido integrados y testeados en un entorno funcional representativo (FES).

El desarrollo del subsistema GNC entrará en fase D este mismo año, seguido de campañas de vuelo (drop tests) y de la posterior cualificación en vuelo.

EUCLID. La experiencia de SENER en subsistemas AOCS se remonta al desarrollo de dicho subsistema para la misión Herschel-Planck. En particular, Herschel incorpora el que en el momento de su lanzamiento era el mayor telescopio espacial, desplegado en un orbita de Lissajous de alta amplitud alrededor de L2. En el caso de Planck, su órbita alrededor de L2 tiene una amplitud mucho menor y es uno de los primeros satélites espinados con control autónomo de maniobras de actitud. Los AOCS de ambas misiones han sido consideradas los más avanzados durante décadas.

Más recientemente, el AOCS de EUCLID se presenta como un precursor en diferentes aspectos: (1) prestaciones de estabilidad de apuntamiento altamente exigentes y (2) aplicación de nuevas técnicas de auto-codificación de SW espacial para este tipo de misiones científicas.

El subsistema ha sido entregado al cliente y cualificado en todas sus versiones.

HALOPS: Sistema de agilidad y apuntamiento preciso y estable para plataformas de altas prestaciones

M. Sánchez Nogales1, D. Zorita Gómez-Escorial2, J.F. Ramírez Sánchez3

[1]SENER Aeroespacial (mariano.sanchez@aeroespacial.sener),

[2]SENER Aeroespacial (demetrio.zorita@aeroespacial.sener),

[3]SENER Aeroespacial (jesus.ramirez@aeroespacial.sener)

Introducción: El sector espacial está siendo testigo de una innegable evolución hacia aplicaciones cada vez más demandantes en términos de cantidad y calidad de los productos resultantes.

En el caso del mercado de observación de la Tierra, dicha demanda se está canalizando de diferentes maneras, todas ellas complementarias: (1) mejora de las prestaciones de las cargas de pago, (2) incremento del número de fuentes de datos mediante la introducción de constelaciones y (2) incremento de la maniobrabilidad de las plataformas para adquirir diferentes objetivos minimizando el tiempo de transición entre ellos.

Las misiones de ciencia requieren apuntamientos muy precisos y estables, compatibles con tiempos de integración grandes. En este ámbito, juega un papel crucial el acoplamiento de la carga de pago con la estructura en términos de vibraciones inducidas por elementos activos de la plataforma (ruedas de reacción, refrigeradores, paneles solares, …) que pueden excitar modos propios del sistema y afectar las prestaciones del apuntamiento.

Otro claro ejemplo es el campo de las telecomunicaciones cuánticas, que requieren un enlace entre satélites y con las estaciones terrenas en último término de muy altas prestaciones en términos de apuntamiento (precisión y estabilidad).

Con todos estos aspectos en mente, SENER Aeroespacial plantea el problema de la *gestión de la línea de vista* (LOS) para diferentes escenarios de misión como un problema multidisciplinar que involucra varios dominios del ámbito espacial: sistema de control de actitud (AOCS), mecanismos de apuntamiento y estabilización, estructuras, óptica, cargas de pago y el acoplamiento entre cada uno de ellos gestionado a través de una capacidad de ingeniería de sistemas.

Dicho problema se adapta perfectamente a las capacidades existentes en SENER Aeroespacial, que cuenta con una experiencia destacable en cada uno de estos aspectos (AOCS de EUCLID, espejo de escáner de MTG, carga de pago de SEOSAT, ingeniería de sistemas de PROBA-3, …).

El objetivo de este artículo es mostrar la solución propuesta por SENER al problema de la gestión de la línea de vista, identificando los diferentes elementos constituyentes de la misma, así como la problemática resultante para cada uno de los escenarios en consideración. A modo de conclusión, se propondrá un esquema de desarrollo de esta solución identificando las necesidades de desarrollos tecnológicos, así como aplicaciones en misiones futuras.

Resumen: El problema de la gestión de la línea de vista se puede formular como un problema de control óptimo sometido a restricciones de misión y sistema (planificación de misión y apuntamiento, arquitectura de plataforma, prestaciones de AOCS y carga de pago, …). Dicha solución debe distribuir de manera óptima el comando de control entre las diferentes unidades teniendo en cuenta los grados de libertad de la línea de vista, características y limitaciones de la plataforma.

Desde un punto de vista funcional, los elementos constituyentes de este sistema serán:

- Gestión de misión
- Sistema de control de actitud
- Mecanismos de apuntamiento
- Carga de pago
- Supresión de microvibraciones

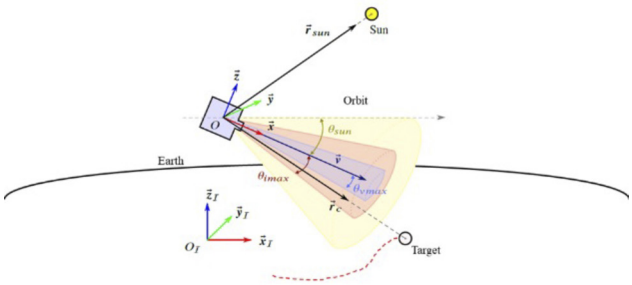


Figura 1: Esquema del problema de gestión de LOS

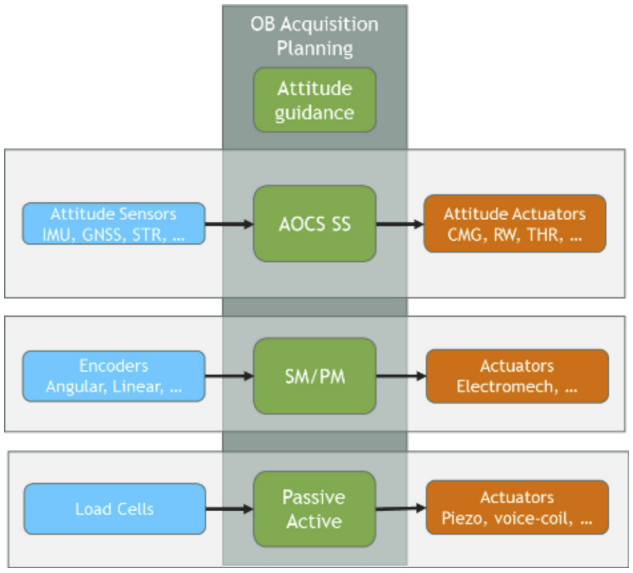


Figura 2: Elementos del sistema de gestión de LOS

Gestión de misión. El problema propuesto es de tal complejidad que los esquemas tradicionales de planificación y guiado no pueden resolver todos los aspectos de éste. Para plataformas ágiles que requieren maniobras con velocidades por encima de 3º/s, aparecen aspectos como la excitación de modos flexibles, efectos giroscópicos, saturación del control o implicaciones en el tiempo de tranquilización que tienen un impacto importante en la adquisición posterior de la medida.

La secuencia de apuntamiento óptimo se debe obtener como una combinación de las capacidades de las diferentes unidades disponibles (actuación del AOCS, mecanismos de apuntamiento, espejos y escáner).

Por tanto, es necesario desarrollar una estrategia de planificación de misión, fuertemente acoplada con el perfil de guiado de actitud y, sobre todo, implementable a bordo de modo que se pueda adaptar en tiempo real a cambios (peticiones usuarios). Para este objetivo, se propone un esquema de *optimización convexa*, que presenta beneficios para resolver el problema de manera eficiente en lo que respecta al uso de recursos de cálculo a bordo.

Sistema de control de actitud. El objetivo principal del subsistema AOCS es el de asegurar la maniobrabilidad de la plataforma implementando maniobras de actitud de cierta envergadura (>3º/s) minimizando el impacto en el sistema, con especial atención al tiempo de tranquilización necesario para comenzar las operaciones.

Cualquier solución está relacionada directamente con las prestaciones del sistema de actuación en forma de par comunicado. En estos escenarios, es altamente atractivo reemplazar las tradicionales ruedas de reacción por giróscopos de control de momento (CMG) debido a su mayor relación par/masa, lo que permite una rápida generación de momento, facilitando la agilidad.

Por el contrario, los CMG son más complicados de gestionar y controlar puesto que se presentan en configuraciones tridimensionales (piramidal, …) introduciendo singularidades en la provisión de par. Por tanto, la estrategia de optimización debe tener en cuenta este aspecto crítico para diseñar una ley de guiado compatible.

Mecanismos de apuntamiento. Otro grupo de elementos del sistema de gestión de LOS lo constituyen los mecanismos de apuntamientos, que proporcionan un grado de libertad adicional a la solución propuesta y permitiría, en cierta medida, aliviar la carga del sistema de actuación AOCS (evitando por ejemplo su saturación) como por ejemplo el escáner acoplado a la carga de pago o un espejo (*Fast Steering Mirror* - FSM).

Carga de pago. La carga de pago es un elemento primordial en lo que respecta a las prestaciones del sistema completo. Mirando a misiones ópticas, cámaras de muy alta resolución (VHR) se presentan como la opción más interesante de cara a alcanzar precisiones submétricas. Llegando a estos niveles es muy importante seleccionar la arquitectura de la óptica que permita alcanzar los niveles requeridos. En este sentido, SENER desarrolla sus ópticas VHR basadas en el concepto Korsch.

Supresión de microvibraciones. Las microvibraciones tienen un impacto crítico en la estabilidad a corto plazo de la línea de vista y por tanto en la calidad del producto (imagen, enlace de comunicaciones, …) para aplicaciones de altas prestaciones (VHR, QKD, …).

Dada la naturaleza de las microvibraciones, su tratamiento puede presentar numerosas opciones, desde la estabilización a nivel estructural al diseño de actuadores y de sistemas de aislamiento. En particular, los sistemas de aislamiento activos o híbridos muestran gran potencial para cubrir un amplio rango de frecuencias perturbadoras.

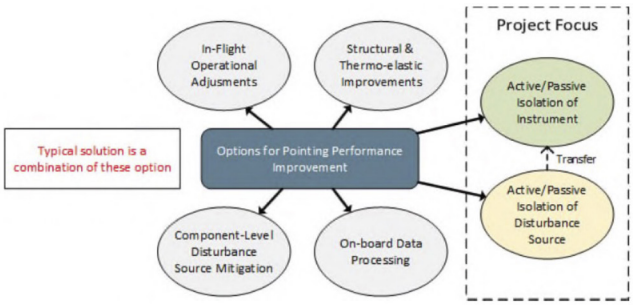


Figura 3: Técnicas de mitigación de microvibraciones

Las *aplicaciones del sistema HALOPS* son innumerables, y van desde misiones de observación de la Tierra, tanto civiles (SEOSAT-2) como militares (MARCO-1), constelación ágiles o sistemas de telecomunicaciones (QKD desde GEO y LEO), sin olvidar misiones científicas (observatorios LEO, Lagrange).

La transformación digital en la Industria del Espacio y su impacto en el Producto y en la Sociedad

José Antonio García Gallego

INVENTIA kinetics S.L. (joseagar@inventiakinetics.com)

Introducción: Los entornos industriales y productivos en el sector aeroespacial, y en particular, en el sector Espacio, 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, y en algunos casos, con altas cadencias de producción, pero también, de flexibilidad de esos medios productivos, que permitan la reutilización paralela y futura de esas costosas, aunque versátiles, instalaciones industriales.

Esto permitirá acelerar y optimizar las amortizaciones de las inversiones, y, además, dotará al mercado cada vez más competitivo, de una mejor y más rápida respuesta en el lanzamiento de nuevos Programas y Proyectos, y lo deberá hacer, además, a lo largo de toda la cadena de suministro.

La gestión y coordinación necesaria para el desarrollo de los actuales y futuros Proyectos y Programas han de concebirse adaptativos, evolutivos en sí mismos, por lo que los principios del *Manifiesto Agile* de 2001 que surgió en los entornos del desarrollo de SW, son cada vez más interesantes para su interiorización en todos los sectores, y en particular, en el sector Espacio.

La tecnología, y en concreto, la automatización basada en la Inteligencia Artificial y sus diferentes técnicas es y será, el vehículo determinante en la transformación industrial y de la sociedad.

No debemos perder de vista el impacto que la tecnología va a tener en la sociedad y en el planeta en los próximos años, ya que nos enfrentamos un proceso de transformación de un calado jamás visto.

El sector Espacio es el de mayor impacto y relevancia en todo lo anterior, ya que es el sector en el que o nace, o impulsa, o ambas cosas, la generación de nuevas tecnologías y sus posteriores aplicaciones que utiliza el ser humano. Es un sector 'de' tecnología, 'con' tecnología, y 'para' la tecnología.

La agilidad en el desarrollo de Programas: La cada vez más necesaria reducción de tiempo de puesta en el mercado, particularmente en el sector Espacial, exige un esfuerzo adicional de trabajar en concurrencia y de forma simultánea en todas las áreas tecnológicas, y no tecnológicas, de las compañías. Esto es necesario, no sólo en las áreas de desarrollo, bajo la denominada ingeniería concurrente, si no que deben trabajar en concurrencia, todas las áreas implicadas, en etapas de co-diseño. Mediante tecnologías agiles es posible desarrollar los Proyectos y los Programas en ciclos iterativos e incrementales, por ejemplo, mediante la aplicación de la metodología *SCRUM*, entre otras.

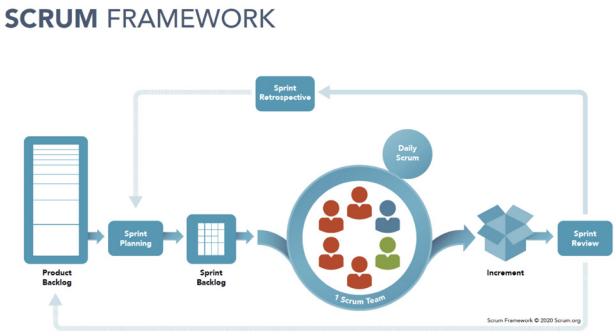


Figura 1: Scrum Framework, scrum.org, 2020

La transformación digital: La transformación digital en la Industria del Espacio tiene una doble implicación. De una parte, obviamente y desde una perspectiva protagonista, en la propia investigación, desarrollo e innovación, de los Productos que hacen viable el uso de la tecnología y las comunicaciones en nuestra sociedad, facilitando la interconectividad e interoperabilidad de las cosas y de éstas con los propios seres humanos. La segunda implicación a la que nos referíamos radica en los procesos industriales y los medios de producción necesarios para la fabricación, montaje, ensayos y validación de esos Productos.

Ya se está consiguiendo alcanzar una automatización de muchos procesos de producción de una forma razonable, aunque aun en fase de expansión, pero ya se están abriendo paso otras aplicaciones avanzadas mediante el empleo de tecnologías basadas en la *Inteligencia Artificial*.

Es el caso por ejemplo de la máquina especial que estamos desarrollando en INVENTIA dentro del proyecto CUVICO [1], en el que se

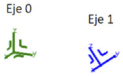
están incorporando técnicas de decisión de los autómatas basadas en la inteligencia artificial.

Ecuaciones Cambio de coordenadas s/ Catia

Tenemos dos sistemas de coordenadas:
Eje 0, el principal (Avión)
Eje 1, eje local de pieza

$$\begin{pmatrix} x_0 \\ y_0 \\ z_0 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} e & f & g \\ h & i & j \\ l & m & n \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} x_1 \\ y_1 \\ z_1 \end{pmatrix} - \begin{pmatrix} a \\ b \\ c \end{pmatrix}$$

Eje 0 Eje 1



Siendo:
(e,f,g) las coordenadas del vector del plano YZ (vector X) del eje0 según el eje1
(h,i,j) las coordenadas del vector del plano XZ (vector Y) del eje0 según el eje1
(l,m,n) las coordenadas del vector del plano XY (vector Z) del eje0 según el eje1

(a,b,c) las coordenadas independientes (D) del vector del plano XZ (vector Y) del eje0 s/ eje1

Figura 2: Ecuaciones para el bestfit en el Proyecto CUVICO

Este sistema requerirá resolver en tiempo real un bestfit multiparamétrico, atendiendo no sólo a la resolución en el espacio del óptimo posicionamiento de cada componente en sus 6 grados de libertad, para lo que será necesario recurrir a la síntesis avanzada de mecanismos para resolver los actuadores que serán necesarios, si no que, además, debe contar con un sistema de sensores que facilitarán la obtención de información, midiendo diferentes puntos y obteniendo valores de las características clave definidas en el sistema, y así tener una visión a tiempo real de los datos y afrontar la toma de decisiones para resolverlo. Dicho sistema de control resolverá un sistema de ecuaciones de varias variables, y varias funciones interdependientes para la optimización del objetivo, para lo que habrá que recurrir a la *Lógica Difusa* que la lógica convencional no resolvería y algoritmos de *Machine Learning* que permitan el paulatino aprendizaje del sistema al hacer tareas repetitivas.

Otro caso de aplicación es el desarrollo de un gemelo digital de una fábrica en el proyecto OPTIMUS [2], antes de ejecutarla, lo que permite abordarla como si de un prototipo y sus fases de evaluación y ensayos se tratara, consiguiendo un alto grado de optimización de forma temprana.

Las tareas englobadas en esta actividad tienen como finalidad la creación de un modelo digital (capa de inteligencia asociada a la simulación virtual) y las simulaciones de los procesos (combinaciones virtuales de parámetros y restricciones para estimar/predecir uno o varios KPIs del proceso global modelado) que faciliten la definición del proceso óptimo en la futura línea de fabricación.

Para la futura línea automática de fabricación, se están desarrollando sistemas automáticos basadas en plataformas móviles con brazos robóticos embarcados, que trabajarán en cooperación, y con la sensórica necesaria para que, en tiempo real, captar los parámetros necesarios para la actuación inteligente del sistema. En su aplicación, de más sencilla a más compleja, nos podemos encontrar con una única plataforma móvil con un robot embarcado, o dos robots embarcados en una misma plataforma móvil, y por último dos plataformas independientes con sendos brazos robóticos, que, trabajando en cooperación, deben manipular, transferir y posicionar con precisión un elemento que no es infinitamente rígido.

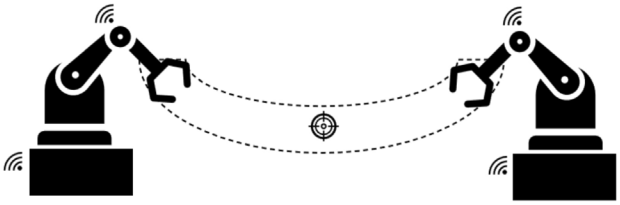


Figura 3: Automatic Mobile Robots, en el Proyecto OPTIMUS

Sostenibilidad Corporativa: Promover la inversión sostenible es un objetivo político de la Unión Europea, y está alineado con El Plan está en línea con los compromisos del Acuerdo de París, la Agenda 2030 de la ONU y el Green Deal que aboga por que la UE sea neutra en carbono en 2050.

Figura 4: ODS, Agenda 2030, Naciones Unidas, un.org

Estos objetivos deben segregarse en directos, colaterales e indirectos, y abordarlos individualmente a cada uno de ellos, pero también atendiendo a la estrecha matriz de relaciones que lo hace considerarlos como a un todo.

Este enfoque de abajo a arriba es el único posible para garantizar el crecimiento sostenible de las organizaciones, en particular, de un sector clave y estratégico como es el de Espacio, pero, además, es la única vía posible de garantizar la vida sostenible del ser humano en el Planeta Tierra.

Bibliografía

[1] INVENTIA participa en el Proyecto CUVICO; subvencionado por el CDTI, con el apoyo del Ministerio de Ciencia e Innovación, con número de expediente PTAP-20211001 a través de la convocatoria para el año 2021 del procedimiento de concesión de ayudas destinadas a Iniciativas Estratégicas Sectoriales de Innovación Empresarial, "Programa Tecnológico Aeronáutico".

[2] INVENTIA participa en el Proyecto OPTIMUS; subvencionado por el CDTI con número de expediente MIG-20211010 a través de la convocatoria para el año 2021 del procedimiento de concesión de ayudas destinadas ayudas destinadas a Misiones Ciencia e Innovación.

Categoria C
Infraestructura Espacial

Holistic Innovation SLU

Dr. Julián Seseña, Sr Ingeniero de Telecomunicación

Embajador de Access Space Alliance, ExVicepresidente Grupo satélites Unión Internacional de Telecomunicaciones, jsesena@hinn.es

Esta presentación pretender exponer las ventajas de la Resolución 32 de la Confer4encia Mundial de Radiocomunicaciones, como un vehículo regulatorio simplificado para pequeños satélites en el concepto de misiones de corta duración.

Para ello, se presentará a modo de benchmarking comparativo el procedimiento convencional para notificar redes de satélites, presentándose estadísticas actualizadas, así como el procedimiento aplicable para redes de satélites que no requieren la aplicación de la Sección II del artículo 9 del Reglamento de Radiocomunicaciones y a su vez comparado con el procedimiento simplificado para misiones de corta duración.

Se revisará la situación actualizada de notificaciones recibidas por la UIT en aplicación del procedimiento definido en la Resolución 32.

Se planifica aportar unas líneas generales relevantes en cuanto a los procedimientos y planificación regulatoria para asegurar el acceso al espacio de una red de satélite pequeño.

Con el nombre genérico de ROE (recurso órbita-espectro) se denota la combinación de bandas de frecuencias y órbitas espaciales. Si bien en el pasado, la órbita por excelencia para las comunicaciones es la órbita geoestacionaria (situada a 36.000 km de distancia de la Tierra), en la última década (más intensamente en el último lustro), el uso de las órbitas más bajas no geoestacionarias, ha atraído la atención de muchísimos países y parece que existe una carrera mundial de muchos países (grandes, pequeños, desarrollados y en desarrollo) por posicionarse en la posibilidad de acceso al preciado recurso órbita-espectro.

Una pincelada estadística de la UIT sobre el número de solicitudes de acceso al recurso órbita espectro, se presenta a continuación una tabla estadística indicando las notificaciones (redes) y categoría regulatoria de los satélites (en aplicación de las disposiciones del artículo 9 y/o del artículo 11 del Reglamento de Radiocomunicaciones).

Año	Redes		A	C	N
2020	GSO	3404	19	2055	1330
	no-GSO	1405	610	217	578
	TOTAL	**4809**	**629**	**2272**	**1908**
2019	GSO	3298	15	2038	1245
	no-GSO	1144	479	147	518
	TOTAL	**4442**	**494**	**2185**	**1763**
2018	GSO	3371	N/A[1]	2152	1215
	n-GSO	1066	448	132	486
	TOTAL	**4437**	**452**	**2284**	**1701**
2017	GSO	3292	N/A[1]	2148	1136
	no-GSO	890	376	89	425
	TOTAL	**4182**	**384**	**2237**	**1561**
2016	GSO	4971	1841	2020	1110
	no-GSO	766	311	56	399
	TOTAL	**5737**	**2152**	**2076**	**1509**
2015	GSO	5656	2782	1773	1101
	no-GSO	696	272	43	381
	TOTAL	**6352**	**3054**	**1816**	**1482**
2014	GSO	4641	1902	1654	1085
	no-GSO	611	190	42	379
	TOTAL	**5252**	**2092**	**1696**	**1464**
2013	GSO	4017	1520	1418	1079
	no-GSO	566	157	41	368
	TOTAL	**4583**	**1677**	**1459**	**1447**
2012	GSO	3993	1688	1264	1041
	no-GSO	545	155	37	353
	TOTAL	**4538**	**1843**	**1301**	**1394**
2011	GSO	3371	1162	1188	1021
	no-GSO	509	132	37	340
	TOTAL	**3880**	**1294**	**1225**	**1361**
2010	GSO	3133	966	1115	1052
	no-GSO	495	139	36	320
	TOTAL	**3628**	**1105**	**1151**	**1372**
2009	GSO	3166	1043	1109	1014

Tabla 1.

El espectro radioeléctrico y su regulación para el funcionamiento de los "pseudo-satélites" (HAPS Y HIBS)

José A. Delgado-Penín, Catedrático Emérito

UPC.BarcelonaTECH (jose.delgado@upc.edu)

Introducción: La combinación de satélite artificial y plataformas aéreas no tripuladas estratosféricas (ahora denominadas con nombres diversos: HALE "High Altitude Long Endurance" y HAPS "High Altitude Pseudo-Satellites" por la ESA) pueden llegar a ser una buena opción para ofrecer servicios de Telecomunicación en zonas remotas o en situaciones de catástrofes de tipo diverso y sin olvidar su uso en control medio ambiental, territorial, etc. [1].En el caso de la ITU (regulador mundial de las comunicaciones electrónicas) las considera como "High Altitude Platforms Stations" y contempla incluso un nuevo subconjunto de HAPS denominado HIBS (High Altitude IMT Base Stations) que facilitarán un nuevo campo técnico de Servicios de Telecomunicación de banda ancha (IoT, M2M,V2V,etc), Radionavegación, controles terrestres/marítimos/aeronáuticos varios y, que pueden facilitar las redes terrestres-aero/espaciales basadas en las redes 5G y 6G del futuro (2030). Los "Pseudo-satélites" (punto de vista de ESA y otras organizaciones espaciales) (aeronaves/globos dirigibles) se consideran semejantes en su diseño y desarrollo en cuanto a conceptos y planteamientos que suelen seguirse en el campo de la tecnología de los satélites artificiales, salvo en el tema de los lanzadores [2].

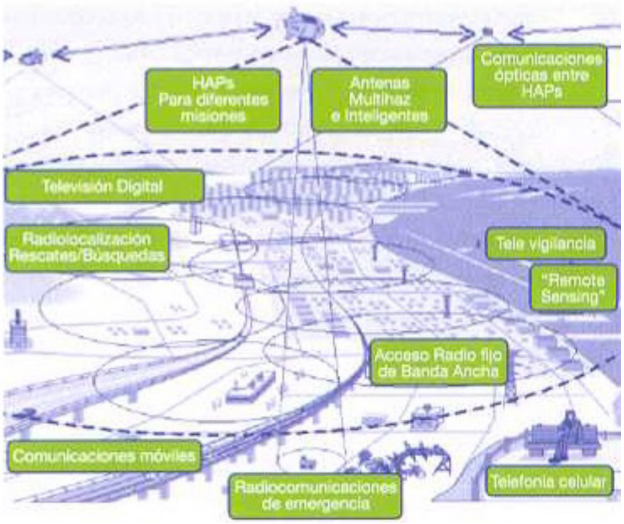


Figura 1.

En las secciones que siguen se considera solamente un aspecto que es clave y crítico para el funcionamiento de dichos sistemas aeroespaciales: la regulación internacional del espectro radioeléctrico de estos "Pseudo-Satellites".La primera sección comentará una explicación de lo que quieren decir los acrósticos HAPS y HIBS y lo que implican técnicamente [3]. En la segunda sección se comentarán qué tipos de enlaces radio deben contemplarse para las comunicaciones del conjunto formado por: las plataformas aéreas, satélites y estaciones terrenas de control y de las aplicaciones para los diferentes servicios que pueden facilitarse por la plataforma. En la tercera sección se dedicará a qué regulaciones pueden facilitar el despliegue de los HAPS/HIBS para contribuir/sustituir (según qué condiciones) los servicios de Telecomunicación de banda ancha basados en redes 5G y futuras [4]. La cuarta sección se referirá a la regulación internacional del espectro para los "Pseudo-satellites" con fines de Telecomunicación a fecha 2022 y lo pendiente para la WRC-2023. Por último, se concluirá con unas consideraciones finales sobre lo que puede afectar a Europa.

¿Qué significan los acrósticos HAPS y HIBS? Se comentarán las definiciones de la ITU-R (organismo de la ONU de las Telecomunicaciones) definidas en sus Recomendaciones y Regulaciones procedentes de las Conferencias mundiales WRC-97 y WRC-19.

Enlaces de radiocomunicaciones para el funcionamiento de las redes aeroespaciales. Se considerarán tres tipos de radioenlaces: para las comunicaciones de telemando/telemetría, para los enlaces

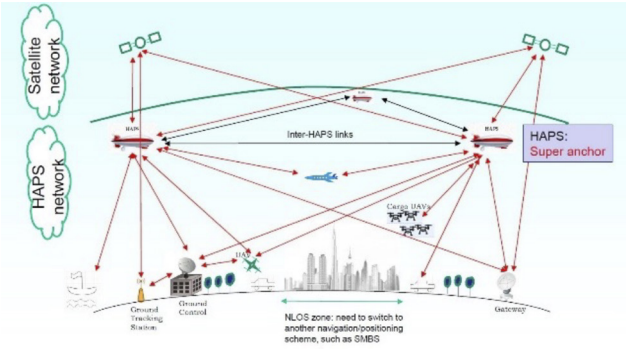


Figura 2.

con las cargas de pago (servicios varios) y aquellas que se soportan con el sistema satélite y regido por las regulaciones del SFS (Servicio Fijo por Satélite).

¿Qué regulaciones radioeléctricas pueden facilitar el despliegue de los HAPS/HIBS? En este caso se debe tener en cuenta que mientras no haya acuerdo mundial en la WRC del 2023 no es posible operar conjuntamente las redes satelitales, terrestres y aero-terrestres-espaciales. Por tanto, temas abiertos a considerar son: Plantear el empleo de espectro para móviles basados en HIBS; armonizar las nuevas bandas de frecuencias con las ya definidas para los enlaces fijos basados en HAPS; considerar todos los problemas de interferencias entre servicios varios y problemas de fronteras; flexibilizar el uso del espectro para enlaces "gateways" no-terrestres (servicio fijo por satélite); etc.

Regulación internacional del espectro para los "Pseudo-satellites"con fines deTelecomunicación. En este apartado se especificarán las bandas ya reconocidas por la ITU-R para los enlaces con HAPS utilizando el SFS y en la región 1 que corresponde a Europa. También se comentarán las frecuencias reconocidas a fecha 2022 para la utilización posible en comunicaciones móviles de banda ancha basadas en la norma IMT-2020.

Conclusiones: Se cerrará la comunicación presentada con unas consideraciones de tipo objetivo (ya comentadas en la literatura técnica) y personal.

Referencia

[1] M.Pent;T.Tozer;JA.Delgado-Penin (2002) *HAPs for Telecommunications and Surveillance Applications*. European Microwave Week,

[2] ESA (2005) *High-Altitude Pseudo-Satellites for Telecommunication and Complementary Space Applications* Tender Appendix 1. AO/1-8464/15/NL/GLC (2015)

[3] A. Aragón; JL Cuevas; José A. Delgado-Penin (2008)*High-Altitude Platforms for wireless communications*. Ed. John Wiley and Sons.

[4] *www.hapsalliance.org*

Aspectos legales de la Gestión del Tráfico Espacial (Space Traffic Management, STM)

E. Riobó

Hispasat (eriobo@hispasat.es)

Introducción: El aumento exponencial en los últimos años del tráfico espacial y del número de objetos en órbita plantea un reto cada vez mayor para el uso sostenible del espacio, especialmente en relación con los riesgos de colisión e interferencia. Desde 2013, la actividad espacial se ha incrementado de forma masiva. En los años 2017, 2018 y 2019 se lanzaron más de 470 objetos espaciales de media, cuando entre 2000 y 2013 el promedio de lanzamientos no superaba los 110 [1]. El origen principal de este aumento tan significativo está por un lado, en el lanzamiento masivo de nanosatélites o *CubeSats* [2] con fines educativos, comerciales y de investigación y por otro, en el despliegue constelaciones de satélites LEO *(Low Earth Orbit)* que comenzó en 2019 con la puesta en órbita de 6 satélites de Oneweb y 120 de Starlink [3]. En la actualidad, los sistemas de rastreo y vigilancia espacial ya han registrado más de 30.000 desechos espaciales en órbita [4].

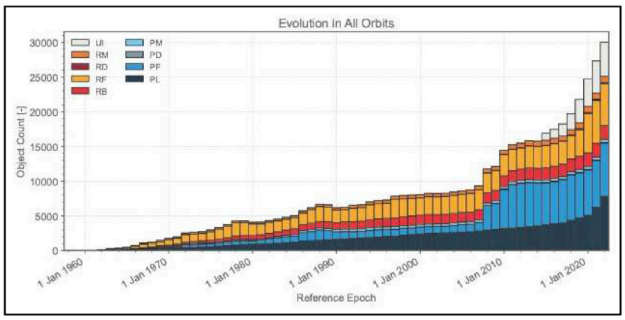


Figura 1: Evolución de la basura espacial (Fuente: ESA)

En este contexto, la Gestión del Tráfico Espacial (*Space Traffic Management* o STM por sus siglas en inglés) constituye un instrumento imprescindible para asegurar el uso seguro y sostenible del espacio. El STM está estrechamente relacionado con el concepto de SSA *(Space Situational Awareness)* [5] y la mitigación de la basura espacial. El objetivo del presente documento es introducir los principales aspectos legales del STM y sus precedentes en el ámbito de la basura espacial, así como una breve descripción de la normativa vigente, con especial hincapié en la Space Policy Directive-3 de Estados Unidos de 2018 y la Comunicación de la Comisión Europea de 2022 que establece el enfoque para el STM europeo.

Ausencia de regulación internacional: en el ámbito internacional no existen normas de carácter vinculante que regulen la gestión del tráfico espacial ni los ámbitos relacionados con ella, como la mitigación de la basura espacial. Los cinco tratados del espacio que constituyen la base del derecho espacial internacional no contienen disposiciones explícitas sobre la materia [6]. Únicamente el artículo IX del Tratado del espacio hace una referencia genérica a la sostenibilidad en el espacio al establecer la obligación para los Estados parte de realizar las actividades espaciales de forma que se evite la contaminación dañina tanto del espacio como de la Luna y otros cuerpos celestes. Esta misma disposición establece asimismo la obligación de realizar consultas internacionales cuando se estime que alguna de estas actividades pueda perjudicar las actividades de otros Estados parte del tratado. Si bien la redacción del texto es de carácter amplio, parece claro que las actividades con el potencial de generar basura espacial, y por tanto contaminar el espacio e interferir negativamente en el uso del espacio por terceros, entrarían en el alcance de esta norma. Aunque de menor valor jurídico debido a su escaso número de ratificaciones, merece la pena mencionar que el Tratado de la Luna contiene una disposición similar, si bien referida de forma específica a este cuerpo celeste [7].

Más allá de las disposiciones mencionadas, no existe, como se indica, regulación vinculante específica a nivel internacional en este ámbito [8]. La preocupación por el problema creciente de la basura espacial ha llevado a la emisión de directrices, con carácter de recomendación y por tanto carentes de fuerza legal, por parte de diversos organismos e instituciones. Por su relevancia, mencionaremos aquí las del *Inter-Agency Space Debris Coordination Committee* (IADC), creado en 1993 por las agencias espaciales de los países con más presencia en el sector espacial con el fin de coordinar esfuerzos para la mitigación de la basura espacial a nivel global. Estas directrices, cuya última revisión se realizó en 2021[9], fueron las primeras en introducirse a nivel internacional y constituyeron la base sobre las que se emitirían las de la Comisión sobre la Utilización del Espacio Ultraterrestre con Fines Pacíficos (COPUOS) en 2007, adoptadas por la Asamblea General de Naciones Unidas ese mismo año [10]. Otras iniciativas, como el código internacional de conducta para actividades en el espacio exterior, debatido en Naciones Unidas a instancia de la Unión Europea en 2015, no llegaron a buen puerto debido a la reticencia de potencias espaciales como China o Estados Unidos.

Regulación del STM en Estados Unidos: Estados Unidos ha sido el país líder en el seguimiento y mitigación de la basura espacial, liderazgo que mantiene en el desarrollo de sistemas de gestión del tráfico espacial. Desde el principio de la carrera espacial, el gobierno norteamericano ha desarrollado actividades de SST, y ya en 1988 se incluyó por vez primera la referencia a la basura espacial

en la Directiva Presidencial sobre política nacional espacial de 11 de febrero de ese mismo año [11]. En 1997 la administración estadounidense diseñó las primeras directrices nacionales con prácticas estandarizadas para la reducción de desechos orbitales, que se adoptaron en febrero de 2001 después de una serie de consultas con la industria y fueron objeto de actualización en 2019 [12]. Desde la primera mención en la Directiva Presidencial de 1988, Estados Unidos ha incluido de manera consistente la reducción de basura espacial en las sucesivas políticas nacionales sobre espacio. La más reciente, publicada en 2020, incluye una referencia explícita a la preservación del entorno espacial para mejorar la sostenibilidad a largo plazo del espacio [13].

En referencia al STM, si bien, como se mencionaba más arriba, Estados Unidos ya viene desarrollando actividades de SST desde el comienzo de la carrera espacial, hasta 2018 no se emitió la Space Policy Directive-3 (SPD-3) estableciendo la primera política nacional sobre gestión del tráfico espacial [14]. Reconociendo la creciente congestión del espacio y consciente de que su rápida comercialización requiere un marco de gestión del STM que proteja los intereses del país y el sector privado, la Directiva establece pautas para una gestión más efectiva del STM poniendo énfasis en la compartición de datos. Se dispone, asimismo, que Estados Unidos continuará proveyendo servicios básicos de SSA y STM de manera gratuita. Otras acciones previstas incluyen el incremento de las capacidades existentes y el desarrollo de mejores prácticas, promover la influencia de los estándares estadounidenses en la formación de normas internacionales, y la agilización de procedimientos y reducción de cargas regulatorias para favorecer el desarrollo comercial en el espacio.

Regulación del STM en la Unión Europea: al igual que en Estados Unidos, también en la Unión Europea existe una preocupación histórica por el problema de la basura espacial y un interés consolidado en el desarrollo de un sistema de gestión del tráfico espacial europeo. En referencia a la primera cuestión, la iniciativa más relevante es la redacción de un código de conducta para la realización de actividades en el espacio exterior en el año 2008 [15], con el fin de promover la seguridad, protección y sostenibilidad de las actividades espaciales en beneficio mutuo de las naciones. El documento, que reconocía el problema de la basura espacial como amenaza para una operación segura en el espacio y disponía medidas de mitigación, se llevó en 2015 al seno de Naciones Unidas para debatir su posible adopción por los Estados miembros. Sin embargo, la oposición de naciones como China o Estados Unidos, con un peso muy relevante en el sector espacial, impidió que finalmente dicha adopción se materializara.

Por lo que respecta a STM, la Unión Europea lleva a cabo actividades de SST a través de EUSST, un consorcio de Estados miembros establecido en 2015 a raíz de la Decisión No 541/2014 del Parlamento Europeo y el Consejo [16]. Dicha decisión establece el marco regulatorio para la actividad de EUSST, posteriormente reemplazado por el Reglamento que establece el Programa Espacial y la Agencia de la Unión Europea para el Programa Espacial [17].

Pero sin duda, el mayor hito normativo en este ámbito se produjo el 15 de febrero de 2022 con la publicación por la Comisión Europea y el Alto Representante de la Unión para Asuntos Exteriores y Política de Seguridad Común de la Comunicación conjunta estableciendo el enfoque para el STM europeo [18].

La Comunicación se sustenta sobre cuatro pilares: (1) evaluación de los requisitos del STM y su impacto para la Unión; (2) desarrollo de las capacidades operativas que soportan el STM; (3) fomento del desarrollo de un marco regulatorio y (4) promoción del enfoque europeo sobre STM a nivel internacional.

El documento, reconociendo que el STM es un proyecto global y como tal requiere un compromiso internacional, adopta un enfoque basado en contribuciones regionales en un contexto de cooperación internacional, significativamente en el marco de Naciones Unidas. Se identifica la necesidad de una mayor proactividad de la Unión en el ámbito de estándares y directrices y se prevé para ello el establecimiento de un foro con participación de la industria, organismos de estandarización, EUSST, ESA y en general cualquier actor interesado.

En este sentido, la Comunicación dispone un plan de acción, con iniciativas concretas y fechas de implementación, que contempla, entre otras cosas, la creación de nuevos estándares europeos e internacionales, su promoción a nivel europeo e ISO y la creación de una *toolbox* que ayude a los Estados miembros en la aplicación de dichos estándares. Aunque no serán de obligado cumplimiento, se fomentará su aplicación mediante un mecanismo de certificación y medidas de incentivación para fomentar su adopción por los operadores. Otras acciones relevantes incluyen la identificación de los requisitos del STM mediante consulta con las partes interesadas y el incremento de las capacidades actuales de SST. Por lo demás, se espera que esta iniciativa europea sobre STM contribuya a afrontar de manera satisfactoria el reto de la gestión del tráfico espacial a nivel global, además de reforzar la soberanía europea en este ámbito.

Bibliografía

[1] ESPI Report 71 – *Towards a European Approach to Space Traffic Management* - Full Report, January 2020. All rights reserved: https://espi.or.at/publications/espi-public- reports/category/2-public-espi-reports

[2] Satélites de entre 1 y 10 kilogramos de peso con una dimensión estándar de 10x10x30. European Space Agency (ESA) (2022, 20 de abril) Technology CubeSats:https://www.esa.int/Enabling_Support/Sp ace_Engineering_Technology/Technology_CubeSa ts

[3] ESPI, op.cit, 2020, p.16.

[4] ESA's Space Environment Report 2022: https://www.esa.int/Safety_Security/Space_Debris/ ESA_s_Space_Environment_Report_2022

[5] A su vez, el SSA se sirve de herramientas como *Space Surveillance and Tracking* (SST), *Space Weather* (SWE) y programas Near-*Earth Object* (NEO). European Union Satellite Centre (SatCen): https://www.satcen.europa.eu/page/ssa

[6] Naciones Unidas, Nueva York, 2002. *Tratados y Principios de las Naciones Unidas sobre el espacio ultraterrestre*: https://www.unoosa.org/pdf/publications/STSPAC E11S.pdf

[7] Acuerdo que debe regir las actividades de los Estados en la Luna y otros cuerpos celestes, Nueva York, 5 de diciembre de 1979, art. 7.

[8] Sí existe, en cambio, normativa vinculante en algunos casos a nivel nacional. Un ejemplo es Francia, que incluye disposiciones sobre basura espacial en su ley nacional espacial y el decreto que lo desarrolla: https://www.unoosa.org/documents/pdf/spacelaw/sd/France.pdf

[9] IADC-02-01 Space Debris Guidelines (2021): https://www.iadc-home.org/documents_public/view/id/172#u

[10] United Nations Office for Outer Space Affairs (UNOOSA) Vienna, 2010. *Space Debris Mitigation Guidelines of the Committee on the Peaceful Uses of Outer Space*: https://www.unoosa.org/pdf/publications/st_space_ 49E.pdf

[11] Presidential Directive on National Space policy, February 11, 1988: https://aerospace.org/sites/default/files/policy_archi ves/National%20Space%20Policy%20Feb88.pdf

[12] U.S. Government Orbital Debris Mitigation Standard Practices, November 2019 Update:https://orbitaldebris.jsc.nasa.gov/library/usg_orbital_debris_mitigation_standard_practices_no vember_2019.pdf

[13] National Space Policy of the United States of America, December 9, 2020: https://trumpwhitehouse.archives.gov/wp- content/uploads/2020/12/National-Space-Policy.pdf

[14] Space Policy Directive-3 of June 18, 2018: https://www.federalregister.gov/documents/2018/0 6/21/2018-13521/national-space-traffic- management-policy

[15] Draft Code of Conduct on Outer Space Activities (2008): https://data.consilium.europa.eu/doc/document/ST- 17175-2008-INIT/en/pdf

[16] Decisión No 541/2014/UE del Parlamento Europeo y del Consejo de 16 de abril de 2014 por la que se establece un marco de apoyo a la vigilancia y el seguimiento espacial: https://eur-lex.europa.eu/legal- content/ES/TXT/PDF/?uri=CELEX:32014D0541& from=EN

[17] Reglamento (UE) 2021/696 del Parlamento Europeo y del Consejo de 28 de abril de 2021 por el que se crean el Programa Espacial de la Unión y la Agencia de la Unión Europea para el Programa Espacial y por el que se derogan los Reglamentos (UE) n.o 912/2010, (UE) n.o 1285/2013 y (UE) n.o 377/2014 y la Decisión n.o 541/2014/UE: https://eur-lex.europa.eu/legal- content/ES/TXT/PDF/?uri=CELEX:32021R0696& from=EN

[18] Comisión Europea, Alto representante de la Unión para asuntos exteriores y política de seguridad. *Comunicación conjunta al Parlamento Europeo y el Consejo. Un enfoque de la UE en materia de gestión del tráfico espacial. Una contribución de la UE para hacer frente a un desafío mundial*. Estrasburgo, 15.2.2022. JOIN (2022) 4 final:https://eur-lex.europa.eu/legal- content/ES/TXT/?uri=CELEX:-52022JC0004

Crítica al derecho internacional del espacio

Laura Morelli,

Estudiante en la Universidad Alfonso X el Sabio (laura.morelli.1998@gmail.com)

Introducción: En el contexto de expansión tecnológica en el cual vivimos, el espacio es cada vez más accesible [1]. Asimismo, también lo es la facultad de extraer materia espacial y llevarla a la Tierra [2][3]. Actualmente no existe normativa que prohíba estas actuaciones, aunque podrían causar conflictos entre potencias. Es urgente la elaboración de un texto normativo internacional al respecto para evitar una posible guerra fría en contexto espacial.

Contextualización: En la actualidad, una cuestión muy interesante y conflictiva en el ámbito del derecho internacional del espacio, reside en la complejidad de la normativa en relación con la propiedad de materiales u objetos espaciales que se llevan a la Tierra. Teniendo en cuenta que el Tratado sobre el Espacio Exterior de 1967 no aborda directamente la posibilidad de traer material espacial a la Tierra y adquirir la propiedad sobre el mismo, este vacío legal a nivel internacional tiene algunas consecuencias.

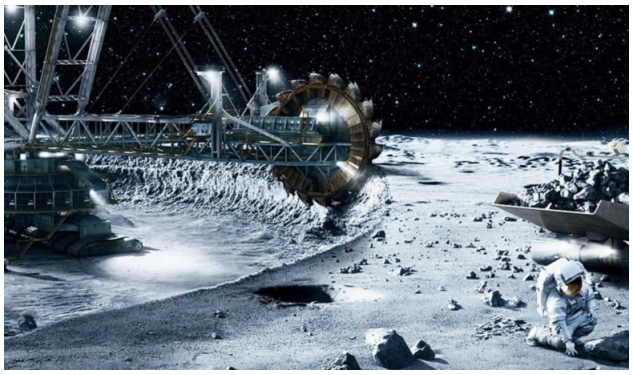


Figura 1: Space Mining (Minor Metals Trade Association)

Relevancia en la actualidad: La importancia de esta cuestión es evidente. Actualmente, países como Luxemburgo o los Estados Unidos de América ya han desarrollado una legislación nacional [4] [5] que les permite declarar el material extraído del espacio como "propiedad" legítima de sus respectivos países.

Como ya se ha introducido, la que se considera la norma suprema del Derecho Internacional del Espacio, el Tratado sobre el Espacio Exterior de 1967, no menciona la posibilidad de apropiarse de materiales o de llevar a cabo minería en el espacio y adquirir propiedad sobre estos elementos. Debido a que no existe ninguna norma internacional que impida el desarrollo de normativa interna (o nacional) sobre ello, tal y como sucede en el caso de los dos países mencionados, no se produce ninguna infracción de la ley y se respeta la jerarquía jurídica por un vacío legal. Además, respaldados por el principio de soberanía, los Estados tienen derecho a aprobar la normativa que consideren adecuada y que su norma suprema les adjudique, siguiendo el trayecto procesal adecuado para ello.

Controversias: Las leyes nacionales sobre la propiedad de los materiales espaciales, como las que prosperaron en Luxemburgo y en los Estados Unidos de América, permiten a actores privilegiados, principalmente del sector privado de tales países, enriquecerse gracias a su acceso a la tecnología y a los recursos necesarios para lucrarse en estas operaciones.

En el caso de no cooperar a nivel internacional y no ser capaces de desarrollar un tratado o una convención en base a un consenso, la anarquía de los estados [6] en la esfera política internacional podría ocasionar caos.

En efecto, la falta de un documento normativo aplicable a todos los estados podría hacer que haya conflictos entre un estado y otro, la colonización política de los cuerpos celestes y, en la peor de las distopías, una guerra fría y una carrera por el poder en el espacio.

Conclusiones: es necesaria la elaboración de un texto normativo en la esfera internacional y que sea respetado por los estados. La finalidad de ello consiste en evitar, prevenir e impedir la propiedad de los cuerpos celestes o de objetos y materia espacial exclusiva para determinados estados. A largo plazo, esta prevención también evitaría una guerra fría o carrera hacia la colonización del espacio cuyos fines no sean científicos o de expansión y supervivencia para la raza humana, sino únicamente lucrativos de algunos estados.

Bibliografía

[1] Adam Sturmer, Stephen Monks & Neil Stevens (2022), *Risks and Opportunities As Space Becomes More Accessible*, Brinkpods.

[2] Martin Elvis (2021), *Asteroids: How Love, Fear, and Greed Will Determine Our Future in Space*.

[3] Alex Gilbert, (2021) *Mining in Space is Coming*, Milken Institute Review.

[4] Luxembourg Space Agency (2020), *Law of December 15th 2020 on Space Activities*.

[5] United States Government (2015), *Commercial Space Launch Competitiveness Act (SPACE Act)*.

[6] Helen Milner (1991), *The Assumption of Anarchy in International Relations Theory: A Critique*.

Spoofing: el nuevo ataque que pone en riesgo a todo el sistema de posicionamiento, operaciones comerciales y aplicaciones militares basadas en sistemas GNSS

M. Diez[1,2]

[1]Universidad Politécnica de Madrid (UPM), Madrid, Spain (maite.diezsan@alumnos.upm.es),
[2]Illinois Institute of Technology (IIT), Chicago, IL, United States of America (mdiezsanchez@hawk.iit.edu)

Introducción: Los sistemas globales de navegación por satélite (GNSS) han demostrado su utilidad en numerosas aplicaciones, tanto militares como civiles. Por esta razón, nuevas generaciones y constelaciones GNSS están siendo desarrolladas desde los años 60 por gobiernos, consorcios internacionales y empresas privadas. Algunos de los ejemplos más conocidos son el sistema norteamericano GPS, el sistema ruso GLONASS, el sistema chino BeiDou o el sistema europeo en desarrollo GALILEO. Sin embargo, al igual que surgen nuevas generaciones de estas constelaciones incorporando mejoras tanto en satélites como en recibidores, también surgen nuevas amenazas como el Spoofing, poniendo en riesgo el uso seguro de estos sistemas. El Spoofing, o suplantación, consiste en el ataque de recibidores GNSS con el fin de introducir estimaciones falsas sobre posición y/o hora. Las víctimas pueden ser tanto usuarios que emplean los recibidores de su teléfono móvil, como recibidores más sofisticados usados en operaciones mucho más críticas como el aterrizaje de aviones.

El interés sobre los ataques de Spoofing es creciente debido a que algunas acciones maliciosas ya han sido ejecutadas exitosamente empleando estatécnica. Uno de los primeros ejemplos fue la captura de un dron del ejército americano por parte del ejército iraní, según la CIA [1]. En dicho ataque, los ingenieros iraníes consiguieron introducir señales de Spoofing con mensajes de navegación falsos haciendo creer al dron que aterrizaba en una base americana en Afganistán, aunque este estaba en Irán. Otros experimentos realizados por la comunidad científica han sido realizados en ambientes controlados o simulados debido a la ilegalidad del Spoofing, como la captura de un yate en aguas internacionales [2] o el Spoofing a una aeronave no tripulada (UAV) en el desierto de White Sands con permiso del DOD americano [3].

Este documento pretende recoger el estado de arte sobre Spoofing, mostrando los tipos de ataquesque se pueden realizar y recogiendo posibles defensas contra cada uno de ellos.

Metodología del GNSS Spoofing: La técnica del Spoofing se basa en replicar desde un transmisor las auténticas señales GNSS introduciendo pequeñas modificaciones en los mensajes de navegación, amplitud de señal y fase de la portadora con el objetivo de capturar el recibidor de la víctima sin que este lo advierta (figura 1).

Factores que facilitan la ejecución de ataques basados en el Spoofing. Se debe comenzar mencionando que las personas o entidades que pretenden realizar Spoofing se basan en la vulnerabilidad que presentan los recibidores GNSS frente a interferencias de radiofrecuencia (RFI). Dicha susceptibilidad se debe a dos factores, la debilidad de las señales GNSS que se reciben en la superficie de la tierra debido a la gran distancia entre recibidor y satélites, y el conocimiento público de las características de las señales GNSS de servicio abierto, tales como GPS L1 C/A o Galileo E1.

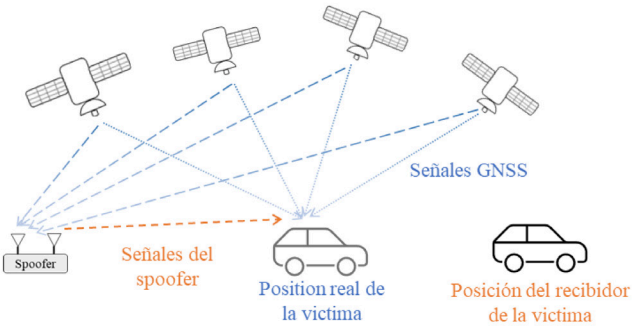


Figura 1: Esquema de un ataque Spoofing.

Descripción de un ataque empleando Spoofing. La forma típica de una señal GNSS recolectada por un recibidor es la siguiente

$$y_{GNSS}(t) = Re\left\{\sum_{i=1}^{N} A_i D_i[t-\tau_i(t)]C_i[t-\tau_i(t)]e^{j[\omega_c t-\phi_i(t)]}\right\} \quad (1)$$

donde N es el número de señales con un específico *spreading code*, y las características de la señal i son la amplitud de la portadora Ai, los

datos de navegación $Di(t)$, el *spreading code* $Ci(t)$, la fase del código

$$y_{spoofer}(t) = Re\left\{\sum_{i=1}^{N_s} A_{si}\widehat{D}_i[t-\tau_{si}(t)]C_i[t - \tau_{si}(t)]e^{j[\omega_c t - \phi_{si}(t)]}\right\} \quad (2)$$

τi, y la frecuencia y fase de la portadora ωc y ϕi respectivamente [4].

Las señales de Spoofing presentan una forma similar, también con 4 componentes

donde normalmente $N = N.A$, $\widehat{D}(t)$, $\tau(t)$ y $\phi si\,(t)$ son respectivamente la amplitud, mensajes de navegación, fase del código de la señal y fase de la portadora de la señal de Spoofing. Estas variables mencionadas deberán diferir ligeramente de la señal GNSS real, y su relación dependerá del tipo de ataque empleado. La señal de Spoofing debe tener el mismo *spreading code* $Ci(t)$ (señal usada para modular los datos e identificar a cada satélite) para poder engañar al recibidor, y esto es posible debido a que el Spoofer, o emisor de la señal Spoofing, también recibe la verdadera señal GNSS (figura 1).

Mientras que se esté realizando el ataque basado en Spoofing, el recibidor de la víctima recogerá la siguiente señal:

$y\,receiver(t) = yGNSS(t) + yspoofer(t) + v(t)$ (3)

donde la componente $v(t)$ representa posible ruido o interferencias recibidas en el recibidor GNSS. En algunos casos la componente $v(t)$ también es generada por el Spoofer como parte de la estrategia de ataque.

Tipos de ataques empleados para Spoofing: En esta sección se concentran varias estrategias (no todas) seguidas con el fin de controlar el recibidor GNSS de la víctima, tanto en casos de Spoofing reales [1], [2] y [3], como en casos simulados en laboratorios [5].

Meaconing. Estos ataques se basan en la vulnerabilidad de los recibidores GNSS frente a RFI. Muchos recibidores están diseñador para *trackear* las señales que reciben con más ganancia debido a la debilidad de las señales GNSS recibidas en la superficie de la tierra. Por consiguiente, el Spoofer registra las verdades señales GNSS y retrasmite su señal de Spoofing con ciertas modificaciones y con suficiente ganancia para enmascarar las anteriores. Sin embargo, las fases del código del Spoofer, $\tau si\,(t)$, son ligeramente superiores a las verdaderas por el *delay* que supone procesar la señal GNSS junto con el tiempo que tarda en viajar la señal. Por eso es común en este tipo de ataques realizar un *time push* en el recibidor de la víctima, haciéndole creer que la hora del recibidor es ligeramente anterior a la real para introducir ese *delay* [5].

Self-Consistent Spoofer. Este tipo de ataque es especialmente eficaz en los recibidores que emplean *receiver autonomous integrity monitoring* (RAIM). Una opción para realizar Spoofing exitosamente es introducir una interferencia denominada *Jamming* en el recibidor de la víctima, $v(t)$, la cual fuerza al recibidor a tratar de readquirir la señal GNSS, readquiriendo la señal Spoofing por su mayor ganancia.

Nulling. Este ataque requiere dispositivos de Spoofer más sofisticados capaces de transmitir el doble de señales de Spoofing ($Ns = 2N$), donde N de las cuales estarán en desfase con las verdaderas para poder cancelarlas, y las otras N contendrán la información para inducir falsas estimaciones de posición y/o hora.

Tipos de defensa contra Spoofing: Los mecanismos de defensa contra Spoofing se definen como la detección del ataque y la posterior readquisición de la verdadera señal GNSS. Sin embargo, la mayor parte de los experimentos realizados hasta la fecha [6] se basan principalmente en la detección. Además, estas técnicas se centran en el recibidor, debido a la complejidad que supone aplicar modificaciones a las antenas y señales de generaciones anteriores de satélites ya en órbita.

Monitorización de la Cross-Ambiguity Function (CAF). La monitorización de CAF se basa en un receptor que realiza un barrido bidimensional para calcular el CAF correlacionando de la señal recibida con una generada localmente. El Spoofing es detectable cuando se distinguen dos picos en el CAF en el espacio de búsqueda [6] y [7].

Drift Monitoring. Esta técnica pretende detectar cambios brucos en la posición o reloj del recibidor, los cuales pueden ser causa del *position push* o *time push* por *Meaconing*. Estos métodos se pueden combinar introduciendo sistemas de medidas redundantes como modelos de Navegación Inercial (INS) [8].

Signal direction of arrival (DoA) estimation. Las técnicas de defensa basadas en la geometría de la señal consisten en la monitorización de la dirección de llegada de las diferentes señales GNSS. En un ataque sencillo de Spoofing las señales provienen de un mismo trasmisor, mientras que las verdades señales GNSS están distribuidas por el cielo.

Conclusiones: En este documento se ha pretendido recoger algunos de los métodos de ataque y defensa contra Spoofing más usados en la actualidad. Muchos otros existen, pero todos los aquí mencionados presentan eficacia probada tanto por universidades como por empresas.

Reconocimientos: Gracias al laboratorio de Navegación del IIT, NAVLAB, en el que actualmente trabajo generando ataques de Spoofing en un ambiente simulado con Skydel.

Bibliografía

[1] Rawnsley A. (2011), "Iran's alleged drone hack: Tough, but possible," *Wired*.

[2] Bhatti J., Humphreys T. E. (2016), "Hostile control of ships via false GPS signals: Demonstration and detection," *Navigation*.

[3] Kerns A. J. et al. (2014). *J. Field Robot*., vol. 31, no. 4, 617–636.

[4] Psiaki M. L., Humphreys, T. E. (2016). *Proceedings of the IEEE*, 104(6), 1258-1270.

[5] Humphreys, T. E. et al. (2012). The Texas spoofing test battery: Toward a standard for evaluating GPS signal authentication techniques. *Radionavigation Laboratory Conference Proceedings*.

[6] Hegarty, C. et all (2019). *Proceedings of the 32nd International Technical Meeting of the Satellite Division of the Institute of Navigation (ION GNSS+ 2019)* 920-942.

[7] Ahmed, S. et al. (2021). *Proceedings of the 34th International Technical Meeting of the Satellite Division of The Institute of Navigation (ION GNSS+ 2021)* 3569-3580.

[8] Tanil, C. et al. (2016). *Proceedings of the 29th International Technical Meeting of The Satellite Division of the Institute of Navigation (ION GNSS+ 2016)* 2981-2990.

Programa de constelaciones de pequeños satélites del INTA

Santiago Rodriguez Bustabad (rodriguezs@inta.es) [1]; Eva María Vega Carrasco (vegace@inta.es)[1]

[1]Departamento de Programas Espaciales (INTA)

Introducción: El ***Programa de Constelaciones de Pequeños Satélites*** se inicia oficialmente en el año 2018 como continuación al Programa de Pequeños Satélites del INTA, en el marco del cual se desarrollaron con éxito los satélites MiniSat-01 (1997), Nanosat-1 (2004), Nanosat-1B (2009) y OPTOS (2013). Se trata de un programa con financiación interna y que se extenderá a lo largo de 8 años para finalizar 2026.

El objetivo del nuevo programa es doble, por un lado se pretende desarrollar las tecnologías básicas necesarias para impulsar la capacidad de las pequeñas plataformas (<100 kg) para abordar con garantía el desarrollo de misiones espaciales complejas. Se introduce el concepto de Clúster de satélites que operan en proximidad de forma coordinada embarcando instrumentación fraccionada y distribuida.

Por otro lado, mediante este programa, el INTA se dota de una multiplataforma versátil, sin limitación o restricción dimensional para desplegar nuevas misiones de bajo coste (real) que den respuesta a los nuevos retos que se plantean a la sociedad: observación de la Tierra, cambio climático, calidad de aire y recursos hídricos, tecnologías cuánticas, Defensa, etc.

Nuevas Tecnologías. Una multiplataforma o Clúster se define como un conjunto de satélites de parecidas características que operan de forma coordinada volando en formación para mantener separaciones, dentro y fuera del plano orbital, de unos pocos kilómetros. Esta configuración permite manejar cada clúster como si se tratase de una única plataforma cuya capacidad y prestaciones se establece en función del número de elementos que lo componen. El concepto Clúster, unido al de instrumentación fragmentada y distribuida, representa una solución escalable que rompe las limitaciones físicas de las plataformas de pequeño tamaño. Llegados a este punto, surge la siguiente pregunta ¿por qué varias pequeñas plataformas y no una de gran tamaño? La respuesta sin duda es múltiple y está relacionada con los bajos tiempos de desarrollo de las nuevas pequeñas plataformas basadas en componentes y soluciones COTS, sus costes reducidos, la flexibilidad por el uso de nuevos estándares, la fiabilidad del sistema frente al fallo de alguno de sus elementos, fácil reposición en órbita, y por qué no, aprovechamiento de las capacidades tecnológicas de la industria española del espacio. Todo ello en contraposición a las grandes plataformas sobre las que la industria y procedimientos tradicionales ejercen un dominio claro.

El desarrollo eficiente de clústeres de satélites está siendo soportado en el INTA por las siguientes tecnologías de base:

- Control de vuelo en formación.
- Determinación y propagación orbital de muy alta precisión.
- Control de actitud coordinado de las plataformas.
- Comunicaciones entre satélites.
- Algoritmia de control basada en técnicas de IA y *Machine Learning*.
- *Payloads* fraccionadas.
- Nuevos sistemas de calibración en tierra y en órbita.

Plan de desarrollo. El INTA ha diseñado un plan de desarrollo basado en un proceso incremental que aborda de forma simultánea los dos objetivos mencionados en la introducción. Dicho proceso mantiene dos líneas que discurren en paralelo: desarrollo de tecnología exponencial y puesta en marcha de misiones cada vez más complejas y demandantes. Se han programado tres misiones de observación de la Tierra que potencian el desarrollo exponencial de la tecnología:

ANSER. Una misión para el estudio y monitorización de la calidad de aguas continentales. Como es bien es sabido, España es un país con un régimen de lluvias escaso y con grandes problemas de almacenamiento de agua para consumo humano. El conocimiento rutinario de la calidad del agua mediante la detección de clorofilas, ficocianinas y compuestos orgánicos en disolución es una necesidad que puede ser solventada mediante el uso de sistemas satelitales. Respecto a misiones como SENTINEL del programa Copernicus, ANSER aporta una mejor resolución espectral (8nm frente a 30nm) y la capacidad de seleccionar como objetivo masas de agua relativamente pequeñas características de los embalses españoles.

La aplicación de ANSER y el instrumento fraccionado que transporta (CINCLUS) puede ser además utilizada para monitorizar aguas cercanas a la costa española y lagunas de agua salada como la del Mar Menor (Murcia) en claro riesgo de destrucción.

Los tres satélites (CubeSat 3U) que forman el clúster de ANSER, han sido ya completamente fabricados, ensayados en su configuración final de vuelo y están listos para ser lanzados por VEGA-C en ***Diciembre de 2022*** bajo patrocinio y financiación de la Comisión Europea.

El clúster de ANSER está dotado de la capacidad de efectuar maniobras de vuelo en formación usando fuerzas aerodinámicas de

Differential Lift & Drag así como de la técnica de control de actitud coordinado en 3 ejes. El ADCS de las plataformas ha sido mejorado para alcanzar una precisión de apuntamiento de 0,001º gracias un desarrollo conjunto INTA/IDR/UPM. Además cuenta con un sistema de comunicación inter-satelital desarrollado para el INTA por Alén Space .

Finalmente, hay que señalar que en esta primera misión experimental, la algoritmia que determina las maniobras de acercamiento y separación que deben realizar los 3 satélites para mantener la formación de vuelo, se ejecuta en el Centro de Control de la misión. El resultado, maniobras, se sube al satélite Leader para que estas sean ejecutadas como tele comandos de tipo *TimeTag* a bordo.

ANSER-AT. Es la segunda misión del programa y está siendo diseñada para el estudio y monitorización de gases de efecto invernadero (CO2), calidad de aire (NO2) y ozono polar (O3). El *Kick Off Meeting* tuvo lugar formalmante en enero de 2022.

ANSER-AT representa un paso más en la estrategia planteada por el programa de constelaciones del INTA. La instrumentación, 4 espectrómetros configurados para operar en las bandas espectrales de interés (UV, VIS, NIR y SWIR), es mucho más compleja que la embarcada en los satélites Follower de ANSER. Cada instrumento está operado por una plataforma dedicada (Cubesat 6U) y tiene como objetivo la medida de uno de los gases objetivo: O3, NO2, O2, CO2. Desde una perspectiva simplificada, el clúster diseñado para ANSER-AT se comporta como un sistema de 4 ecuaciones (espectrómetros) y 4 incógnitas (gases).

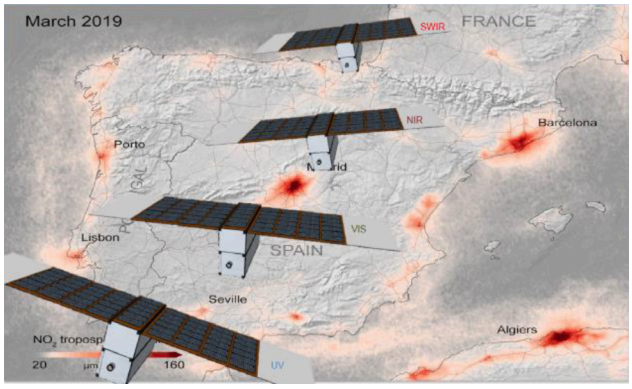


Figura 1.

Desde un punto de vista técnico, los satélites crecen de 3 a 6U debido a los requisitos más demandantes de las nuevas *Payload* , sin embargo, comparten los elementos básicos desarrollados previamente para ANSER (ADCS, FFC, Potencia, GNSS y OBC) así como el software embarcado (OBSW) y de comunicaciones. Todo esto, unido a la reutilización del Centro de Control de Misión (CCM) reduce de forma drástica el tiempo de desarrollo de la misión y los costes recurrentes asociados a las nuevas plataformas.

En lo que se refiere al reto de conseguir la máxima precisión en las maniobras de vuelo en órbita, ANSER-AT cierra el bucle de control abordo de los satélites. Para ello se sube a los satélites la algoritmia desarrollada en ANSER y que se ejecutaba off-line en el CCM, y es ahora desplegada en tiempo real por el satélite Leader de la formacion. El objetivo es alcanzar una precisión cercana al metro, tanto en la determinación de la posición como en el mantenimiento en tiempo real de la geometría del clúster.

En paralelo, se plantea el desarrollo en el CCM de una nueva algoritmia de determinación orbital basada en el aprendizaje automático que permita predecir la evolución del vector de estado de un satélite a lo largo del tiempo, combinando los modelos de la física clásica que describen el movimiento perturbado del satélite con modelos avanzados de *machine learning*. Disponer de esta tecnología a bordo, permitirá dotar a las futuras plataformas del programa de precisión sub-métrica en la determinación y control orbital a costa de pagar un precio reducido en términos de gasto computacional y potencia.

MIRADA. Representa el objetivo final y colofón del Programa de Constelaciones de Pequeños Satélites del INTA. Todo el conocimiento y tecnología desarrollada y validada en órbita con las misiones ANSER y ANSER-AT se pone en valor para desarrollar una ambiciosa misión de observación de la Tierra desplegada como una constelación de clústeres de Micro-Satélites (<100 kg). Esta solución representará sin duda una alternativa real y operativa a

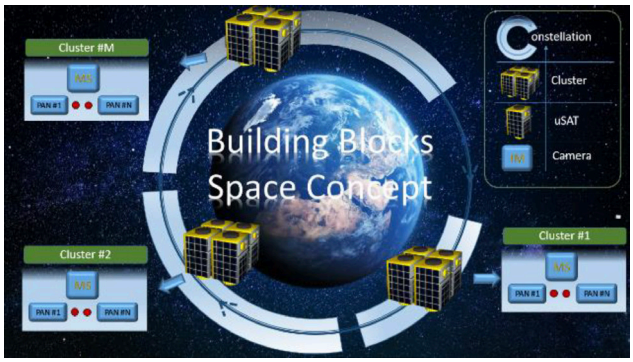


Figura 2.

las plataformas de gran tamaño que dominan el mercado nacional y europeo en el ámbito espacial.

En este caso, el elemento básico (*building block*) del clúster es una plataforma µSAT desarrollada por el INTA para su misión Micro-Sat-INTA que fue pausada en el año 2014 debido a restricciones y limitaciones de presupuesto.

ANSER-AT: Concepto de misión distribuida para la observación de la composición de la Atmósfera

O. Puentedura[1] (puentero@inta.es), L. Gómez-Martín[1], J. Iglesias Méndez[1], M. Navarro-Comas[1], C. Prados- Román[1], M. Yela González[1], M. Fernández-Rodríguez[2], C. Vázquez-Pérez[2], L. M. González-Fernández[2], T. Belenguer-Dávila[2], R. Alcázar[1], M. Blanco[1] y S. Rodríguez Bustabad[3]

[1] Departamento de Observación de la Tierra y Atmósfera. INTA. Carretera de Ajalvir km 4. 28850, Torrejón de Ardoz. Madrid.

[2] Departamento de Óptica Espacial. INTA. Carretera de Ajalvir km 4. 28850, Torrejón de Ardoz. Madrid

[3] Departamento de Programas Espaciales. INTA. Carretera de Ajalvir km 4. 28850, Torrejón de Ardoz. Madrid

Introducción: ANSER-AT se plantea como una misión basada en un espectrómetro fraccionado y distribuido en un clúster de cuatro CubeSats, volando en formación para la medida de diversos compuestos atmosféricos de interés químico- climático bajo diferentes escenarios y con diferentes objetivos científicos. Este proyecto ha dado comienzo en enero de 2022 y se prevé el lanzamiento en 2025.

El diseño modular de ANSER-AT aporta versatilidad a la misión ya que ofrece la posibilidad de utilizar la opción de formación en vuelo de la constelación y de poder explotar al máximo las sinergias de las distintas cargas útiles para conseguir los objetivos científicos definidos para la misión, en este caso realizar medidas simultáneas de distintos gases atmosféricos. Este concepto de medida, en forma de dianas científicas prefijadas (p. e., grandes ciudades o zonas polares), ofrece la capacidad de poder seleccionar objetivos científicos de una forma dinámica.

Esta misión se aborda como un reto tecnológico, ya que los CubeSats son plataformas muy limitantes respecto al peso, volumen y consumo de las cargas útiles, lo que exige el desarrollo de una instrumentación miniaturizada, susceptible de ser embarcada en este tipo de plataforma y que cumpla además con los requerimientos científicos. ANSER- AT es también un reto desde el punto de vista científico ya que, sólo recientemente la comunidad científica ha empezado a intentar explotar los datos obtenidos por estas plataformas para la investigación de la química atmosférica

Motivación científica La calidad del aire, el aumento de los gases de efecto invernadero y la variabilidad del ozono en zonas polares son tres de los retos más acuciantes a los que la sociedad se tiene que enfrentar a corto plazo. ANSER-AT permite abordarlos y aportar datos que podrán contribuir a las diferentes iniciativas relacionadas con el cambio climático, con la calidad del aire y con la recuperación de la capa de ozono.

Objetivos científicos: Los objetivos científicos de la misión se dividen en tres bloques:

1. ***Calidad del aire*:** Medida y monitorización de gases relacionados con la calidad de aire en áreas contaminadas como regiones urbanas e industriales, con especial énfasis en la Península Ibérica. El producto principal es la obtención de la columna troposférica de dióxido de nitrógeno (NO_2) y como producto secundario se considera la columna troposférica de ozono (O_3).

2. ***Gases de efecto invernadero*:** Observación y cuantificación de la columna y el gradiente de concentración de dióxido de carbono (CO_2).

3. ***Ozono Polar*:** Medida de las columnas totales de O_3 y NO_2 en regiones polares para evaluar el proceso de recuperación de la capa de ozono, previsto para 2050.

Técnica de medida: La medida de estos gases en la atmósfera se puede realizar mediante espectroscopía de absorción [1, 2]. Para ello se ha previsto llevar a cabo medidas de la radiación retrodifundida por el sistema Tierra-Atmósfera observando al nádir. Cada uno de los gases objetivo (NO2, O3, CO2) absorbe de forma característica la radiación solar en determinadas regiones del espectro electromagnético, lo que puede ser utilizado para invertir la columna de las diferentes especies, siempre que se conozca el camino óptico que recorre la radiación en la atmósfera antes de ser registrada por el instrumento de medida. Por esta razón es necesario medir también la columna de O2 de forma simultánea.

Se definen cuatro rangos espectrales de interés, cada uno de ellos dedicado a la obtención de la columna de uno de los gases objetivos:

- Región UV: 310-405 nm para la medida de O_3.
- Región Visible: 400-465 nm para la medida de NO_2.
- Región nIR: 745-790 nm para la medida de O_2.
- Región SWIR: 1550-1680 nm para la medida de CO_2.

Características de la misión: ANSER-AT consiste en cuatro CubeSat 6U, 3 de los cuales estarán dedicados a la carga útil y las otras tres a la electrónica y control de actitud, en una órbita polar heliosíncrona de inclinación 97º y 450 km de altura. Cada CubeSat tiene asignado un rango espectral de medida adecuado para la observación de las especies de interés de la misión.

De este modo se plantean cuatro unidades:

- CubeSat ultravioleta o UV (objetivo 3).
- CubeSat visible o Vis (objetivos 1 y 3).
- CubeSat infrarrojo cercano o nIR (objetivos 1, 2 y 3).
- CubeSat infrarrojo de onda corta o SWIR (objetivo 2).

Está previsto que los cuatro CubeSat vuelen en formación de forma coordinada con un CubeSat actuando como líder, capaz de comunicarse con el resto de CubeSat. Una vez identificado el escenario de medida, el CubeSat líder comandará la medida del resto. Las medidas se realizarán de forma secuencial sobre la misma masa de aire, de forma que el primer CubeSat en medir será el SWIR seguido por nIR, VIS y UV. El modo de observación de ANSER-AT se puede ver en la Figura 1.

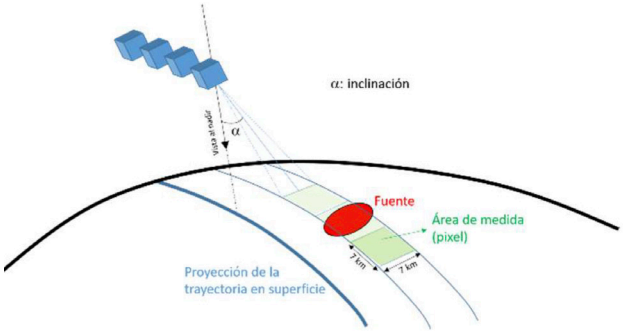


Figura 1. Modo de observación de ANSER-AT.

Los requisitos científicos definen una traza en tierra para todos los CubeSat de 7x7 km, adecuada para la observación de principales focos emisores como los previstos en los objetivos 1 y 2.

Las observaciones pueden realizarse al nadir con una inclinación (α) de hasta 10º respecto al eje de desplazamiento de la constelación. Esto implica que los CubeSat serán capaces de medir distancias en superficie alejadas de su trayectoria una distancia de hasta 80 km, aproximadamente, hacia ambos lados. La inclinación en cada momento vendrá determinada por el objetivo en superficie que se quiera observar (p. e., grandes ciudades). De esta forma se obtendrá el mayor número de medidas posible sobre cada uno de los objetivos considerados.

Instrumentación: Los principales retos de este desarrollo son: unos requerimientos científicos altamente exigentes para detectar diferencias de radiancia muy pequeñas (0.003-0.25 mW/m^2 sr nm dependiendo del rango espectral), una fina resolución espectral (idealmente no superando los 0.5 nm en ningún caso), envuelta muy reducida que obliga a soluciones de diseño óptico muy compactas y con gran limitación en la focal y en la apertura y finalmente, asegurar la estabilidad termo- estructural.

Está previsto el desarrollo de cuatro espectrómetros distintos, uno para cada banda espectral, cada uno de ellos limitado a un volumen de 3U, reservando 1U al telescopio y 2U al conjunto de espectrómetro propiamente dicho y dicho y la electrónica del plano focal. El telescopio, idéntico para las cuatro unidades, se basa en un concepto muy compacto, un sistema Cassegrain con óptica correctora, con la rendija de entrada del módulo espectrómetro en su plano focal. La arquitectura se basa en una red de difracción en reflexión *blazeada* y la correspondiente óptica de colimación y focalización sobre el detector. El tamaño de la rendija de entrada viene determinado por el tamaño proyectado en tierra para colectar la información de interés y por la resolución espectral. Los requerimientos científicos establecen unas especificaciones muy exigentes en términos de resolución espectral y sensibilidad que llevan a la selección de detectores que ofrezcan las máximas prestaciones en eficiencia cuántica y rango dinámico y operen, además, a temperaturas que obligan al uso de refrigeradores termoeléctricos (TEC). Para las tres primeras bandas los detectores están basados en tecnología CCD y para la banda SWIR en detectores de InGaAs. Para mejorar la señal es necesario realizar acumulaciones de los diferentes espectros obtenidos en un rango de 7 km en la dirección *along- track*.

La misión requiere una calibración espectral y radiométrica precisas que se realizarán en Tierra y se comprobarán durante la misión mediante la comparación con un espectro solar de irradiancia extraterrestre, medido por el instrumento al menos una vez al día.

Bibliografía

[1] Platt, U. y Stutz, J. (2008) ISBN: 3-340-21193-4, Springer Verlag, Heidelberg.

[2] Butz, A. et al. (2011): GRL, 38, L14812.

El vuelo en formacion por resistencia aerodinamica de ANSER

C. Arza[1], D. Modrego[2], N. Fernandez[3], A. G. Maldonado[4], M. Fuentes[5]

[1]INTA (arzagc@inta.es),
[2]Consultor externo en INTA (4510-2.pers_externo@inta.es),
[3]INTA-CEIT (nferval@inta.es),
[4]INTA-CEIT (amal@inta.es),
[5]INTA-CEIT (mfuetab@inta.es),

Introducción: ANSER es una misión del INTA con el objetivo de desarrollar y validar las tecnologías necesarias para realizar misiones de observación de la tierra basadas en constelaciones de nano-satélites volando en formación con instrumentos distribuidos o coordinados. Los 3 cubesats de 3U serán lanzados entre diciembre de 2022 y junio de 2023 por un Vega-C a una órbita de 550 km de altura. Una vez allí, los satélites, que no tiene sistema de propulsión a bordo, maniobraran para establecer y conservar una formación usando la resistencia aerodinámica que genera la atmosfera terrestre. Este articulo presenta cómo se ha diseñado el vuelo en formación de los 3 cubesat.

Concepto de vuelo en formación: El segmento vuelo de ANSER está formado por 3 cubesats de 3U cada uno. Los 3 satélites son prácticamente iguales en características físicas: Tamaño, masa, momento de inercia… Los satélites despliegan 3 paneles en cada lateral, lo que hace que la diferencia del área que presenta al avanzar puede cambiar de 10x10 cm^2 a 70x30 cm^2. Esta capacidad para generar una resistencia aerodinámica diferencial entre los distintos satélites mediante un cambio de actitud es la base para controlar la formación sin un sistema de propulsión.

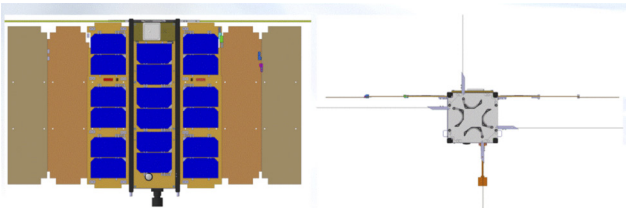


Figura 1: Un cubesat en actitud de máxima y mínima área

Por supuesto, el cambio de actitud tiene implicaciones térmicas, de potencia y sobre el uso de los instrumentos que se tienen que gestionar al planificar las operaciones en tierra.

El plan de operaciones establece que primero se realizará una puesta en servicio de cada satélite por separado y que posteriormente se maniobrará para establecer una formación lejana que cancele cualquier deriva. Posteriormente los satélites se irán acercando cada vez más para permitir el uso de las comunicaciones entre satélites e incluso se examinarán posibles formaciones más avanzadas.

La constelación se define usando como referencia uno de los satélites (el líder) y trabajando usando las coordenadas de los otros dos (los seguidores) relativas a este.

Formación en file: La formación más sencilla es una formación en fila. Los satélites se mueven nominalmente en la misma orbita circular con una pequeña separación longitudinal. Si no hubiera ninguna perturbación diferencial cada satélite mantendría una posición fija respecto de los otros. La traza en tierra no será la misma, pero para separaciones pequeñas la diferencia puede ser absorbida al apuntar los instrumentos. Se define una caja de control y en caso de que alguno de los 3 satélites se salga de ella, se realizan maniobras coordinadas para recuperar la situación nominal. Hay que tener en cuenta que solo se pueden realizar maniobras de frenado.

Maniobras dentro del plano: Cuando dos satélites se juntan o separan más de lo permitido, la constelación entera tiene que maniobrar. Si el satélite se va a salir de la caja en el sentido de la velocidad, los otros 2 satélites tendrán que ponerse en actitud de máxima área, frenar y perder altura y así reducir el periodo orbital. Una vez que los satélites han bajado de altura, vuelven a la configuración nominal de mínima área a la espera de que la maniobra haga efecto. La deriva que genera el cambio de semieje irá devolviendo la separación a la situación nominal. Cuando la separación haya cambiado lo suficiente, será el turno del primer satélite para ponerse a máxima área y bajar hasta la altura de los otros 2, anulando la deriva. Si el satélite va a salirse por el sentido contrario, maniobrara primero ese mismo satélite, y luego los otros 2.

Por supuesto, durante la deriva el otro seguidor podría salirse de su propia caja de control y requerir una maniobra a la constelación. En tal caso, las pérdidas de altura se añadirían a las definidas para la primera maniobra.

El centro de control tiene un subsistema de control de vuelo en formación (FFCU) que calcula los tiempos en los que los satélites tienen que realizar los cambios de actitud necesarios para realizar las maniobras.

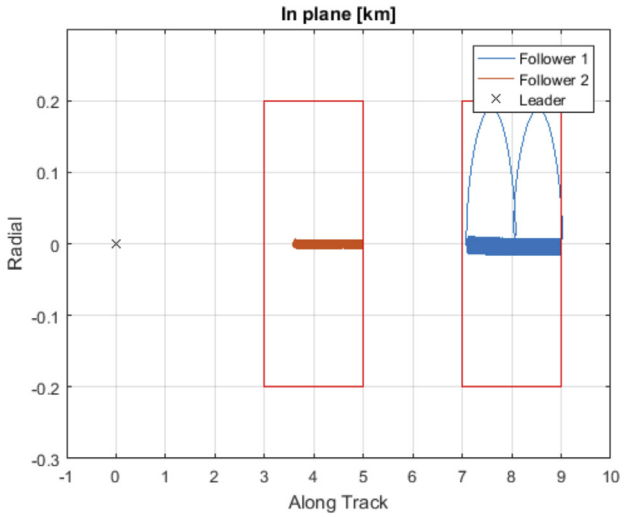


Figura 2: Ejemplo de maniobra en el plano

Formación Maniobras fuera del plano: Cuando un satélite se sale de su caja de control por la dirección fuera del plano, la constelación tiene que realizar una maniobra fuera del plano. Si las maniobras en el plano se resuelven pasando los satélites a máxima área (cabeceo 90º), las maniobras fuera del plano se gestionan poniendo los satélites en una posición intermedia (cabeceo 45º). Esa actitud genera una sustentación que se puede orientar con un balanceo de 90º para que apunte fuera del plano. Como la maniobra también genera resistencia, para no afectar a la posición longitudinal todos los satélites tiene que maniobrar simultáneamente, por lo que la mitad de la corrección la realiza el satélite que va a salirse y la otra mitad los otros 2, corrigiendo en dirección contraria.

CINCLUS, un espectrómetro para la misión ANSER

A. García-Moreno[1,2], R. García-López[1], D. Escribano-Lahera[1], M. Fernández-Rodríguez[1], C. Vázquez-Pérez[1], L. M. González-Fernández[1]

[1]Instituto Nacional de Técnica Aeroespacial (INTA),

[2]garciamoa@inta.es

Introducción: El instrumento CINCLUS es un espectrómetro embarcado en una misión de observación de la Tierra para el estudio de contaminación de aguas continentales. Se trata de la carga óptica principal de la misión ANSER. Esta misión consiste en una constelación de satélites formada por un líder y dos *followers*. Los tres satélites tendrán una estructura basada en un *CubeSat* de 3U, estando la carga útil limitada a 1U. La carga útil del líder consiste en una cámara pancromática y la de los dos *followers* es el instrumento CINCLUS. Este instrumento está compuesto por un telescopio y por dos espectrómetros comerciales de muy reducido tamaño y que están dispuestos en el plano imagen con una configuración que permite doblar el tamaño de la traza. Las rendijas de entradas de estos dos espectrómetros se sitúan en el plano imagen del telescopio y son las que marcan los campos de trabajo del telescopio que, por el propio tamaño de estos dispositivos, se sitúan alejados del eje óptico del telescopio. Se va a describir todo el proceso desde el diseño del instrumento resultante teniendo en cuenta todas sus particularidades hasta la integración del mismo y la verificación de prestaciones y alineamiento una vez integrado en la plataforma y tras los ensayos ambientales correspondientes.

Diseño del instrumento: El diseño óptico del telescopio se basa en un telescopio *Cassegrain* clásico de dos espejos con la particularidad de que los campos angulares requeridos son demasiado grandes para el tamaño de telescopio tan reducido marcado por el tamaño del *CubeSat*. Es bien sabido que un telescopio *Cassegrain* no tiene calidad para campos alejados del eje óptico por lo que es necesario recurrir a la óptica *freeform* para alcanzar la calidad requerida. Se introduce una componente *freeform* descrita mediante polinomios de *Zernike* en la superficie del espejo secundario del telescopio. En concreto, se introduce una componente asférica descrita mediante el polinomio de *zernike* Z9 y una componente *freeform* descrita mediante el polinomio de *zernike* de astigmatismo Z5. De este modo, se obtiene una distribución de astigmatismo binodal en el plano imagen que sitúa los puntos de mínimas aberraciones en las posiciones de campo marcadas por las rendijas de entrada de los dos espectrómetros y se obtiene un diseño con una alta calidad óptica en los campos de trabajo [1, 2].

El reducido tamaño del instrumento también supone un reto a nivel mecánico. Se complica el diseño tanto de toda la estructura del telescopio como de los útiles de alineamiento del mismo.

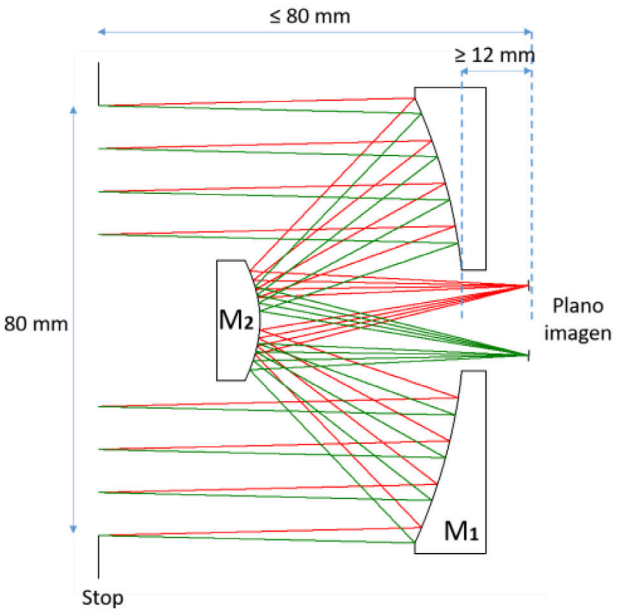


Figura 1: Diseño óptico del telescopio.

Debido al reducido tamaño del *CubeSat,* resulta crítico el análisis de *straylight*, ya que el tamaño de bafles o estructuras mecánicas también está limitado al tamaño de 1U. Para solventar dicha limitación, se han tomado varias medidas, tanto en el diseño óptico como en el diseño mecánico. En primer lugar, se ha reducido la distancia entre los espejos de modo que el propio espejo secundario bloquea una mayor parte de la luz directa. El diseño óptico final del telescopio se muestra en la figura 1. Además, se ha diseñado una estructura de vanos situados por delante de las rendijas de entrada de los espectrómetros que termina de eliminar la luz directa y los multirreflejos.

Finalmente, se ha alcanzado una solución de diseño del instrumento con altas prestaciones ópticas y que cumple todas las restricciones impuestas tanto por el tamaño de la estructura como por la disposición del plano imagen del telescopio.

Prototipo: El limitado tamaño de la estructura, implica que la luz colectada por el espejo primario se reduce ya que su apertura está limitada a 80mm, por lo que el análisis radiométrico es crítico.

Esto sumado a que los espectrómetros son comerciales, lleva a la necesidad de llevar a cabo un prototipo para verificar que la SNR calculada por los análisis radiométricos concuerda con la que medirá el instrumento y que es lo suficientemente alta para cumplir con los objetivos científicos de la misión. Para ello, se situó un espectrómetro en el plano focal de un objetivo comercial que simulaba el trabajo del telescopio ya que tenía su mismo número f. Primero se hicieron medidas con una esfera integradora que replicaba la radiancia de la escena en vuelo. Posteriormente, se realizó un vuelo en avión y se tomaron medidas de los embalses de Cazalegas en Toledo y de Valdecañas en Cáceres. En ambos casos, se obtuvieron resultados positivos comprobando que el nivel de SNR alcanzaba los valores esperados y predichos por el análisis radiométrico.

Fabricación: La fabricación del espejo secundario del telescopio supone un reto importante ya que se trata de un espejo *freeform* [3]. Esto hace que la interacción con el fabricante sea crítica a la hora de trasmitir las tolerancias de fabricación del espejo. En primer lugar, se generaron las tolerancias en todos los parámetros que describen la superficie, se les indicó la fórmula de generación de la misma. Posteriormente, hubo un proceso de verificación de dichas tolerancias mediante la comprobación de la sagita generada mediante la fórmula generadora.

Integración y verificación tras ensayos ambientales: Por un lado, la componente *freeform* del telescopio permite que solo esté compuesto por dos espejos, lo que facilita su integración. Sin embargo, al no tener calidad en eje, el alineamiento se complica. Para la integración se empleó un interferómetro y algunos instrumentos mecánicos como un hexápodo y un palpador para obtener medidas de la posición de los espejos con precisión de micras. Para ello, es necesario definir superficies de referencia en las monturas mecánicas que se fabrican con una alta precisión y permiten un posicionamiento de los espejos cercano a su posición nominal, dentro de las tolerancias.

Alineado el espejo primario en la cavidad interferométrica se introduce el espejo secundario para su alineamiento, colocando en el plano focal del telescopio un útil con dos pequeñas cámaras, cada una de ellas en la posición de cada campo de interés, que permiten visualizar la PSF durante el proceso de alineamiento.

Una vez que ambos espejos han quedado alineados, se sustituye el útil con las cámaras por los dos espectrómetros. El alineamiento de los espectrómetros es crítico debido al reducido tamaño de su rendija de entrada por lo que se requiere el diseño de estructuras mecánicas de ajuste específicas, que posibilitan el uso de tornillos micrométricos, ya que el acceso al plano focal estaba limitado por el pequeño tamaño de la carga útil. Se realiza el ajuste de ambos espectrómetros hasta alcanzar posiciones de señal máxima en ambos campos de trabajo y se comprueba que ambas posiciones son simétricas.

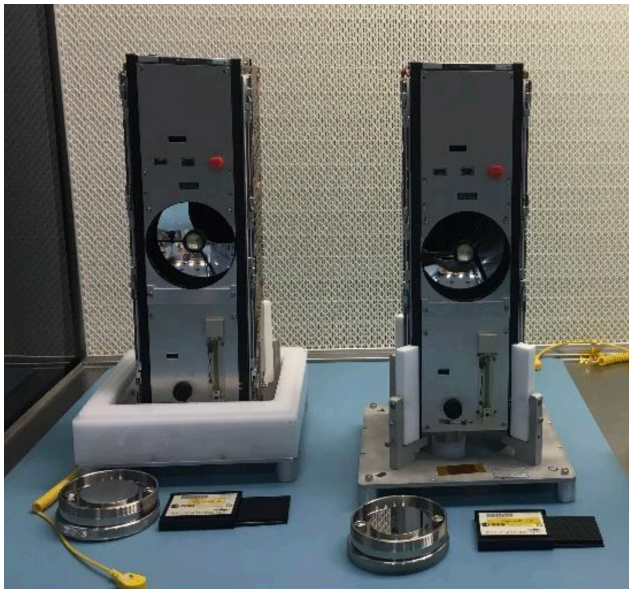


Figura 2: Instrumento CINCLUS integrado en los dos followers.

Finalizada la integración de la carga útil, se lleva a cabo la integración de la misma en el satélite (figura 2). Posteriormente somete al instrumento a una calibración espectral. Una vez integrado en el satélite se procede con una serie de ensayos ambientales para su aceptación y se requiere una verificación tanto de prestaciones ópticas como de alineamiento con el control de actitud del satélite antes y después de cada ensayo.

Bibliografía

[1] Thompson K. P. (2005) *JOSA A, 22,* 1389–1401.

[2] Fuerschbch K., Rolland J. P., Thompson K. P. (2014) *Opt. express, 22,* 26585–26606.

[3] Fang F., Zhang X., Weckenmann A.,Zhang G., Evans C. (2013) *COR Annals, 62,* 823–846.

LUR-1 Mission, In Orbit Demonstration of AVS Advanced Propulsion And Active Thermal Control Systems

Rainer Diaz de Cerio Goenaga, Sergio Salata, Cristina Ortega

(AVS) rdcerio@a-v-s.es

Small satellite missions, whether designed around the CubeSat standard or ESPA class spacecraft, are growing in performance and service level. This is driving the need for new advanced subsystems which can enable these satellite platform-level specifications and features.

AVS has identified two subsystems that have not been fully developed for smallsats and are key for advanced capabilities in smaller satellites; Active Thermal Control Systems and Advanced Propulsion Systems. Currently, AVS is developing a complete line of water-based thruster family including different technologies ranging from very high specific impulse Porous-emitter Electrospray to high thrust hydrogen and oxygen chemical reaction systems.

The second technology identified by AVS, which is currently underdeveloped in the small satellite market, is active thermal control. AVS is defining different solutions based on heat motion technologies or configurable thermo-optical properties to allow active control of heat management inside small spacecraft, enabling new capabilities for communication and active earth observation sensors.

These two technologies will be demonstrated in orbit in the already fully funded AVS IoD mission, LUR-1, which will be launched on Q1 2024, currently under design by AVS as the prime contractor.

This paper covers both AVS technology developments and the flight heritage that will be achieved by flying LUR-1 mission.

MVPCU – La solución innovadora de AIRBUS Crisa para el mercado de las telecomunicaciones

José Luis Herranz[1], Marcos Núñez[2]

[1]Airbus Crisa (joseluis.herranz@airbus.com);

[2]Airbus Crisa (marcos.nunez-rodriguez@airbus.com)

Introducción: El mercado de los satélites de telecomunicaciones inició su recuperación en 2020, después de una disminución del volumen de negocio a nivel global que comenzó a producirse en el año 2014. Este sector constituye un mercado en continua evolución, donde la competitividad de las soluciones puestas en órbita es uno de los factores clave. En este sentido ha sido fundamental la introducción de nuevas tecnologías que han permitido tanto ofrecer nuevas prestaciones como mejorar las ya existentes. Al mismo tiempo, esta evolución tecnológica ha permitido una optimización muy significativa de los costes industriales.

El concepto Onesat: En este sentido y con este propósito en mente, Airbus ha lanzado al mercado un nuevo concepto de satélite de comunicaciones de última generación que ha sido designado con el nombre de "Onesat". El objetivo no es otro que el de responder a las necesidades de este nuevo entorno tan competitivo. Onesat presenta una arquitectura eléctrica totalmente flexible, capaz de generar diferentes railes de alimentación a voltajes diferentes, es escalable en cuanto a la cantidad de potencia que puede gestionar de acuerdo a las necesidades particulares de cada escenario de misión, y está concebido para dar servicio a misiones tanto de potencia moderada como a aquellas de gran capacidad de potencia. Onesat incorpora importantes innovaciones y conceptos tecnológicos disruptivos en la mayoría de sus subsistemas.

La MVPCU: AIRBUS Crisa, como representante principal de la industria española y un líder mundial en el sector de la gestión de energía en órbita, ha jugado un papel muy relevante en Onesat como responsable del diseño y la fabricación recurrente de la unidad de acondicionamiento de energía MVPCU (Multi-Voltage Power Conditioning Unit). Se trata de un equipo electrónico de última generación, totalmente reconfigurable a diferentes escenarios de misión.

MVPCU es la central eléctrica del satélite, y por tanto el corazón eléctrico responsable de proporcionar energía a todos los subsistemas del vehículo espacial durante todas las distintas etapas de la misión, desde el lanzamiento, pasando por la fase en la que el satélite se desplaza a su órbita definitiva, y posteriormente durante sus 15 años de vida útil en servicio. Dicha unidad ofrece actualmente las mejores prestaciones en el mercado mundial de este tipo de satélites en lo que se refiere a densidad de potencia, eficiencia y flexibilidad, siendo capaz de entregar potencias superiores a 30 kW a distintas tensiones entre 28V y 100V.

Actualmente, AIRBUS Crisa ha entregado el primer modelo de Ingeniería totalmente representativo de la configuración de vuelo para la primera misión, lo cual representa un hito muy importante y demuestra el alto grado de madurez del diseño. Es de destacar que este diseño – desarrollado en un tiempo record - ha representado un verdadero reto donde ha sido necesario la incorporación de tecnologías de última generación en lo que se refiere a la estrategia de control de los raíles de alimentación de potencia, el material semiconductor con el que están construidos los transistores de potencia de estado sólido, así como la innovadora tecnología de empaquetado y evacuación de calor asociado a la potencia disipada por los elementos de potencia. Acometer este reto ha sido posible gracias a la anticipación e inversión con recursos propios durante los últimos cinco años en nuevas tecnologías.

Los retos tecnológicos: En lo que se refiere a los dispositivos semiconductores de potencia, en lugar de la solución clásica basada en dispositivos de silicio, se han incorporado transistores de nitruro de galio (GaN) con el fin de alcanzar una eficiencia óptima en la conversión de energía, así como una densidad de potencia sin precedentes no solo en el sector de los satélites de telecomunicaciones, sino en el de la gestión de energía en órbita en general. Todo este proceso ha requerido de una campaña exhaustiva de pruebas y caracterización de las prestaciones de estos nuevos semiconductores de potencia, incluyendo por supuesto las pruebas representativas del entorno de radiación que experimentarán estos componentes durante su vida útil en el espacio.

Este proceso ha sido parte de otro más global con el objeto de la introducción en el diseño eléctrico de componentes de automoción (COTS) testeados para soportar las condiciones adversas en una misión de estas características y del entorno espacial asociado. La inclusión de esta tecnología has sido en gran medida posible gracias al conocimiento adquirido durante los últimos años, en particular a los sistema de potencia desarrollados por Airbus Crisa para la constelación de satélites OneWEB. Actualmente se han fabricado más de 1000 unidades, con más de 600 años de herencia en vuelo.

El uso de estos nuevos transistores conlleva un encapsulado novedoso que ha conducido a la redefinición total de la estrategia de evacuación de calor hacia la plataforma del satélite. Una vez más han sido necesarios numerosos análisis y ensayos mecánicos y térmicos para validar entornos equivalentes al de vuelo las innovadores soluciones adoptadas en este sentido.

Por último, pero no por ello menos relevante, otro aspecto sobresaliente del diseño ha sido la implementación de un control completamente digital de la potencia gestionada por la unidad, con el fin de ofrecer un producto completamente reconfigurable cuyos algoritmos de control puedan ser adaptables a las características particulares de una misión dada. Este aspecto cubre 2 áreas: de una parte, el control totalmente digital de las celdas de potencia (control de conductancia) que se comportan como fuentes de corriente cuya magnitud queda determinada por un lazo externo de tensión cuya misión es garantizar los parámetros de calidad del rail de alimentación. Por otra parte, el control global de la calidad de los buses descansa en un control digital triplemente votado que es capaz de compensar cualquier fallo simple que pudiera darse en órbita.

Conclusiones: MVPCU es un equipo clave en la nueva plataforma de comunicaciones Onesat y ha supuesto un hito para AIRBUS Crisa. La realización de este proyecto ha sido posible gracias a la inversión en I+D por parte de la compañía y el apoyo de centro de desarrollo tecnológico industrial (CDTI), y pone de manifiesto la alta competitividad de la industria espacial española, ofreciendo productos en el estado del arte de la tecnología.

De la tecnología a la metodología, el trabajo a nivel sistema

D. Zorita, L. Peñín, Y. Scoarnec, J.M. Fernández Ibarz,

SENER Aeroespacial

Introducción: Frecuentemente se apunta a las dificultades tecnológicas para explicar los frecuentes retrasos y desviaciones de costes en los proyectos aeroespaciales. Sin embargo, cuando un proyecto es grande e involucra a muchos actores y disciplinas, la metodología para coordinarles es tan importante para el éxito del proyecto como las tecnologías involucradas.

Problemática: El trabajo a nivel sistema difiere mucho, metodológicamente hablando, del trabajo a nivel equipo. Proyectos grandes, complejos, multidisciplinares, deslocalizados, y englobando varias fases del ciclo de vida, tienen en la organización de las iteraciones uno de sus mayores desafíos. Los actores tienden a divergir en su comprensión del trabajo, el control de los interfaces se hace cada vez más crítico, la correcta gestión de los requisitos se torna si cabe más difícil e importante, los riesgos y su tratamiento son necesariamente distintos, etc.

Forma de abordarla: Las empresas aeroespaciales tienden a especializarse en algún nivel de la cadena entre sistema y componente.

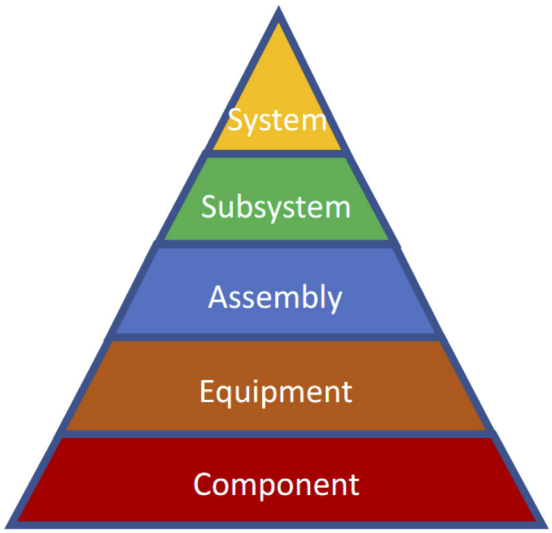


Figura 1: Tipologías de proyectos en los distintos niveles de trabajo

De esta forma pueden enfocar sus procedimientos y prácticas, su acción comercial, su gestión de riesgos, su inversión en Investigación, Desarrollo e Innovación, su cultura de trabajo, y en definitiva su gestión de todos los aspectos de la empresa, a las tipologías de los proyectos que hacen.

El resultado es que sólo unas pocas empresas han elegido desarrollar capacidades sistemistas, es decir de ser responsables últimos de una misión espacial o un satélite complejo.

SENER como sistemista de grandes proyectos: SENER es una de estas contadas empresas aeroespaciales.

Dos de los proyectos más ambiciosos y difíciles que desarrolla la empresa, en cuanto a metodología se refiere, son la misión Proba 3 y la Sonda B2 de la misión Comet Interceptor.

En cuanto a Proba 3: SENER es el responsable último de la misión bajo contrato directo con la ESA, para las fases de implementación, verificación y operación. Se trata de un demostrador tecnológico del llamado "vuelo en formación", que además hará ciencia solar mediante el vuelo sincronizado de dos satélites, un oscurador de la corona solar y un cronógrafo, que deben mantener muy exigidas posiciones relativas entre ellos.

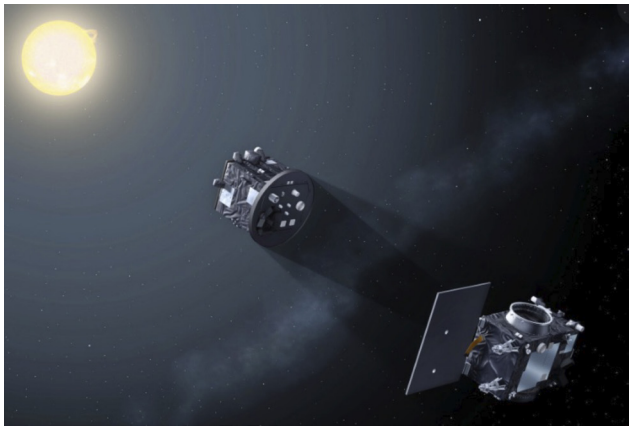


Figura 2: Configuración de Proba 3 (créditos ESA)

En cuanto a la Sonda B2 de Comet Interceptor: SENER es el responsable de la fase de diseño y está ofertando a las fases de implementación y verificación. Se trata de una sonda separable a bordo de un satélite que será lanzado a un cometa prístino, llamado así por no haberse producido nunca antes su acercamiento al sol, lo que perturba sus propiedades físicas y químicas. La sonda será lanzada al cometa produciendo un mayor acercamiento para recoger sus propiedades con los instrumentos abordo.

Reconocimientos: Se reconoce a la ESA y a OHB-Italia, clientes de SENER Aeroespacial para Proba 3 y Comet Interceptor, su gran trabajo en estas misiones.

Procesos de monitorización, mantenimiento (equilibrado), ensayos e integración de la batería del satélite universitario UPMSat-2

E. Roibás-Millán (elena.roibas@upm.es), J. Cubas (j.cubas@upm.es), J. Pérez-Álvarez (javier.perez@upm.es), S. Pindado (santiago.pindado@upm.es), D. Alfonso-Corcuera (daniel.alfonso.corcuera@upm.es), A. Porras-Hermoso (angel.porras.hermoso@upm.es), S. Marín-Coca (sergio.marin.coca@upm.es)

Instituto Universitario de Microgravedad "Ignacio Da Riva" (IDR/UPM), Universidad Politécnica de Madrid (UPM), ETSIAE, Pza. del Cardenal Cisneros 3, Madrid, España.

Introducción: En este trabajo se muestra de forma resumida el proceso de monitorización y mantenimiento, entendiendo por éste el equilibrado, de la batería del satélite universitario UPMSat-2. Este proceso fue empleado a lo largo de un extenso periodo, ya que entre la entrega de la batería por el fabricante y el lanzamiento del satélite transcurrieron más de cinco años. Se han incluido también algunas notas e información sobre el proceso de integración y los trabajos académicos derivados de las tareas que aquí se describen.

Descripción de la batería del UPMSat-2: La batería del UPMSat-2 está compuesta por 24 celdas (4 series de 6 celdas conectadas en paralelo) VES 16 de ión-litio (Li-Ion). Es una batería que fue fabricada por la compañía francesa SAFT, de larga experiencia en fabricación de baterías de tipo Ni-Cd, Ni-MH, y Li-Ion.

Las características más relevantes de esta batería son su capacidad, de 18 A·h, su rango de operación, de 10 °C a 40 °C (aunque puede extenderse, tanto por arriba como por abajo, dependiendo de la duración del periodo en que se exceda este rango, y la intensidad de corriente de carga/descarga), y su vida útil, de 12 años de operación.

Figura 1. Presentación de la batería del UPMSat-2 a los profesores de la UPM Javier Cubas y Santiago Pindado en las oficinas de SAFT (Poitiers, Francia), en enero de 2013.

La batería fue fabricada en las instalaciones de SAFT en Poitiers (Francia) durante el año 2012, presentada en enero de 2013 (véase la Figura 1), y enviada a Madrid en febrero de ese año. Tras el desembalaje y almacenamiento en la sala limpia de clase ISO-8 del Instituto IDR/UPM, comenzó un proceso de monitorización y mantenimiento, que se extendió no sólo hasta la integración del batería en el UPMSat-2, sino prácticamente hasta el lanzamiento del satélite el 3 de septiembre de 2020.

Monitorización y mantenimiento de la batería del UPMSat-2: Para estas tareas se estableció un procedimiento de monitorización semanal de la batería, que incluía la medida de la tensión de la la batería y la de cada una de sus celdas. Para ello se dispuso de un banco de ensayos en la sala limpia del Instituto IDR/UPM, sita en sus instalaciones del campus de Montegancedo. La tensión en cada celda se empleó para determinar el nivel de desequilibrio en cada una de las cuatro series de la batería (esto es, la diferencia entre la mayor tensión y la menor tensión de las celdas). Obsérvese en la Figura 2 la evolución del desequilibrio en mV de las series de la batería del UPMSat-2 entre los meses de octubre y diciembre de 2014.

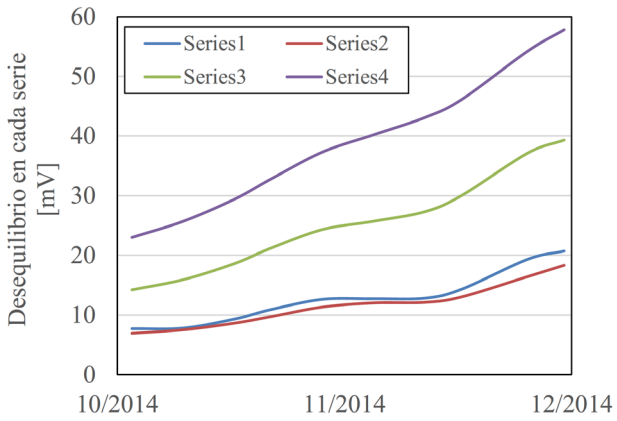


Figura 2. Desequilibrio medido en las cuatro series de celdas de la batería del UPMSat-2 en los meses de octubre y diciembre de 2014.

Una vez alcanzado un desequilibrio de 50 mV en alguna de las series de la batería, se había de realizar un proceso de equilibrado consistente en un ciclo de carga/descarga/carga de la batería, monitorizando de forma continua las tensiones de todas las celdas. Cada etapa de este ciclo se realizaba siguiendo el procedimiento del fabricante, que establecía determinadas corrientes y su evolución.

Los procesos de equilibrado de la batería del UPMSat-2 se realizaban a lo largo de 3 días, en jornadas que podían extenderse hasta las 12-14 horas.

Ensayos de la batería del UPMSat-2: Además de la campaña de ensayos de aceptación que el fabricante, SAFT, incluyó antes de la entrega (mecánicos, continuidad, *grounding*, aislamiento eléctrico, ensayo de termistores y resistencias calefactoras, *heaters*, descarga, resistencia eléctrica interna…), se realizaron dos campañas de ensayos en la cámara de vacío térmico (TVAC) del Instituto IDR/UPM, además de los ensayos mecánicos una vez integrado el satélite. Véase en la Figura 3 la batería del UPMSat-2 en la cámara de vacío térmico, antes de los ensayos realizados en diciembre de 2017.

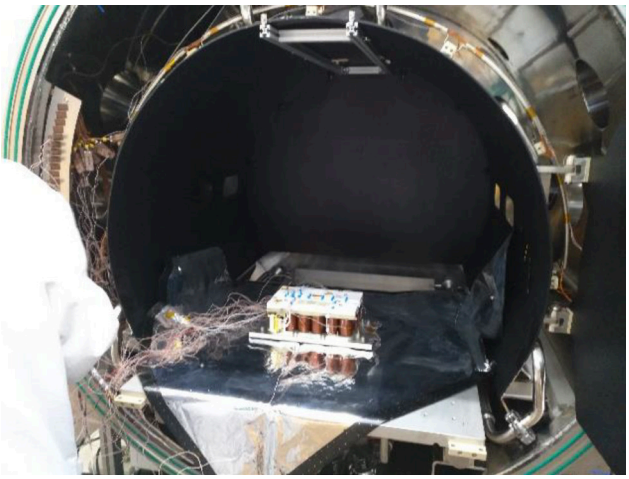


Figura 3. Ensayo de la batería del UPMSat-2 en la cámara de vacío término del Instituto IDR/UPM. Diciembre de 2017.

Integración de la batería del UPMSat-2: La batería fue integrada con las demás partes del satélite durante 2019 (véase la Figura 4). Como resultado de los análisis térmicos realizados, se decidió la instalación de resistencias calentadoras auxiliares para mantener el rango de temperaturas de operación de la batería. Estas resistencias auxiliares se activaban por medio de relés de lámina bimetálica. Además, como puede observarse en la mencionada figura la batería fue instalada en la bandeja A del satélite mediante una interfaz de Delrin 100, y aislada con SLIs (Single Layer Insulations).

Una vez la batería fue integrada en el satélite, se pusieron en marcha procesos de monitorización y equilibrado distintos a los empleados hasta ese momento, ya que tras la mencionada integración sólo era accesible la tensión global de la batería. Estos procesos estuvieron basados en la gran experiencia acumulada (durante más de 5 años) con esta batería, que permitió una correlación relativamente precisa entre la tensión de salida y la de cada una de sus 24 celdas. Además, este proceso de monitorización y equilibrado fue empleado durante la integración del UPMSat-2 con el lanzador VEGA en las instalaciones del CNES en la Guayana Francesa.

Trabajos académicos relacionados con la batería del UPMSat-2: Distintos alumnos de distintos programas (grado y máster) de la ETSI Aeronáutica y del Espacio de la UPM colaboraron en las tareas de monitorización de la batería del UPMSat-2. Para más información pueden consultarse las referencias [1–4].

Figura 4. Batería del UPMSat-2 integrada sobre la bandeja A del satélite. La integración fue dirigida por los profesores de la UPM Elena Roibás-Millán (en la foto) y Javier Pérez-Álvarez.

Agradecimientos: Los autores quieren agradecer a la empresa SAFT y a su personal el apoyo, al Instituto IDR/UPM y a la misión UPMSat-2. Este trabajo está asociado al proyecto 478 Y2020/NMT-6427 OAPES del programa “Sinérgicos 2020” de la Comunidad de Madrid. Los autores agradecen también al programa Horizon 2020 IOD/IOV su apoyo económico al lanzamiento del UPMSat-2.

Bibliografía

[1] S. Pindado et al. Master in Space Systems, an Advanced Master’s Degree in Space Engineering, in: ATINER’S Conf. Pap. Ser. No ENGEDU2016-1953, Athens. Greece, 2016: pp. 1–16.

[2] S. Pindado et al., The UPMSat-2 Satellite: An Academic Project within Aerospace Engineering Education, in: ATINER’S Conf. Pap. Ser. No ENGEDU2017-2333, 2017: pp. 1–28.

[3] S. Pindado et al., 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.

[4] S. Pindado et al, On the performance of solar cells/panels and Li-ion batteries: simplified models developed at the IDR/UPM Institute, IEEE Trans. Ind. Appl. 57 (2021).

Integración y validación de algoritmia experimental de apuntamiento en el subsistema de determinación y control de actitud de la misión ANSER

P. L. Víctor[1], M. R. Elisa[2]

[1]UPM victor.prieto.laso@pm.me, [2]INTA munozre@inta.es

Introducción: La misión ANSER integra una solución comercial para el subsistema de determinación y control de actitud (ADCS) desarrollada por CubeSpace. Este ADCS es capaz de cumplir con los requisitos de misión en la mayoría de modos de operación. Sin embargo, se necesita una solución más precisa para los modos de apuntamiento más exigentes. Es por ello que es necesario integrar una algoritmia adicional que permita cumplir dichos objetivos.

Attitude Control Program: El computador del ADCS ejecuta el ciclo de control de actitud, encargado de controlar la dinámica rotacional del satélite. Su operativa consiste en la toma de medidas de sensores, estimación de la actitud y control de los actuadores (ruedas de reacción y magnetopares) de forma cíclica, a una tasa de 1Hz. Dicho software implementa toda la funcionalidad del sistema ADCS y ofrece una interfaz basada en telecomandos y telemetrías.

Algoritmia experimental. Adicionalmente, el fabricante permite la inclusión de un estimador y un controlador implementados por el usuario que extiendan la funcionalidad del ADCS [1].

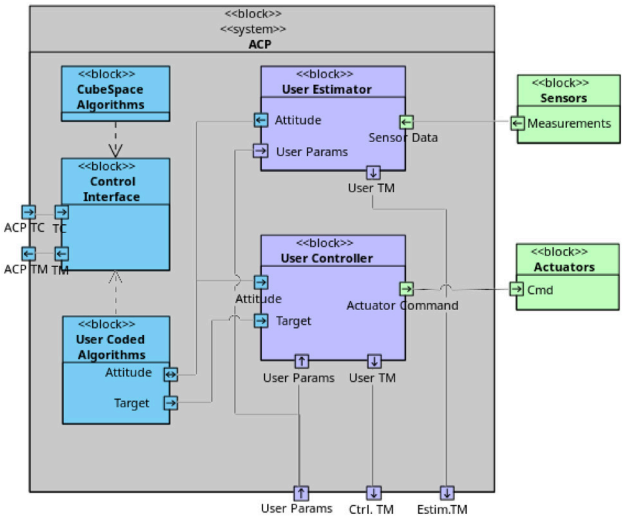


Figura 1: Interfaz del ACP para la integración de los controladores y estimadores de usuario.

Integración de la algoritmia experimental en el ADCS: La algoritmia experimental es desarrollada por el Instituto Universitario de Microgravedad Ignacio Da Riva (IDR) y cuenta con un estimador y cinco modos de control que permitirán realizar maniobras de *"detumbling"*, apuntamiento en tres ejes al Sol, a Nadir y a cualquier orientación arbitraria. Esta algoritmia se encuentra modelada en Simulink y requiere de un procedimiento muy específico hasta integrarse en el ACP[2]:

Generación de código C: los modelos deben ser traducidos a código C para poder ser ejecutados en un computador. A su vez se debe realizar una validación *Software In the Loop* para comprobar su correcto funcionamiento antes de ser ejecutado en el computador del ADCS.

Codificación de una interfaz de configuración: Simulink genera una serie de estructuras de datos de entrada y datos de salida, que permiten inyectar medidas de sensores, la consigna de control (que se emplearán en cada paso de ejecución) y otros parámetros internos de la algoritmia que deben ser configurados previa ejecución. Cabe destacar que esta interfaz es muy limitada: (48B + 48B) para parámetros del estimador y controlador, respectivamente; y (12B + 6B) para obtención de telemetrías. Puesto que la misión llevará a bordo una algoritmia experimental, es necesario contemplar la posible modificación de todos sus parámetros.

Protocolo de configuración. Se ha diseñado un protocolo de configuración extensible, con estado y orientado a mensajes que permite configurar hasta 10 estimadores, 10 controladores y 192 parámetros de 40 bytes como máximo, permitiendo un cambio de la configuración de forma transaccional y sin afectar a la operativa.

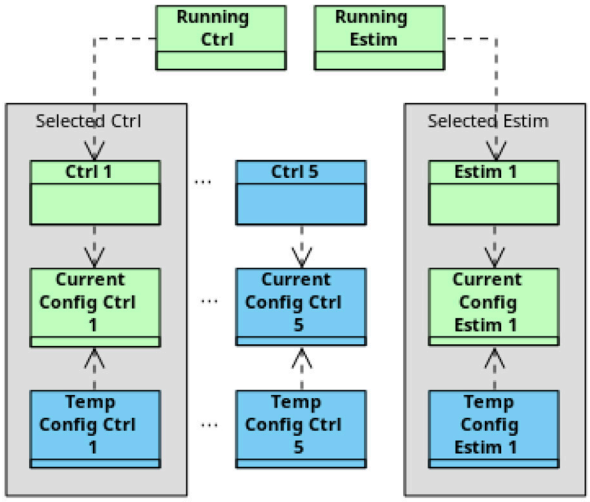


Figura 2: Estructura de almacenamiento de configuración del protocolo.

El protocolo puede modelarse como una máquina de estados. Se contemplan cinco tipos de comandos disponibles durante una sesión de configuración: (SET) selecciona un controlador o estimador a configurar; (DFLT) carga los valores por defecto del elemento seleccionado; (CFG) modifica un parámetro seleccionado; (RUN) pone en ejecución el elemento seleccionado; (INIT) reinicia forzosamente la sesión de configuración.

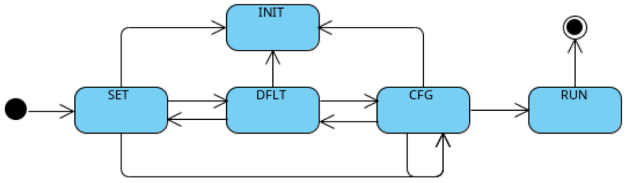


Figura 3: Diagrama de estados del protocolo de configuración

Validación de los requisitos de misión

Validación de Requisitos Funcionales. Como indican los estándares de la ECSS [3], se requiere una validación del software mediante procedimientos de prueba. El entorno de pruebas está compuesto por el computador del ADCS, el software ACP que se ejecuta sobre el ADCS con la algoritmia experimental ya integrada y finalmente EOS, un software proporcionado por CubeSpace capaz de simular la dinámica del satélite para una determinada órbita. Este entorno nos permite realizar un bucle cerrado con el computador del ADCS y la algoritmia experimental, permitiendo cualquier tipo de prueba que especifique unas condiciones iniciales en cuanto a la órbita, posición y momentos del satélite.

Pruebas unitarias: Su objetivo es determinar el correcto funcionamiento de cada componente de forma individual. En el caso del estimador, se comprueba cada sensor y en el caso del controlador se comprueba cada actuador.

Pruebas funcionales: Consisten en determinar el correcto funcionamiento de conjuntos de componentes y de sus interacciones. En el caso del estimador, se prueba que diferentes conjuntos de sensores obtengan una mejor estimación y no se produzcan derivas significativas o situaciones erróneas que tengan como origen un mal ajuste de los parámetros internos. En el caso de los controladores, el propósito es comprobar que partiendo de una situación exigente, se consigue recuperar el control y llegar a la consigna teniendo en cuenta las restricciones de tiempo y precisión.

Pruebas operacionales: Describen una serie de escenarios y conjuntos de comandos que emularán los procedimientos de *"commissioning"* y otros modos operacionales como la navegación y observación. Estos escenarios prueban completamente la algoritmia experimental y ofrecen unos resultados que permiten estimar los errores introducidos por el sistema ADCS que se obtendrán durante la operativa real.

Validación de requisitos no funcionales. El computador del ADCS, es considerado un sistema crítico en tiempo real, ya que debe obedecer una serie de restricciones temporales y de precisión durante su operativa. Mediante la ejecución de las pruebas anteriormente mencionadas se puede obtener un intervalo de confianza de la precisión del sistema, lo que nos facilita la validación de este requisito no funcional. Sin embargo, al contar con una solución comercial para el ADCS que no permite depuración alguna del software que ejecuta, se dificulta el proceso de instrumentación y toma de medidas de rendimiento.

Fue necesaria la caracterización del ciclo de control del ACP y de sus tareas cíclicas mediante un conjunto de pruebas de caja negra, con el objetivo de determinar los tiempos de toma de medidas de sensores, el plazo máximo de cómputo de la actitud y el periodo de trabajo de los actuadores.

Los resultados obtenidos nos permiten determinar que, de forma paralela y sincronizada con el ACP, se ejecuta un ciclo de control que gobierna a los actuadores y que introduce un retraso efectivo de un ciclo (1s) para los valores comandados. Estos resultados permiten relajar las restricciones en el plazo de cómputo de la actitud, puesto que no se ve limitado por el periodo de trabajo de los actuadores. Además, es necesario actualizar los modelos de los controladores para que reflejen el comportamiento real del sistema y no se produzcan discrepancias en cuanto al retraso del comandado de los actuadores.

Adicionalmente, se han aplicado optimizaciones sobre la algoritmia que han permitido acelerar su ejecución hasta 5.3 veces, rebajando los tiempos de cómputo al orden de los 100ms y ofreciendo un amplio margen respecto al plazo máximo del ciclo de control del ACP.

Aportación final: Con la integración de la algoritmia experimental en el ADCS se consigue una solución dual que nos permite asegurar el cumplimiento de los requisitos de misión y conseguir así la precisión necesaria para la operación de la carga útil de observación. Además, la extensibilidad del diseño permitirá añadir nuevos estimadores y controladores mejorados de forma modular.

Gracias a las nuevas cuestiones que nos ha hecho enfrentarnos este ADCS dual, se ha obtenido un mayor conocimiento de la operativa, permitiendo ajustar con mayor precisión el comportamiento modelado a las particularidades del sistema real, obteniendo un incremento significativo en el desempeño total del ADCS.

Bibliografía

[1] CubeSpace *ADCS User coded Controller and Estimator using OpenACP,*

[2] Víctor P. L, (2021) *Generación y Validación Automática de Algoritmos de Control de Actitud para los Nanosatélites ANSER,*

[3] ESA-ECSS (2009) E- ST-40C.

Commissioning del ADCS de ANSER

Eduardo de la Rosa Padrón[1], Elisa Muñoz Ramos[2], César Arza González[3]

Instituto Nacional de Técnica Aeroespacial, INTA (erospad@inta.es[1]
munozre@inta.es[2]
arzagc@inta.es[3])

Introducción: Tras la fase LEOP (*Launch and Early Orbit Phase*) y previo al inicio de la explotación científica de una misión espacial se encuentra la fase de *commissioning*, etapa en la cual cada uno de los subsistemas que conforman el satélite se somete a un procedimiento para comprobar que su estado de salud tras el lanzamiento es el adecuado, y que su funcionalidad se corresponde con lo esperado.

En la misión ANSER (*Advanced Nanosatellites Systems for Earth Observation Research*), una de las actividades más complejas a realizar durante estas fases críticas de la misión son las relativas a la verificación funcional del subsistema ADCS (*Attitude Determination and Control System*), ya no sólo por ser un subsistema de vital importancia para conseguir los objetivos de la misión, sino porque se trata de un subsistema complejo con multitud de sensores, actuadores, modos de estimación, modos de control, etc.

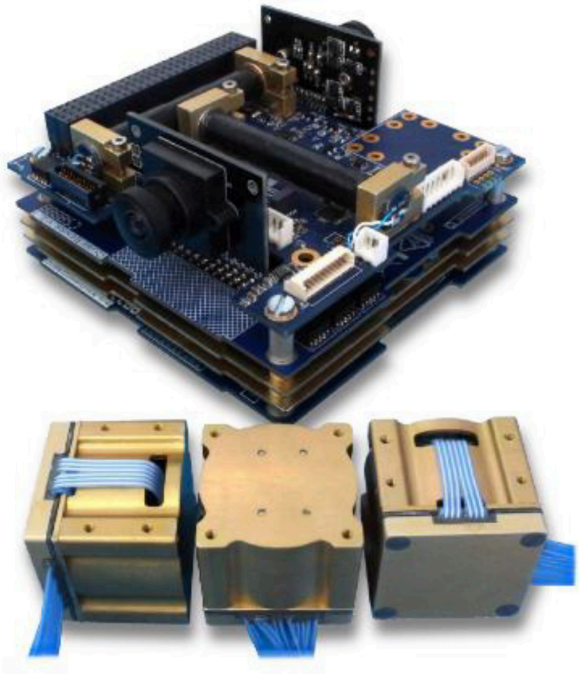


Figura 1: CubeADCS 3-Axis (Fuente: CubeSpace)

El ADCS seleccionado para la misión ANSER es el CubeADCS 3-Axis fabricado por la empresa CubeSpace. Este subsistema se comunica con el OBC (*On-Board Computer*) del satélite mediante una interfaz I²C (por medio de un bus PC104), a través de la cual se intercambian Telecomandos y Telemetrías.

***Commissioning* del ADCS:** El punto de partida para la definición de las actividades de verificación del ADCS ha sido el *Commissioning Manual* proporcionado por CubeSpace [1]. Estas actividades se han distribuido en procedimientos autocontenidos denominados OGOPs (*On-Ground Operational Procedures*) que combinan tanto actividades autónomas realizadas por el propio OBSW (*On- Board Software*) denominadas OBOPs (*On-Board Operational Procedures*), como actividades de chequeo y verificación por parte del segmento terreno. Estos OGOPs se ejecutan en una secuencia de forma consecutiva, excluyente y ordenada hasta completar la verificación funcional.

En términos generales un OGOP consiste en el comandado desde tierra de la ejecución de un cierto OBOP, en la descarga de la telemetría generada durante su ejecución y en el análisis de dicha telemetría para verificar si el comportamiento del subsistema es acorde al esperado. La ejecución exitosa de un OGOP dará lugar a la ejecución del siguiente en la secuencia hasta completar toda la fase de *commissioning* del ADCS. El resultado no acorde a lo esperado da lugar a la ejecución de OGOPs que permiten obtener información para reconducir las actividades de verificación hacia la secuencia nominal.

Actividades principales que se realizan durante el *commissioning* del ADCS

Booting ADCS. Cuando se produzca la suelta del satélite del lanzador se alimentarán de forma automática los siguientes subsistemas vitales del satélite: OBC, EPS (*Electrical Power System*) y ADCS. Una vez alimentado este último se ejecuta el *bootloader* encargado de iniciar el programa principal del ADCS, el CubeACP (*ADCS Control Program*). Si arranca correctamente, se ejecutarán una serie de actividades básicas de inicialización del ADCS.

Initial Angular Rate Estimation. A pesar de que en este momento el ADCS ya se encuentra encendido, todavía no se aplica ninguna algoritmia de estimación ni de control. Como el satélite se encuentra sin control, las perturbaciones producidas por el entorno espacial harán que este comience a "dar tumbos" sobre sí mismo de forma caótica. Previo al frenado del satélite es necesario estimar su velocidad angular, con el fin de determinar la ley de control más conveniente a aplicar. Esta estimación se obtiene filtrando medidas del campo magnético terrestre mediante un RKF (*Rate-Kalman-Filter*).

Detumbling/Y-Thomson. Inicialmente se aplica un control *Detumbling* (tipo BDot) que hace uso exclusivamente del magnetopar en el eje Y para amortiguar las velocidades angulares en los ejes X y

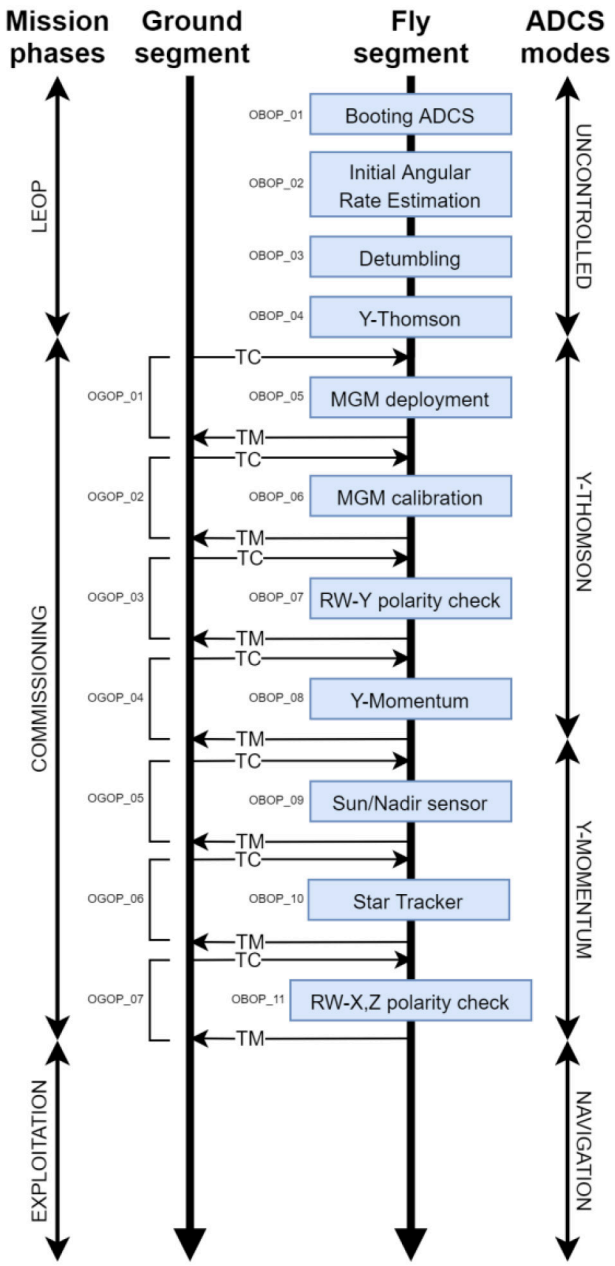


Figura 2: Secuencia de actividades relacionadas con el commissioning del ADCS.

Z. Una vez reducidas estas velocidades se pasa a aplicar un control *Y-Thomson* (usando magnetopares en los 3 ejes), que consiste en poner a girar al satélite únicamente dentro del plano orbital (alrededor del eje Y orbital en sentido horario, triedro LVLH).

Despliegue del magnetómetro. El magnetómetro es un sensor que mide el campo magnético terrestre con bastante exactitud, por lo que sus medidas son susceptibles de verse afectadas por cualquier perturbación magnética originada por el propio satélite, como por ejemplo motores eléctricos, antenas, paneles solares, etc. Por esta razón, el magnetómetro está integrado en un elemento desplegable que lo mantendrá alejado lo máximo posible del resto de elementos para evitar interferencias. En este paso se comanda el despliegue de este elemento.

Calibración del magnetómetro. La calibración del magnetómetro puede ajustarse mediante un procedimiento que involucra el muestreo del campo magnético terrestre durante al menos una órbita completa. Estas medidas son procesadas en tierra mediante un método de mínimos cuadrados para encontrar tanto el *bias* como la matriz de sensibilidad del magnetómetro actualizada.

Comprobación Y-Reaction Wheel. Hasta el momento, los únicos actuadores que se han empleado para controlar al satélite han sido los magnetopares. Para poder comenzar a utilizar también las ruedas de reacción, primero hay que comprobar que están correctamente configuradas. En primer lugar, se comprueba la *Y-Reaction Wheel* poniéndola a girar durante 2min a una velocidad constante específica para que esta absorba todo el momento angular del satélite.

Y-Momentum. Si la *Y-Reaction Wheel* funciona correctamente, podrá ser incorporada al set de actuadores utilizables. Gracias a ello se puede activar el modo de control *Y-Momentum*. Este modo de control hace uso de la *Y-Reaction Wheel* para mantener el ángulo de *pitch* en torno a 0º, y los magnetopares para amortiguar las nutaciones en los ejes cuerpo X y Z.

Comprobación sensor solar/nadir. El estimador de actitud (3x ángulos de Euler + 3x velocidades angulares) más completo que ofrece CubeSpace es un EKF (*Extended Kalman Filter*). En general, este estimador combina las medidas del magnetómetro, el *Star Tracker* y los sensores solares y de nadir. Antes de incluir las medidas de estos dos últimos sensores al EKF se ha de comprobar que funcionan correctamente.

Comprobación Star Tracker. Se comprobará que el *Star Tracker* es capaz de detectar e identificar al menos 3 estrellas en la bóveda celeste que le permitan determinar la actitud. En caso afirmativo, podrán incluirse también sus medidas al EKF.

Comprobación X,Z-Reaction Wheel. Por último, y de forma similar a cómo se hizo con la *Y-Reaction Wheel*, se deben comprobar que las otras 2 ruedas de reacción -X y Z- funcionan acorde a lo esperado. En esta ocasión, la *Y-Reaction Wheel* se mantiene girando al valor que le permita mantener al satélite en *Y-Momentum*, mientras que la rueda a la que se esté sometiendo a test se comanda a 200 rpm y se comprueba la respuesta dinámica del satélite.

Tras finalizar este último paso, todos los componentes (sensores y actuadores) habrán sido verificados. Si todo es correcto, se darán por finalizadas todas las actividades de *commissioning* del ADCS y se podrá comandar la transición a modo NAVEGACIÓN (eje cuerpo Z orientado con el vector velocidad, control en 3 ejes).

Bibliografía

[1] CubeSpace (2020) *CubeADCS 3-Axis Commissioning Manual*.

Aplicaciones del aprendizaje automático en la mejora de los modelos de predicción orbital

Fernández Villar, Álvaro

Instituto Nacional de Técnica Aeroespacial. afervil@inta.es

Introducción: El propósito fundamental de esta investigación es desarrollar una algoritmia de alta precisión que permita predecir la evolución del vector de estado de un satélite a lo largo del tiempo combinando los modelos de la física clásica que describen el movimiento perturbado del satélite con modelos avanzados de machine learning, con objeto de minimizar los errores que introducen los primeros en el cálculo de las perturbaciones orbitales. A su vez, se espera que el coste de memoria y el tiempo computacional requeridos para llevar a cabo las propagaciones orbitales con los modelos combinados, sea considerablemente inferior al coste computacional necesario para integrar las ecuaciones diferenciales que definen el movimiento de un satélite LEO sometido a todas las perturbaciones que afectan a su trayectoria a lo largo del tiempo. Esta premisa permitirá poder utilizar estos modelos para llevar a cabo el cálculo de maniobras orbitales en vuelo, donde las restricciones de memoria son considerables.

Motivación: La investigación presente se encuadra dentro de los programas de pequeños satélites ANSER y ANSER-AT del Instituto Nacional de Técnica Aeroespacial, y tiene como finalidad formar parte del desarrollo de un sistema de maniobras de control de autónomo para el vuelo en formación de los satélites de la misión ANSER- AT.

Una de las características más importantes de la misión es que las maniobras orbitales que permitirán el control de la formación se llevarán a cabo únicamente por medio de sistemas de propulsión pasivos, aprovechando únicamente el aumento o disminución del empuje producido por las fuerzas aerodinámicas de resistencia (drag) y sustentación (lift) en los satélites, al realizar variaciones diferenciales en la actitud de los mismos. A su vez, la intención futura de que estas maniobras de control se hagan de forma autónoma en vuelo implica que el coste computacional del cálculo del vector de estado de satélite a lo largo del tiempo se optimice considerablemente para poder adecuarlo a las capacidades del ordenador de "a bordo". A este hándicap se une la dificultad intrínseca de conocer la posición del satélite de forma precisa debida a la incertidumbre en la medida de algunos parámetros que entran en juego en los modelos físicos y que introducen errores difíciles de corregir que se propagan y se amplifican en el tiempo. Es el caso por ejemplo de la densidad atmosférica, que juega un papel fundamental en el cálculo de las fuerzas de drag y lift.

Con el objetivo de solventar estos problemas, se están llevando a cabo estudios y desarrollando algoritmos que permiten combinar los modelos físicos de predicción de órbitas con modelos de aprendizaje automático.

Metodología: Partiendo de la ley gravitacional de Newton y la teoría clásica de la dinámica orbital, podemos expresar matemáticamente el movimiento de un satélite por medio de la conocida ecuación [1]:

$$m\ddot{\boldsymbol{r}} = -\frac{m\mu}{|\boldsymbol{r}|^3}\boldsymbol{r} + \boldsymbol{F}_p$$

donde $\boldsymbol{r}$ es el vector de posición, $\ddot{\boldsymbol{r}}$ es el vector aceleración del satélite, m es la masa del satélite, μ es el parámetro gravitacional estándar y $\boldsymbol{F}_p$ son todas las fuerzas de perturbación excepto el término principal del potencial gravitatorio.

A su vez, $\boldsymbol{F}_p$ se descompone en una serie de fuerzas perturbadoras conocidas en la forma:

$$\boldsymbol{F}_p = \boldsymbol{F}_g + \boldsymbol{F}_{rad} + \boldsymbol{F}_{drag} + \boldsymbol{F}_{lift} + \boldsymbol{F}_{rel} + \boldsymbol{F}_b + \boldsymbol{F}_\epsilon$$

donde $\boldsymbol{F}_g$ es la fuerza del potencial gravitatorio excepto el primer término, $\boldsymbol{F}_{rad}$ es la fuerza de presión de radiación solar, $\boldsymbol{F}_{drag}$ es la fuerza de resistencia aerodinámica, $\boldsymbol{F}_{lift}$ es la fuerza de sustentación aerodinámica, $\boldsymbol{F}_{rel}$ son las fuerzas procedentes de tener en cuenta la relatividad general, $\boldsymbol{F}_b$ es la suma de las perturbaciones inducidas por el tercer cuerpo (teóricamente, el resto de cuerpos celestes del universo) y $\boldsymbol{F}_\epsilon$ es un término que tiene en cuenta el error en el cálculo de las perturbaciones.

Es este último término $\boldsymbol{F}_\epsilon$ el que da lugar a errores en la predicción de la posición del satélite a lo largo del tiempo y es el que ha motivado la investigación y el desarrollo de modelos de aprendizaje automático que permitan minimizar este error de los modelos de predicción tradicionales. Además, la metodología a partir de la cual se construyen los modelos, y que a continuación se detalla podría ser aplicada en cualquier otro caso de estudio en la que se parta de un modelo predictivo con un error asociado en los cálculos y datos reales con los que entrenar y validar los modelos.

Al disponer de estos datos reales con los que entrenar y validar los modelos, o etiquetas (como se conoce en la literatura de aprendizaje automático) nos enfrentamos claramente a un problema de apren-

dizaje supervisado, y en concreto, a un problema de regresión. En nuestro caso, los datos reales con los que validaremos los modelos son datos procedentes de determinaciones realizadas a partir de datos de GPS para épocas anteriores a las que queremos propagar.

Matemáticamente, podemos establecer que para una cierta época t_i, el vector de posición y velocidad (vector de estado) del satélite predicho x_i (rxi , ryi , rzi. vxi . vvi. vzi), podría ser expresado como

$$\boldsymbol{x}_i = \overline{\boldsymbol{x}}_i + \boldsymbol{\varepsilon}_i$$

donde $\boldsymbol{x}_i$ es la predicción del modelo físico y $\boldsymbol{\varepsilon}_i$ es el vector de error asociado de este último para cada una de las seis componentes y que deberá ser calculado por los modelos de regresión previamente entrenados en épocas anteriores a t_i, para poder encontrar el verdadero valor del vector de estado $\boldsymbol{x}_i$. Suponiendo que la primera época en la que queremos predecir el vector de estado es t_i, dispondremos de un dataset para el entrenamiento, validación y testeo de los modelos para épocas $t_{i-n-1}, t_{i-n-2}, t_{i-n-3} \ldots$ con $n \geq 0$, es decir, datos del vector de estado en sus seis componentes con su época asociada. La metodología que se ha seguido para modelizar este error puede resumirse en los siguientes pasos:

1. Dividir nuestro dataset en tres conjuntos de datos, uno de entrenamiento, otro de validación y otro de pruebas.

2. Para aquellas épocas del conjunto de entrenamiento y de validación propagar el vector de estado $\boldsymbol{x}_i$, desde la primera época del dataset a cada una de las épocas en las que se dispongan de datos utilizando un modelo físico de alta precisión, obteniendo $\boldsymbol{x}$ en cada una de las épocas en las que se dispone del valor real $\boldsymbol{x}$ procedente de determinaciones a partir de valores de GPS.

3. Calcular el valor de $\boldsymbol{\varepsilon}$ para cada una de esta épocas. Recordemos que $\boldsymbol{\varepsilon}$ es un vector de seis componentes, tres de posición y tres de velocidad.

4. Generar seis nuevos datasets de 14 atributos con los que entrenaremos cada uno de los seis modelos que crearemos, uno para cada componente de $\boldsymbol{\varepsilon}$. Los atributos serán, para cada una de las épocas, los siguientes: el tiempo propagado desde la época inicial, el valor obtenido de $\boldsymbol{x}$ para cada época, el valor de $\boldsymbol{x}$ de la primera época y el valor de $\boldsymbol{\varepsilon}$ para la coordenada correspondiente a dicho modelo y dicha época.

5. Calcular para cada componte de $\boldsymbol{\varepsilon}$ los tres mejores modelos de regresión (de entre los modelos descritos en el estado del arte para realizar tareas de aprendizaje supervisado de regresión) con los hiperparámetros que optimicen la métrica $\boldsymbol{R}^2$, utilizando los dataset generados en el paso anterior.

6. Utilizar técnicas de combinación de promediado de votos (blending, voting regressor) para combinar las predicciones de los modelos para cada componente de $\boldsymbol{\varepsilon}$, y obtener seis modelos optimizados de regresión.

7. Calcular para cada una de las épocas del dataset de pruebas el valor de $\boldsymbol{x}$ y el valor de $\boldsymbol{\varepsilon}$ por medio del modelo físico de alta precisión y los modelos generados en el paso anterior, respectivamente, y testear los resultados obtenidos con los valores de $\boldsymbol{x}$ del dataset de pruebas.

8. En el caso de que la precisión resultante sea satisfactoria, guardar los modelos para su posterior despliegue y utilización en la plataforma adecuada. En caso de que queramos seguir reduciendo el error, volver al paso 5 y encontrar una mejor combinación de hiperparámetros de los modelos de regresión escogidos y repetir los pasos 6,7 y 8.

Resultados: Siguiendo esta metodología, se ha llevado a cabo un estudio preliminar con datos del

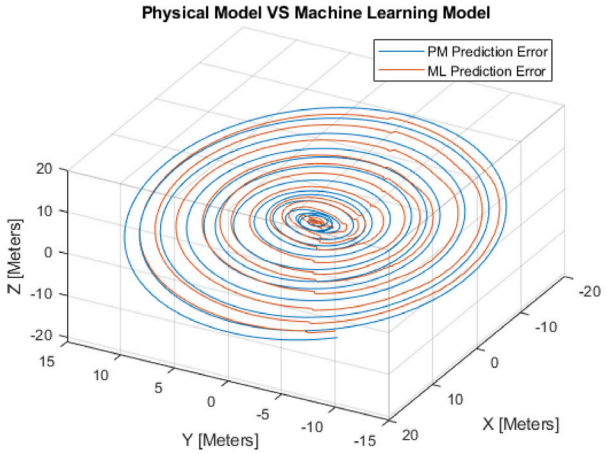


Figura 1. Resultados de una simulación con los modelos de Machine Learning combinados.

satélite español PAZ. En el modelo híbrido aquí obtenido se ha empleado un propagador orbital de alta precisión como modelo físico (HPOP) que tiene en cuenta todas las perturbaciones que se han descrito en el apartado de metodología y unos modelos de Machine Learning que consisten en una combinación de árboles de regresión y modelos del tipo K-Nearest Neighbors. La fase de test de esta simulación se ha llevado a cabo con datos de órbitas para una ventana temporal de predicción de 1 día completo, mientras que la ventana temporal de los datos utilizados en la fase de entrenamiento y validación ha sido de 3 días completos. En la figura 1 se representa el error (valor real menos valor calculado) para el vector de posición obtenido por el modelo físico (línea azul) y por el modelo híbrido (línea naranja) en cada una de las tres dimensiones a lo largo de un día. Podemos ver ya en este primer estudio que el modelo híbrido consigue reducir el error con respecto al modelo físico, por lo que la metodología presentada se comprueba que es válida. En otros estudios preliminares que se han llevado a cabo se ha comprobado además que este error se reduce tanto más cuanto más datos de entrenamiento se utilizan y por lo tanto, el trabajo futuro ahora será optimizar estos modelos entrenándolos con más datos para poder encontrar patrones que relacionen el tamaño de la ventana temporal de datos de entrenamiento con la reducción del error en función de la ventana temporal de predicción (test).

Bibliografía

[1] Montebruck, O. and Gill, E., (2000). Satellite Orbits: Models, Methods and Applications. 1st ed.

Nuevas técnicas de medida de limpieza magnética en los programas de satélites del INTA. Misión ANSER

S. F. Romero[1], M.A. Rivero[3], A. R. de Aragón[3] S R. Bustabad[2] y M. D. Michelena[1]

[1] Área de Magnetismo Espacial, Departamento de Cargas Útiles y Ciencias del Espacio del INTA, Madrid

[2] Departamento de Programas Espaciales del INTA, Madrid

[3] ISDEFE como Consultora Externa para INTA, Madrid

Introducción: Año tras año se ha incrementado la necesidad de mantener bajo control la contaminación magnética de los satélites o de cualquier plataforma espacial. El control de la contaminación magnética de las piezas y de los equipos electrónicos es de suma importancia para el éxito de la misión ya que podría provocar errores de posicionamiento del sistema de determinación y control de actitud (ADCS) y lecturas erróneas en sensores importantes como los magnetómetros. El Área de Magnetismo Espacial ha participado en la instrumentación magnética o en el control de la limpieza magnética de las misiones más recientes del INTA (Fig. 1) como NANOSAT-01, NANOSAT 1B (2009), OPTOS (2013) y ANSER (2022) [1, 2].

Figura 1: Misiones Espaciales del INTA (www.inta.es)

Al igual que los diseños de los satélites, las capacidades y el conocimiento del Área de Magnetismo Espacial han ido incrementándose, participando en ensayos en múltiples misiones como Rosetta, Lisa-Pathfinder, Goce, Sentinel 2-5, SeoSat-Ingenio, Solar Orbiter, OneWeb y Juice [3, 4]. sofisticadas de Europa ubicada en la región forestal del Campus de Torrejón de Ardoz, en el edificio K- 11, que amplía la capacidad de ensayo ofreciendo un entorno limpio de contaminación magnética. Se ha construido en un área de mínimo gradiente de campo magnético. El edificio, aislado de otras construcciones, tiene una planta de 10 x 8 m^2, y ha sido construido con materiales no magnéticos (Fig.2 A). El control de temperatura y humedad se logra mediante un sistema ubicado a 25 m de distancia del edificio y controlado remotamente. Está provisto de dos sistemas de bobinas *Helmholtz* de tres ejes para un volumen de ensayo de aproximadamente 1 m^3, además de un sistema de bobinas específico para desimanación. Los sistemas de bobinas están alineados con el norte magnético. Las bobinas internas se utilizan para la aplicación de campos magnéticos y las bobinas externas, para la compensación del campo geomagnético (Fig.2 B). El interior tiene capacidad para albergar el voluminoso equipo eléctrico de apoyo en tierra (EGSE) para los sistemas sometidos a prueba.

El propósito de este trabajo es describir las medidas magnéticas específicas que se han realizado en los modelos de vuelo de dos satélites de la misión ANSER (Advanced Nanosatellites Systems for Earth observation Research) para asegurar la limpieza magnética necesaria y el correcto funcionamiento de sus dispositivos magnéticos.

Descripción de las mejoras en las instalaciones para la caracterización magnética y en los procedimientos de ensayo. En los últimos años las instalaciones para la realización de este tipo de ensayos se ha mejorado notablemente. Desde 2016, se cuenta con una de las instalaciones de ensayos magnéticos más

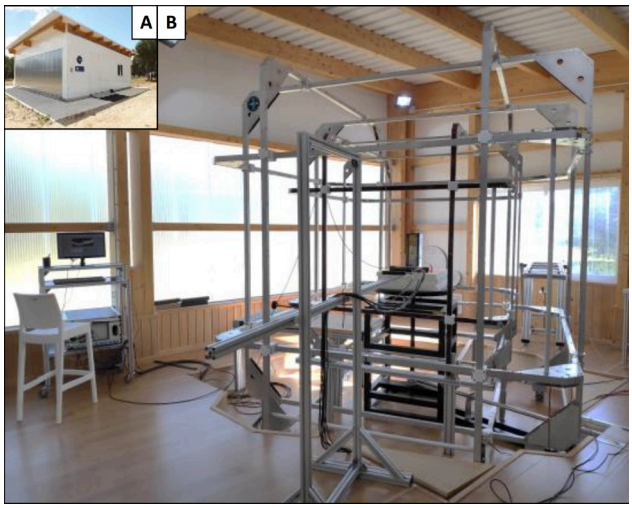


Figura 2: A) Edificio K11 B) Conjuntos de bobinas Helmholtz

Las medidas realizadas a los últimos satélites incluyen: la determinación del momento magnético residual e inducido de satélites completos, y la caracterización de los magnetómetros y otros dispositivos magnéticos embarcados.

El método seguido para calcular el dipolo magnético residual del satélite en diferentes modos de operación está basado en la normativa ECSS de la ESA [2] con algunas mejoras. Para cada cálculo del momento magnético utilizamos 7 sensores magnéticos tipo fluxgate ubicados en el eje Este- Oeste del campo magnético terrestre a diferentes distancias y apuntando al centro geométrico del satélite (ver Fig 3). Con esta disposición, es posible comprobar la bondad del ajuste de la medida de campo al cálculo del momento dipolar equivalente, que debe ser proporcional a r^{-3}, siendo r la distancia entre el equipo y la posición en la que se mide el campo. Finalmente, se debe repetir esta medición para los 6 semiejes del satélite, girando el equipo sobre la mesa giratoria.

Figura 3: Medida de Momento Magnético (ANSER Leader)

La misma configuración de medida se utiliza para el cálculo del momento magnético inducido, siendo necesario en este caso la compensación del campo magnético terrestre y la aplicación de un campo externo previamente calibrado de -70 µT y +70 µT sobre cada eje del equipo.

Para la caracterización de los magnetómetros embarcados también se utilizan las técnicas de compensación de campo magnético terrestre y la aplicación de campos específicamente calibrados dentro del rango de funcionamiento. Por ejemplo, en el caso de ANSER se aplicaron niveles de campo magnético desde -50 µT hasta +50 µT en saltos de 5 µT (ver Fig 4).

Resultados y Conclusiones. Los valores de los momentos magnéticos de las diferentes medidas obtenidas por aproximación dipolar del campo, con su incertidumbre de los valores de los momentos magnéticos, se muestran en la Tabla 1.

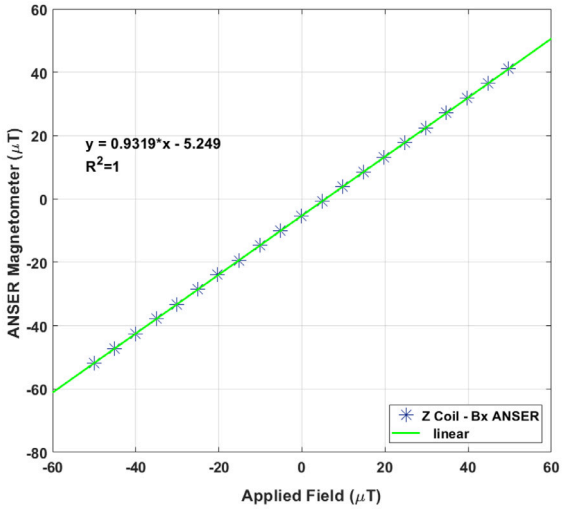


Figura 4: Caracterización del magnetómetro (ANSER Follower)

	m_x (mA·m²)	m_y (mA·m²)	m_z (mA·m²)	|m| (mA·m²)
ANSER Leader Observation Mode	1.3 ± 1	-1.5 ± 2	-4.9 ± 1	5.3 ± 3
ANSER Follower Observation Mode	-11.6 ± 1	-5.1 ± 2	-9.2 ± 2	15.7 ± 2

■ Tabla 1. Valores de momento magnético.

La mejora continua en las instalaciones y en los procesos de medida lleva aparejado una disminución de la contaminación magnética de las plataformas desarrolladas. Los resultados de los satélites de la misión ANSER son muy bajos tanto en momento magnético remanente como inducido. La verificación de los dispositivos magnéticos embarcados también ha resultado satisfactoria. Las mejoras de estos métodos de medida contribuirán a lograr los objetivos de posicionamiento de alta resolución con constelaciones de nano-satélites que persigue la misión ANSER.

Reconocimientos: Los autores desean agradecer a todo el personal del Proyecto ANSER por su apoyo en la realización de estas mediciones. Este trabajo ha sido financiado por el Programa Español de Investigación, Desarrollo e Innovación con la referencia PID2020-119208RB-I00 (MINOTAUR).

Bibliografía

[1] S. F. Romero et al. (2022) "Magnetic Cleanliness Activities in Advanced Nanosatellites Systems for Earth Observation Research - Anser Mission" Proceedings of the 2022 ESA Workshop on Aerospace EMC, pp. 1-6.

[2] ECSS-E-ST-20- 07C Rev. 1 – Space Engineering – Electromagnetic Compatibility. European Cooperation for Space Standardization (ECSS), ESA-ESTEC, 7th February 2012.

[3] M. D. Michelena et al. (2019) "Adaption of magnetic cleanliness facilities and procedures to overcome the new challenges of the scientific missions" Proceedings of the 2019 ESA Workshop on Aerospace EMC, pp. 1-5.

[4] M. D. Michelena et al., (2019) "New Techniques of Magnetic Cleanliness for Present and Near Future Missions," EMC EUROPE, pp. 727-730.

Desplegando constelaciones, Pocketpod. Retos y lecciones aprendidas

Sergio Sarasola Merino

Director de Ingeniería, FOSSA Systems S.L.

Introducción: Desde la gestión de la misión con los distintos proveedores de lanzamiento hasta las campañas de calificación y aceptación, el acceso a orbita presenta numerosos retos ingenieriles y de planificación, muchos de estos retos se han visto incrementados en la realidad del espacio actual. Este texto señalará las metas alcanzadas y las lecciones aprendidas por FOSSA Systems S.L., una empresa española que pretende democratizar el acceso al espacio, ofreciendo los precios más competitivos de la industria gracias a su PocketPOD, un *deployer* de fabricación propia cuya historia ejemplifica el trabajo de interfaz, fundamental, entre un lanzador y el propietario del satélite.

El Proceso de Diseño: En 2019 FOSSA participó activamente en el desarrollo y calificación del "PicoBus" un deployer capaz de alojar hasta 8 picosatélites (satelites cuya masa es inferior a 1 Kg). Tras completar todos las pruebas ambientales el "PicoBus" participó en el vuelo inaugural del lanzador Alpha de la estadounidense FireFly Aerospace.

Poco tiempo después FOSSA, constituida como empresa, comenzó el desarrollo y optimización iterativa de su propia solución de despliegue, conocida como PocketPOD y diseñada para ser ligera, barata y extremadamente fácil de ensamblar y utilizar, además de ser compatible con los sistemas de despliegue de todos los proveedores de lanzamiento actuales.

	m_x (mA·m²)	m_y (mA·m²)	m_z (mA·m²)	|m| (mA·m²)
ANSER Leader Observation Mode	1.3 ± 1	-1.5 ± 2	-4.9 ± 1	5.3 ± 3
ANSER Follower Observation Mode	-11.6 ± 1	-5.1 ± 2	-9.2 ± 2	15.7 ± 2

Figura 1: FOSSA PocketPOD v.0.4 (Fuente: FOSSA Ingeniería)

Esta técnica de diseño, ágil e iterativa ha permitido a FOSSA llegar a su solución actual, el PocketPOD v.1.0, el cual cuenta con nivel de TRL 9 y con una masa en vacío inferior a 1.5 Kg.

Además de obtener un producto competitivo a nivel comercial, este desarrollo enfrentó al equipo de ingeniería y administración de FOSSA con los retos y dificultades propias de las campañas de lanzamientos y ensayos, algunos de los cuales se detallarán a continuación.

Retos y Condicionantes: El aún alto coste de acceso a orbita pone a los pequeños satelites ante la imposibilidad de afrontar los costes de un lanzamiento dedicado. Este condicionante impone la adhesión de dichos satelites en lanzamientos compartidos o como cargas de pago secundarias. Introduciendo factores limitantes como:

- *Número de órbitas accesibles*. Especialmente importante para el despliegue de constelaciones.
- *Plazos de desarrollo*. Restringidos por los tiempos de integración y dilatados especialmente por los márgenes aplicados por cada una de las entidades involucradas.
- *Requisitos para pruebas ambientales*. Pueden llegar a suponer un porcentaje muy importante del coste total de desarrollo, algo a veces inasumible para ciertas empresas.

Este último factor, los requisitos ambientales, vienen a definir uno de los mayores esfuerzos ingenieriles a realizar, los distintos ensayos y niveles en campañas de calificación, aceptación y *protoflight*. Durante el desarrollo del PocketPOD se llevaron a cabo más de una decena de ensayos entre vibraciones, *shock*, termo vacío y compatibilidad eléctrica, de cara a completar su validación total.

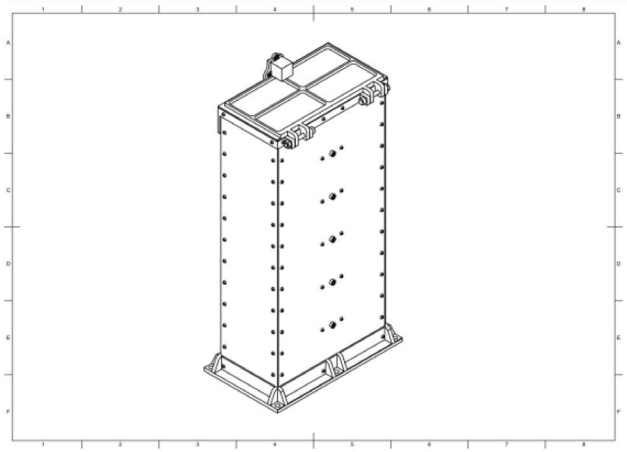


Figura 2: PocketPOD v.0.9 Prueba de TVAC (Fuente: FOSSA Ingeniería)

***Brokerage*:** Este término se podría definir como la gestión de la distribución del espacio interno del *deployer*, pero también incluye actividades como la derivación y adaptación de los requisitos desde el lanzador hasta el pequeño satélite y la gestión de los tiempos de integración y validación.

Los requisitos tales como la adaptación de los niveles para pruebas ambientales, así como la definición de documentos de control,

aguas arriba de cara al lanzador (p.ej. necesidades eléctricas) y también aguas abajo de cara al cliente (p.ej. máximo volumen o masa admisible)

La gestión de los tiempos cobra también especial importancia, sobre todo en la realidad del espacio actual, donde la rapidez en los desarrollos y en los tiempos a órbita muchas veces suponen una de las principales fuentes de valor de muchas empresas. Esto sumado a la necesidad de utilizar lanzamientos compartidos, genera una situación de inflexibilidad absoluta, en tiempos, por parte del lanzador, muchas veces difícil de equilibrar con la demanda constante de flexibilidad por parte de los clientes, que normalmente desarrollan sus productos con diseños iterativos e innovadores que requieren de dicha flexibilidad.

Por último, pero no menos importante es de obligatoria mención el gran volumen de carga de trabajo administrativa y de gestión, requisito indispensable a la hora de acceder al espacio. Este apartado que se extiende desde la gestión y revisión de licencias de órbita/espectro hasta la coordinación post lanzamiento entre compañías o estados, puede llegar a durar varios años en algunos casos y representar un gran obstáculo para el avance de compañías de reciente creación que aspiran al espacio por primera vez.

Operación en Órbita: Dos PocketPODs ya han volado al espacio, desplegando con éxito 8 satelites de tres nacionalidades distintas. Actualmente otros 8 satelites se encuentran encapsulados y listos para ser lanzados.

Figura 3: PocketPODs montado en estructura de Exolaunch (Fuente: Exolaunch)

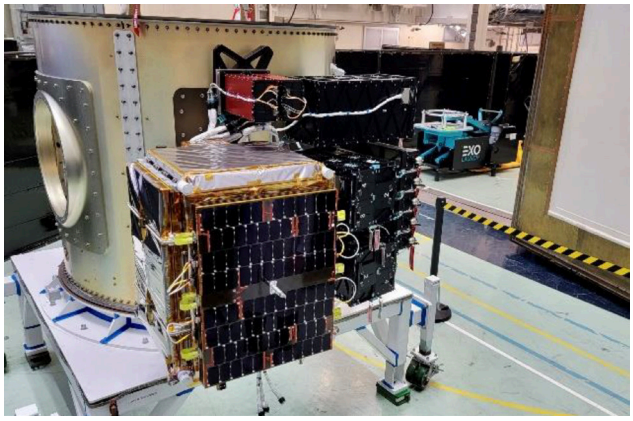


Figura 4: PocketPODs montados en anillo completo (Fuente: Exolaunch)

FOSSA pretende mantener una cadencia alta de lanzamientos a lo largo de los próximos años intentando reducir aún más el acceso a órbita tanto a nivel económico como logístico. Todo ello gracias a la experiencia adquirida y creando asi un acceso a órbita más asequible para cada vez más organizaciones privadas o del ámbito educativo o amateur.

Figura 5: PocketPOD v.1.0 tras despliegue (Fuente: SpaceX)

Reconocimientos: A todo el equipo de FOSSA que ha participado en el desarrollo del PocketPOD. Especialmente a Beatriz por su dedicación y paciencia.

SMARTLID3 - Un LIDAR espacial para futuros servicios en órbita

Jesús Aivar

Director Comercial y de Innovacion de LIDAX

LIDAX, compañía española especializada en el desarrollo de equipos ópticos y optoelectrónicos espaciales para instrumentación científica avanzada tiene un contrato con la Agencia Espacial Europea (ESA) para el desarrollo de un LIDAR - *LIght /Laser Imaging Detection And Ranging*, para aplicaciones espaciales.

Este compacto sensor LIDAR, cuyo nombre comercial es SMARTLID3, permitirá medir distancias sin contacto, en un rango desde 1.5m hasta unos 300m, obteniéndose una nube de puntos 3D en tiempo real, gracias al novedoso sistema de escaneo que incorpora, sin partes móviles o mecanismos.

La tecnología que emplea este LIDAR se basa en un diseño muy compacto y de poco consumo que emplea elementos en estado sólido y que ha sido desarrollada estos últimos años por la empresa BEAMAGINE, socio tecnológico de Barcelona, para vehículos autónomos, siendo propietario de multitud de patentes.

Este LIDAR es sin duda un proyecto estratégico para España ya que resulta esencial para los sistemas de Guiado, Navegación y Control del Satélite (GNC), donde unas condiciones de iluminación variables y la necesidad de obtener medidas precisas de posición y orientación espacial, lo hacen indispensable para varias de los retos clave a los que se enfrenta la Agencia Espacial e Industria Europea, como son los sistemas de encuentro y acoplamiento de diferentes módulos ("Docking and Rendez-vous"), sistemas para la captura de basura espacial (Active Debris Removal), o vuelos en formación de microsatélites, entre otros.

Aunque la función de este LIDAR es proporcionar una nube de puntos 3D con la forma y orientación del objetivo, y la distancia precisa a la que se encuentra, en aplicaciones terrestres, estos datos se han llegado a combinar con la información proporcionada por otros sensores, como cámaras RGB, NIR; SWIR, polarimétricas o incluso cámaras térmicas, libre de errores de paralaje y en tiempo real, lo que amplía las posibilidades de visualización. Se busca que este proyecto permita aglutinar a otras entidades del panorama nacional en futuras fases de su desarrollo hasta alcanzar un modelo de vuelo que será validado en órbita. Para ello, se han mantenido contactos con otras empresas referentes del sector.

La duración de este contrato es de aproximadamente un año y medio, habiendo alcanzado satisfactoriamente el hito SSR (Revisión de Requisitos del Sistema) el pasado mes de Julio, y encontrándose actualmente en la fase de diseño de detalle del modelo de ingeniería.

Dentro del alcance del contrato está la fabricación e integración de un prototipo completamente funcional, que permita validar sus prestaciones críticas, sometiéndolo a una campaña de ensayos de vibración y ciclado en vacío térmico. Los resultados definitivos de este prototipo se obtendrán a finales de 2022.

Este proyecto ha sido apoyado por el Centro de Desarrollo Tecnológico Industrial CDTI, dado el carácter estratégico que supone para la industria espacial nacional y europea, habiendo constatado su potencial mercado tanto del sector espacial institucional como privado, al ser una alternativa muy competitiva frente a los sistemas que proporcionan algunas empresas estadounidenses.

Las principales ventajas que presenta esta tecnología LIDAR frente al resto son su gran campo de visión y precisión, su versatilidad y ausencia de parte móviles, así como su reducido tamaño y peso. Todo ello hace que en su conjunto se trate de un futuro producto espacial altamente competitivo, no sólo por las prestaciones técnicas alcanzadas sino también por su reducido coste.

Actualmente LIDAX se encuentra en conversaciones con algunas entidades para continuar con su desarrollo e integrar este tipo de sensores en sus sistemas de GNC, que implementarán las futuras misiones espaciales en la próxima década.

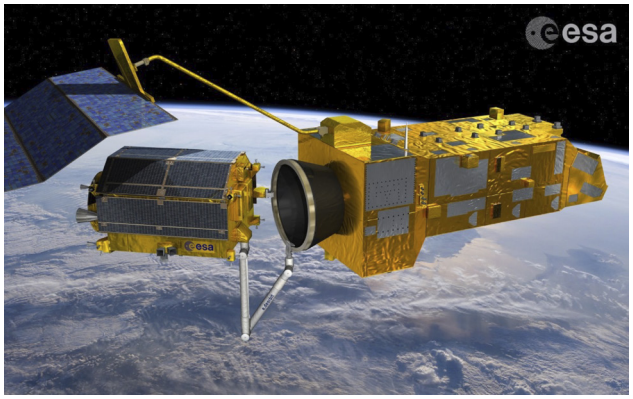


Figura 1: Misión e.Deorbit en el momento de la captura del Satélite mediante un brazo robótico (Fuente:ESA / David Ducros)

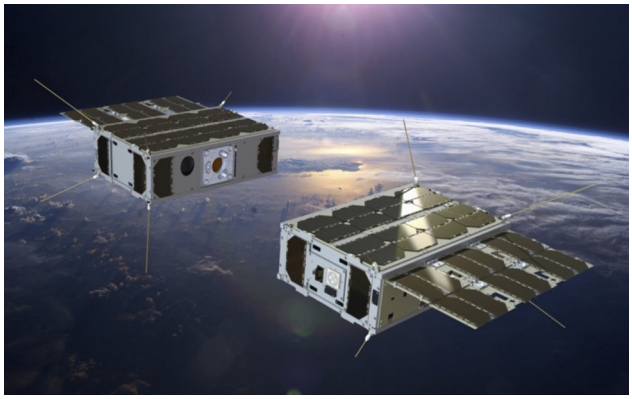


Figura 2: Misión RACE con Cubesats tipo 6U para demostrar operaciones de aproximación y acoplamiento. (Fuente:ESA)

Contribución de Airbus Crisa en Ariane 6

Jesús Ortiz

Airbus Crisa, (+34) 91 806 87 39, jesus.ortiz-martin@airbus.com

Introducción: Ariane 6 se está desarrollando en el marco de un programa de la Agencia Espacial Europea (ESA), teniendo a ArianeGroup como contratista principal, con el objetivo de ser la piedra angular del transporte espacial en Europa, proporcionando independencia en el acceso al espacio y siendo un producto competitivo en el mercado comercial.

Airbus Crisa se ha ocupado del desarrollo, calificación y producción de dos elementos clave de la aviónica de Ariane 6: la Unidad Pirotécnica Funcional (*Pyrotechnical Functional Unit*, PFU) y la Unidad Multi-Funcional Centralizada (*Centralized Multi-Functional Unit*, CMFU). Airbus SAS ha colaborado en el desarrollo de dos módulos electrónicos de la CMFU. Ambos productos cumplen con las directivas RoHS y REACh y están fabricados con soldadura sin Plomo, con componentes electrónicos comerciales y pasivación de Aluminio sin usar Cromo hexavalente. Airbus Crisa ha puesto en funcionamiento una cadena de producción para este tipo de equipos (soldadura sin Plomo) altamente automatizada, particularmente enfocada a la fabricación de grandes lotes, con una aplicación clara en lanzadores y grandes constelaciones de satélites.

Además, Airbus Crisa ha colaborado con Airbus SAS en el desarrollo de dos tipos de batería. Está en proceso el proceso de transferencia tecnológica para poder fabricar estas baterías a partir del decimoséptimo lanzador.

CMFU: es la unidad central de la aviónica de Ariane 6 y ha sido diseñada con un concepto modular, para poder albergar distintos tipos de funciones. Este concepto posibilita la capacidad de configuración del equipo y simplifica el esfuerzo necesario para dotar al equipo de nuevas funcionalidades. Hasta el momento se han desarrollado 5 variantes del producto. La CMFU integra funcionalidades que en Ariane 5 estaban distribuidas en 4 equipos distintos.

La Figura 1 muestra el conjunto de CMFUs que forman parte de un lanzador. Los rectángulos rojos indican las interfaces con la red de comunicaciones del lanzador, que usa el protocolo Ethernet determinista "Time-Triggered Ethernet", TTE. Las unidades se comunican entre sí según unas ventanas de comunicación que son configuradas por el responsable del sistema. Este protocolo ha sido usado por primera vez en una aplicación espacial en el vehículo Orion de la NASA, para el que Airbus Crisa suministra la unidad de control térmico, TCU, del módulo de servicio Europeo (Orion-ESM).

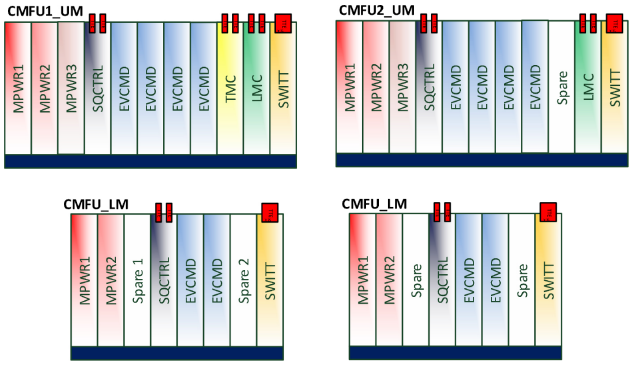


Figura 1 Configuraciones de la CMFU

El catálogo de funciones que han sido desarrolladas son:

- Condicionamiento y distribución de potencia (función MPWR). Controla el paso de la fuente de alimentación de Tierra a las baterías embarcadas y distribuye la potencia eléctrica al resto de equipos electrónicos.
- Switch TTE (función SWITT), encargado de enrutar correctamente, según la configuración de la red, los distintos paquetes de datos.
- Tarjetas de procesado (funciones LMC y TMC), donde se ejecutan los programas de control de vuelo y generación de paquetes de telemetría. Estas funciones, al igual que SWITT, se han desarrollado por Airbus en Francia
- Control secuencial (función SQCTRL), encargada de gestionar los comandos secuenciales, tales como los de apertura de electroválvulas o cierre de lazos (interruptores)
- Comandos de control de electroválvulas, de distintos tipos, necesarios para el correcto funcionamiento de los motores de propulsión líquida (Vulcain en la primera inferior y Vinci en la etapa superior)

La Figura 2 muestra la CMFU con la configuración más completa, la de la etapa superior.

La configuración mostrada está formada por 11 módulos electrónicos, con un peso de unos 17 kg y un volumen de 26 dm3.

La CMFU ha completado los ensayos de calificación.

PFU: es una unidad dedicada a la activación de dispositivos pirotécnicos, con dos tecnologías distintas:

- Dispositivos electro-pirotécnicos, usados masivamente desde hace décadas. Su activación se consigue mediante un pulso de corriente (transferencia de energía eléctrica)

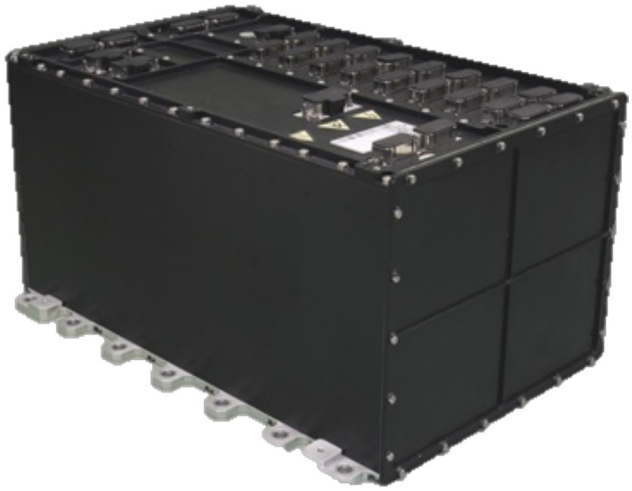


Figura 2 Ariane 6 CMFU

- Dispositivos opto-pirotécnicos, que se activan mediante una señal láser de alta potencia. Esta señal está generada por diodos láser, incluidos en la PFU.

Hay cuatro PFUs por lanzador y entre todas ellas se encargan de la activación de todos los dispositivos pirotécnicos del lanzador, excepto los dedicados al sistema de salvaguardia (neutralización). Estos dispositivos se usan para la separación de etapas, encendido de motores o separación de satélites.

Al igual que la CMFU, la PFU está conectada a la red de comunicaciones TTE del lanzador. La Figura 3 muestra el aspecto de la PFU.

Figura 3 Ariane 6 PFU

La configuración más completa de la PFU tiene un volumen de 12.6 dm^3 y un peso de 11 kg, aproximadamente.

La PFU completará los ensayos de calificación durante el segundo trimestre de 2022.

Baterías: Airbus Crisa fabricará dos tipos de módulos de batería de ion Litio, desarrollados por Airbus en Francia, que serán embarcados a partir del 17º lanzador. En la fase de desarrollo Airbus Crisa ha diseñado el módulo electrónico de las baterías, que incluye una protección contra sobre-corriente, y se ha encargado del acopio de parte de las piezas mecánicas. Las características principales de las baterías desarrolladas por Airbus se muestran en la Tabla 1.

La batería más pequeña (PBAT/SBAT) está orientada a alimentar las unidades que se encarga de activar los dispositivos pirotécnicos, como la PFU. La más grande sirve para alimentar la aviónica, a través de la CMFU, y la unidad auxiliar de potencia (APU), que sirve para aumentar las prestaciones del motor de la etapa superior.

Parámetro	FBAT/APUBAT	SBAT/PBAT
Vnom	60 V	32 V
Capacidad	30 Ah	9 Ah
Módulos / lanzador	16	12

Tabla 1 Características principales de las baterías

El diseño de estas baterías permite una optimización de costes y de peso. En estos momentos Airbus Crisa está trabajando en la puesta a punto de la línea de producción de estas baterías, con el objetivo de entregar los primeros modelos de vuelo en 2024.

Línea de producción sin Plomo: para poder producir equipos con soldadura sin Plomo Airbus Crisa ha desplegado una nueva línea de fabricación de tarjetas electrónicas, orientada a la producción de grandes tiradas, altamente automatizada y con costes de producción muy contenidos, todo ello sin que la calidad del producto final se resienta. Esta línea de producción se adecúa también a la fabricación de tarjetas para equipos de otros lanzadores, como VEGA-C, para equipos de constelaciones de satélites o para programas Next Space de Airbus, como OneSat.

Además de poder producir equipos de forma eco-sostenible y eficiente, se ha hecho un gran esfuerzo en la digitalización de la fabricación, con una conexión digital entre el diseño, el acopio de materiales y la configuración de las máquinas de la línea de producción. La Figura 4 muestra un ejemplo de la herramienta que monitoriza las órdenes de trabajo en cada etapa de la producción.

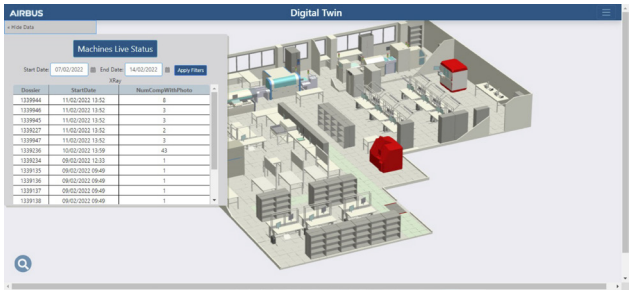


Figura 4 Control digital de la producción (digital twin)

En 2021 esta línea de producción podía fabricar 600 tarjetas por año. El objetivo es triplicar esta cifra en 3 años. Esta capacidad permite abordar la producción prevista para Ariane 6 y VEGA-C, con amplio margen para absorber la producción de productos Next Space o constelaciones.

NAVIGA: Más que una unidad de navegación para lanzadores

M. Sánchez Nogales[1], S. Ramírez Navidad[2]

[1] SENER Aeroespacial (mariano.sanchez@aeroespacial.sener),

[2] SENER Aeroespacial (sergio.ramirez@aeroespacial.sener)

El mercado de transporte espacial está creciendo rápidamente y demanda nuevos productos en plazos de tiempo cada vez más cortos, que puedan ser utilizados para diferentes aplicaciones e incluso ser reutilizables (sistemas de re-entrada).

Para satisfacer estas necesidades de mercado es necesario desarrollar sistemas que puedan operar en diferentes entornos y escenarios de misión con capacidades mejoradas (SWaP, prestaciones y fiabilidad) a la vez que su precio final sea más competitivo.

NAVIGA es una unidad de navegación electrónica con capacidades de estimación y procesado desarrollada para responder a las necesidades identificadas anteriormente, que ha sido diseñada nominalmente para su uso en el lanzador VEGA-C pero que, gracias a su arquitectura modular, se puede adaptar a las necesidades de otros vehículos, sistemas y aplicaciones.

El desarrollo de NAVIGA comenzó en 2017, motivado por el riesgo de obsolescencia de la anterior unidad de navegación de VEGA, su alto coste recurrente y la posibilidad de mejorar las prestaciones de inyección en órbita mediante el uso de nuevas tecnologías, como es el caso de la hibridación GNSS-IMU.

Actualmente, el programa está afrontando la validación del modelo de ingeniería (EM), la cualificación de los procesos de fabricación y la preparación de la revisión de diseño crítica (CDR), previas al comienzo de la fase de cualificación.

Desde el comienzo del proyecto, uno de los principales objetivos ha sido la reducción del coste recurrente, el diseño modular y las capacidades de evolución de la solución de diseño, lo cual permitirá la configuración de la unidad para diferentes misiones, además de proporcionar diferentes soluciones de navegación (GNSS, inercial e híbrida) en diferentes sistemas de referencia.

Parte de este esfuerzo de diseño llevado a cabo en las fases iniciales de NAVIGA ha permitido su aplicación en el sistema Space Rider, que está compuesto de dos módulos, orbital y de re-entrada.

Como resultado, NAVIGA está adaptada actualmente para proporcionar un conjunto completo de datos de navegación compatible con las necesidades del subsistema GNC para tres diferentes tipos de misión: lanzador, vuelo orbital y re-entrada.

En paralelo, y gracias a la disponibilidad de un interfaz extendido, se está analizando la posibilidad de incorporar nuevas capacidades, como son la operación por encima de la órbita GNSS y la hibridación con sensores estelares (STR), lo que permitirá incrementar el rango de misiones de la unidad.

Se está incluso desarrollando un demostrador de unidad de terminación de vuelo para lanzadores (AFTU) en la que la función de localización es proporcionada por el núcleo de procesamiento de NAVIGA.

NAVIGA es un producto completamente europeo que asegura independencia respecto a restricciones ITAR y a productos/derechos de terceras partes.

Este artículo presenta NAVIGA como una unidad de navegación europea que responde a las necesidades prestacionales del mercado a la vez que presentad un coste recurrente competitivo para diferentes propósitos, incluyendo aquellos que conforman el Sistema de Transporte Espacial VEGA (VSTS) y el Sistema Space Rider (SRS), gracias a una arquitectura flexible que puede ser adaptada fácilmente a otros entornos y misiones.

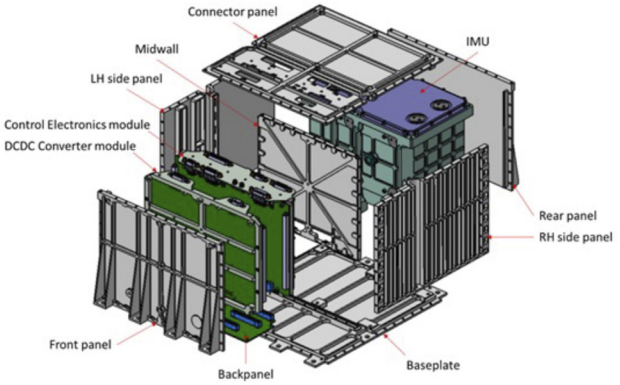


Figura 1: Elementos principales de NAVIGA

Plataforma multipropósito para los sistemas espaciales 2030

Santiago Lozano[1,2], Miguel López[1], Carlos Rodríguez[1], Ana Rodríguez[1] y Cristina Tato[1]

[1]SENER Aeroespacial (santiago.lozano@aeroespacial.sener),

[2]Universidad Carlos III de Madrid

Introducción: SENER Aeroespacial es la empresa coordinadora de *Madrid Flight On Chip* (***MFOC***), un proyecto cofinanciado por la Comunidad de Madrid y la Unión Europea en el que participan diversas empresas y centros de investigación del área metropolitana de Madrid. El objetivo del proyecto es la maduración de las tecnologías necesarias para convertir la zona en un punto estratégico para el desarrollo y el lanzamiento de pequeñas plataformas espaciales, utilizando componentes comerciales y agilizando las metodologías y procesos del sector espacial más tradicional. Este resumen tiene el objetivo de presentar la arquitectura **MIA** (**SM**art **I**ntegrated **A**vionics), el principal producto resultante de la actividad y núcleo de una plataforma modular que permitirá desarrollar sistemas espaciales completos durante la próxima década.

La arquitectura multicapa MIA: MIA propone una arquitectura dividida en diferentes capas para potenciar el reúso y la portabilidad de sus componentes, que consisten en bloques software y firmware que se comunican entre sí utilizando una interfaz estándar. Las principales capas que se pueden distinguir en MIA son:

- La ***Capa Hardware***. Esta capa incluye los componentes típicos de un MPSoC: procesador, FPGA, dispositivos de memoria, periféricos, etc.
- La ***Capa TSP***. Esta ligera capa software tiene el objetivo principal de permitir separar espacial y temporalmente los módulos que se ejecutan sobre ella. Es un componente esencial para que puedan coexistir particiones software de diferente criticidad sobre la misma plataforma, sin que existan interdependencias o interferencias entre ellas. El núcleo de esta capa es un hipervisor, que virtualiza el hardware ofrecido por el MPSoC y permite desplegar máquinas virtuales. Actualmente, hemos integrado con éxito el hipervisor XNG, de fentISS.
- La ***Capa OS (Operating System)***. Esta capa proporciona las funciones básicas para utilizar el hardware virtualizado por el hipervisor. Actualmente, hemos desplegado tanto particiones RTEMS como particiones Linux sobre XNG.
- La ***Capa de Servicios***. Esta capa implementa y ofrece servicios software a las aplicaciones. Los servicios tienen un objetivo doble: (1) evitar implementar varias veces funcionalidad software que se utiliza en diferentes misiones, y (2) estandarizar el desarrollo de aplicaciones. Actualmente, el núcleo de esta capa es el core Fligh Executive (cFE) de NASA.
- La ***Capa de Aplicación***. En esta capa se implementa la funcionalidad específica de cada misión.

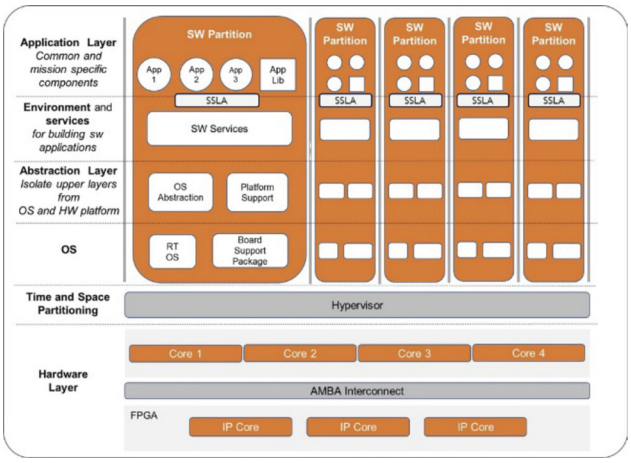


Figura 1.

1: Arquitectura MFOC

Además, MIA utiliza una serie de capas de abstracción entre las que se pueden destacar:

- La ***OSAL*** (Operating System Abstraction Layer), que separa la Capa de Servicios de la Capa OS y facilita la sustitución del sistema operativo, en caso de ser necesario.
- El ***PSP*** (Platform Support Package) mapea funcionalidades ofrecidas por el hardware a funciones genéricas.
- La ***SSLA*** (SENER Service Layer API) proporciona una interfaz única sobre la que desarrollar aplicaciones, por lo que abstrae al desarrollador del resto de la arquitectura.

SENER Service Layer API: De entre todas las capas, la SSLA es particularmente importante no sólo para mejorar el reúso y la portabilidad de la arquitectura, sino para potenciar la interoperabilidad con desarrolladores de terceras partes. La SSLA actúa como un proxy, exponiendo los servicios y funcionalidades de la plataforma de manera sistematizada y estandarizada. De este modo, los desarrolladores externos no necesitan conocer los detalles específicos de implementación de las capas inferiores (cFE, estándares como PUS, la lógica programable implementada en la FPGA...) y se redu-

ce significativamente el impacto de modificaciones en estas capas. Como ilustra la Figura 2, para el desarrollador de aplicaciones, tanto los servicios software (basados en el cFS de NASA, actualmente) como los servicios firmware (bloques IP implementados en la FPGA, conectados a la CPU mediante buses AXI) tienen la SSLA como único punto de entrada. El resto de la arquitectura MIA puede ser considerada una caja negra.

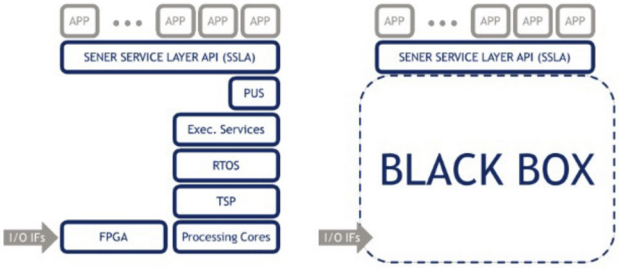


Figura 2.

2: MIA para el arquitecto de sistemas vs. MIA para el desarrollador de aplicaciones

CI/CD, el flujo de trabajo de MIA: Para facilitar la integración entre la funcionalidad implementada en la FPGA (Programmable Logic -PL-) y la lógica implementada en software (Processing System -PS-), MIA plantea un nuevo flujo de trabajo que facilita y automatiza la interacción entre ambos dominios. Tradicionalmente, los equipos de ingeniería encargados de desarrollar el software y el firmware intercambiaban un documento de interfaz, que debía ser modificado a mano si se realizaba alguna actualización o modificación. Para evitar los problemas que suelen surgir con esta práctica, MIA:

- Proporciona un entorno de ***Integración Continua*** (CI, por sus siglas en inglés) tanto para el software como para el hardware programable. Si se realiza algún cambio en el diseño PL, el entorno ***genera automáticamente*** (1) un nuevo **bitstream** para programar la FPGA y (2) la nueva **API**, que se exportará a la SSLA en forma de librería software.
- Implementa un ***protocolo de handshaking*** entre el nuevo bitstream y la librería software generada, para detectar posibles desajustes.
- ***Genera automáticamente el documento de especificación*** de la interfaz HW/SW. Nótese que este documento es sencillamente un informe de la librería que ha sido generada: ya no es necesario que el equipo de desarrollo de software lo utilice como input.

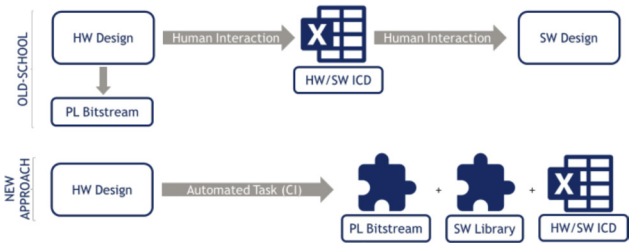


Figura 3.

Demostrador: SENER Aeroespacial participa actualmente en el desarrollo de un satélite funcional que servirá como demostrador para misiones críticas. En el prototipo planteado, ya se está utilizando MIA para definir la arquitectura software. A través de la SSLA, las aplicaciones pueden acceder a los servicios software que ofrece la Capa de Servicios, así como a la lógica programable implementada en la FPGA y a las interfaces

3:El flujo de trabajo automatizado de MIA

hardware que permiten el manejo de diferentes sensores y actuadores: baterías, paneles solares, transceptores, IMU, sensores solares, GNSS, magnetómetros y motor. Para este prototipo, MIA se despliega sobre una tarjeta comercial multicore (Xilinx Zynq-7000 SoC) y se utiliza Linux como sistema operativo.

Conclusión: La potencia de los componentes electrónicos modernos y la flexibilidad y modularidad de MIA hacen que esta arquitectura se perfile como referencia para futuros proyectos espaciales, a nivel nacional y europeo. De manera interna, la arquitectura se ha empezado a probar y continúa su maduración en diferentes proyectos, y se espera poder realizar demostraciones en órbita en los próximos años. MIA no sólo permitirá acelerar el desarrollo de plataformas espaciales de diferentes propósitos, sino que reducirá la barrera de entrada al sector para nuevos actores, debido a que estandariza las interfaces y metodologías utilizadas y abarata los costes de producción, por su gran reusabilidad.

Reconocimientos: El trabajo descrito en este resumen se ha realizado a través del proyecto MFOC (*Madrid Flight On Chip*). El proyecto está financiado por la Comunidad de Madrid y la Unión Europea, contrato Nº49/520608.9/18. Página web: https://flightonchip.es/.

Overcoming FPGA Design Challenges

Asier Larrucea[1], Mikel Garay[1]

[1]ULMA Embedded Solutions (alarrucea@ulmaembedded.com, mgaray@ulmaembedded.com)

Field-programmable gate array (FPGA) is a kind of programmable chip that is widely used for automotive, medical, aerospace, military devices and consumer electronics. FPGAs provide different characteristics including low complexity, high speed, increased performance at lower power, reliability and long product lifetime, volume designs, and programable and reprogrammable functions. Those features let the designers arrange and interconnect hardware resources in parallel to achieve the hardest real-time requirements, faster time to market and provide safe and secure solutions.

Concerning over functional safety in FPGA-based designs, several functional safety standards and regulations establishes methodologies, processes and mechanisms for reducing the risk of harmful failures that could cause direct or indirect physical injury to the health of people or damage or human loss and environment or property damage.

IEC 61508 Functional Safety of Electrical / Electronic / Programmable Electronic (E/E/PE) Systems establishes the global functional safety standard for industrial equipment. The idea behind the safety standard is to decrease the probability of a harmful failure in the system to an acceptable level, placing requirements on the design, processes and techniques, and measures for ECU and FPGA-based developments [1].

On the other hand, DO-254 Design Assurance Guidance for Airborne Electronic Hardware and DO-178C Software Considerations in Airborne Systems and Equipment Certification [1] are enforced by the FAA as a means of compliance and guidance for the design assurance of complex electronic hardware and such as FPGAs, PLDs and ASICs and the software development in airborne systems.

The verification of complex FPGA designs under the DO-254 guideline for safety and mission-critical airborne systems is considered a challenging process. Verification should be inherent throughout the entire development lifecycle, from requirements specification to final hardware.

FPGA implementation is typically verified through RTL simulation, to validate design intent, and code coverage analysis to ensure complete statement, branch and MC/DC coverage of all possible input signal combinations across a series of applied tests.

FPGAs can be SRAM-based or flash-based. With SRAM FPGAs, additional efforts are required for SEU mitigation. Their SEU-prone fabric can cause routing failures or logic failures, which requires designers to implement triple modular redundancy (TMR)-based designs [2]. Those designs require a majority voter logic at the output.

Implementing TMR in an SRAM FPGA increases the logic used for a design as well as the power consumption, as additional logic is required to run in the design.

When flash-based FPGAs are used, the TMR logic is often not required as that kind of FPGAs are SEU immune.

One of the coming up trends in FPGA-based developments is security [3]. Specifically, the security regarding information assurance and anti-tampering. The first one is related to cryptography, whereas the second one refers to preventing reverse engineering.

Different device suppliers such as Xilinx, Altera and others manage the security trends specified before for defence, space, avionic and other application domains. That component providers offer FPGAs with cryptography support. E.g., Xilinx Virtex FPGAs. The offered solutions allow reducing the need for developing a cryptography solution as the cryptography is performed in one piece of silicon. The current FPGA providers also offer anti- tampering mechanisms to prevent undesired reverse engineering. These mechanisms will destroy the information that the FPGA contains or disable the FPGA in the case of an unauthorized attempt to a reverse engineering attack.

Some of today's most notable technology trends involve supporting FPGA developers to comply with functional safety (DO-254, DO-178C, ECSS) to assuring the quality and safety of airborne, space and defence developments and mitigate security risks.

Tool providers (e.g., Mentor Graphics, Synopsys Inc.) and FPGA vendors mainly provide this support, as there are requirements to provide documentation, traceability, simulation and validation for such developments. [4] The tools vendors provide easier and more comprehensive environments and solutions to ensure that compliance.

Furthermore, tool vendors help FPGA designers with mechanisms such as synthesis tools to mitigate or deal with SEUs in space applications using TMR solutions.

It has been presented the application of safety and security mechanisms and the solutions proposed by tool providers to mitigate and avoid the current key risks of FPGA-based aerospace and avionic developments while fulfilling challenging safety and mission-critical functional safety standards.

Bibliografía

[1] A. H, J. B (2013) (University of Kassel) Safety-Related ASIC-Design in Terms of the Standard IEC 61508.

[2] Altera (2008) DO-254 Support for FPGA Design Flows, WP-01065-1.0.

[3] J. Z, G. Q (2019) Recent Attacks and Defenses on FPGA-based Systems. ACM Trans. Reconfigurable Technol. Syst. 12, 3, Article 14 (August 2019), 24 pages.

[4] A.S (2009) (Synopsys) Beyond Physical: Solving High-end FPGA Design Challenges.

Elementos universales para un desarrollo espacial sostenible: IBDM y SIROM

Gonzalo Guerra[1], Javier Viñals[2]

[1]SENER Aeroespacial (gonzalo.guerra@aeroespacial.sener),
[2]SENER Aeroespacial (javier.vinals@aeroespacial)

Introducción: El uso de interfaces estándar (SI) en espacio es un tema recurrente desde hace décadas, siendo sus primeros precursores los sistemas similares al IBDM (International Berthing and Docking Mechanism) que unen los distintos módulos de la estación espacial internacional (ISS) y que permiten el acoplamiento de vehículos espaciales con la ISS. Las SI son un pilar central para las aplicaciones denominadas "On-orbit Servicing, Assembly and Manufacturing" (OSAM). Dentro del mercado OSAM se espera que las misiones de extensión de vida y reabastecimiento de combustible representen gran parte de las demandas del mercado, tal y como muestran varios estudios [1]. En este contexto, SENER Aeroespacial está desarrollando un producto SI con capacidades de transferencia de fluidos basado en la combinación y aprovechamiento de SIROM (Standard Interface for Robotic Manipulation) [2] y RIDER (Refuelling Interface Development for ESPRIT).

IBDM y RIDER: El mecanismo internacional de atraque y acoplamiento (IBDM) es un sistema europeo de acoplamiento andrógino y bajo impacto, que permite el atraque y acoplamiento de vehículos espaciales de pequeño y gran tamaño. Aquí, el conector de transferencia de fluidos RIDER, montado en el IBDM o en otros sistemas de atraque compatibles, proporciona elementos activos y pasivos para transferir propelente (Xenón, Hidracina, etc.) u otros fluidos entre vehículos y estaciones espaciales.

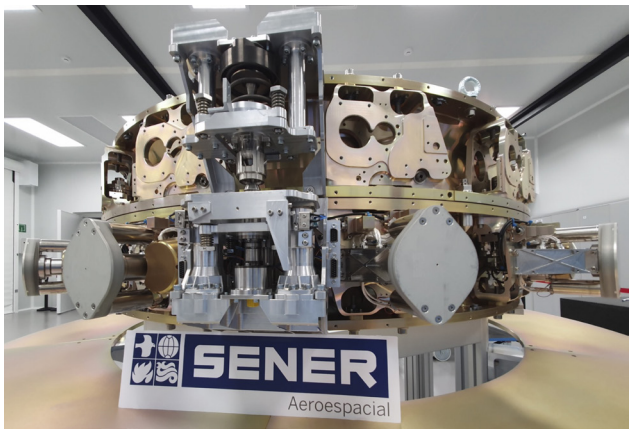


Figura 1: Conector RIDER montado en el IBDM

RIDER se compone de los siguientes tres subsistemas:

- Conector de fluidos (FTC), con una sola parte móvil
- Sistema de alineación, para compensación de desalineamientos durante el acoplamiento
- Mecanismo de desplazamiento, para acoplar/desacoplar el FTC activo

RIDER, que se encuentra en un nivel de madurez tecnológica TRL6 (Technology Readiness Level), ha sido adaptado e incluido dentro de SIROM. Para ello, solo se ha mantenido el acoplamiento de fluidos FTC, mientras que la interfaz mecánica propia de SIROM proporciona la alineación de interfaces, y un sistema de husillo dentro de SIROM proporciona el mecanismo de desplazamiento, similar a la solución de RIDER.

SIROM: Se trata de un SI para uso en una variedad de aplicaciones robóticas, como:

- Servicio en órbita / "In-orbit servicing" (IOS)
- Reabastecimiento de combustible
- Ensamblaje en satélites modulares en órbita
- Ensamblaje de grandes estructuras o antenas en el espacio
- Actualización de carga de pago
- Intercambio de herramientas robóticas
- Limpieza basura espacial / "space debris removal"

Un ejemplo de aplicación de ensamblaje de grandes estructuras lo representa el proyecto MIRROR "Multi-Arm Installation Robot for Readying ORUs and Reflectors". En MIRROR, SIROM es usado para realizar el ensamblaje de un telescopio de 12 metros de diámetro a partir de espejos individuales de 1,2 metros usando un robot formado por tres brazos [3].

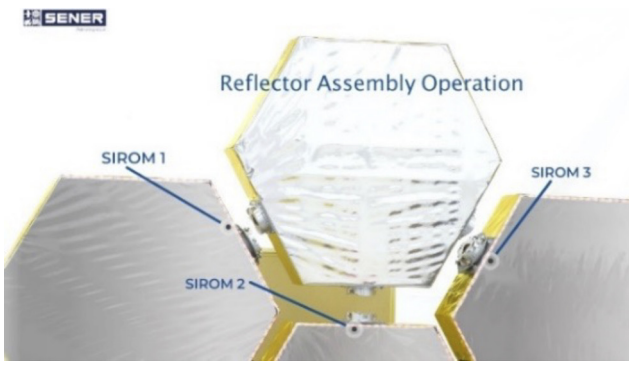


Figura 2: Ensayo funcional de triple docking para MIRROR

Interfaz multifuncional: SIROM es una interfaz multifuncional 4-en-1 combinando interfaz mecánica, eléctrica, datos y fluidos.

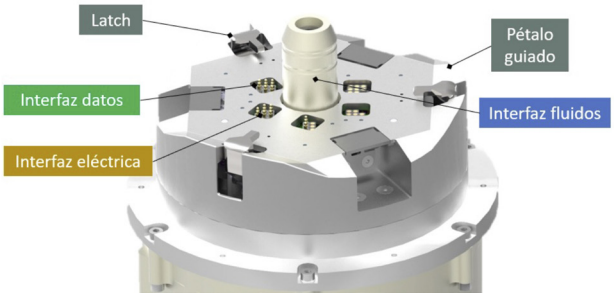


Figura 3: Interfaces de SIROM

Diseño: SIROM está diseñado como una interfaz andrógina que permite una fácil conexión/ desconexión con otros SIROM. Sus ganchos de alto rango de captura se basan en el sistema de acoplamiento para la ISS (Estación Espacial Internacional). Esto, combinado con sus pétalos de guiado, proporciona a SIROM una capacidad de auto-alineamiento tolerante a condiciones de desalineación muy grandes. El sistema de acoplamiento mantiene la posición bloqueada sin necesidad de frenos de fricción ni consumo de energía. Además, SIROM incorpora un sensor de captura, insensible a las condiciones de iluminación, que se enciende cuando un SIROM está en las proximidades y dentro del rango de captura.

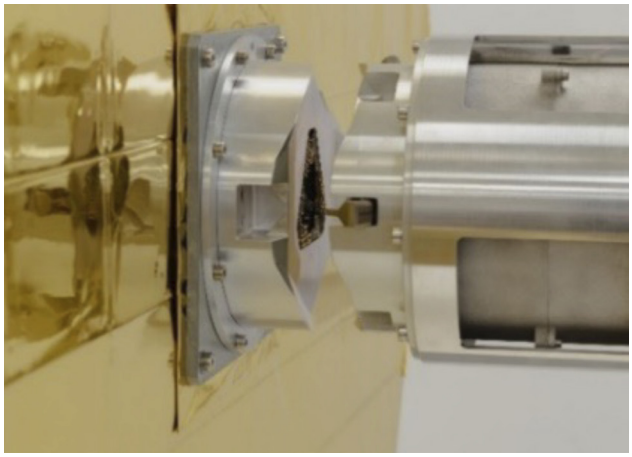


Figura 4: Dos SIROMs en proceso de docking

Una vez acoplado mecánicamente, SIROM despliega su placa de conectores para establecer una conexión física para datos, transmisión de energía eléctrica y transmisión de fluidos (opcional). Una de las líneas de datos es para protocolo CAN (Controller Area Network) y está gestionada por la electrónica SIROM. Las otras líneas de datos son totalmente personalizables y los usos típicos son la transmisión de datos de alta velocidad a través de SpaceWire o Gigabit Ethernet. Estas líneas no atraviesan la electrónica de SIROM y, por lo tanto, la atenuación de la señal es mínima. En términos de energía eléctrica, cada SIROM está provisto de al menos dos líneas:

- Transferencia de energía regulada/ conmutable, bidireccional, a 28 V utilizada para alimentar SIROM.
- Transferencia de energía no regulada sin pasar por la electrónica SIROM que permite una transferencia de alta potencia

Finalmente, la interfaz de reabastecimiento de combustible se basa en el conector RIDER.

SIROM para reabastecimiento: Esta línea de producto consta de una interfaz activa (SIROM-A) acoplada a una interfaz pasiva (SIROM-P). Inicialmente, SIROM-A y SIROM-P tienen los conectores eléctricos y de datos situados dentro de la carcasa principal, estando protegidos contra el polvo y ESD (descarga electrostática).

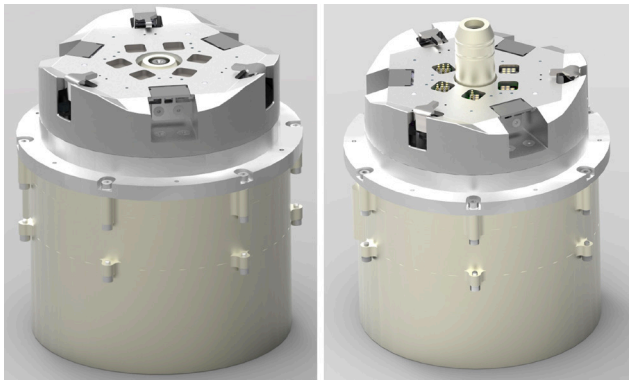


Figura 5: SIROM-A para reabastecimiento con conector RIDER

El procedimiento de acoplamiento comienza con la captura mecánica de SIROM-A, la corrección de desalineaciones y el acoplamiento rígido con la interfaz pasiva. El procedimiento de reabastecimiento de combustible comienza después del acoplamiento mecánico. En este momento, SIROM-A despliega el cojinete externo del FTC, mientras que la tubería central por donde fluye el combustible permanece estática. De esta forma, se evita la necesidad de utilizar fuelles flexibles. La tubería central presenta una serie de agujeros que permiten la salida del fluido y un racor de salida del fluido colocado en la parte inferior del SIROM.

Bibliografía

[1] S. H. H. Bokhari, «In-orbit serciving: stepping up to the challenge?,» En: https://www.nsr.com/in-orbit-servicing-stepping-up-to-the-challenge/.

[2]"Standard Interface for RObotic Manipulation," SENER Aeroespacial, En: https://www.aeroespacial.sener/en/products/standard-interface-for-robotic-manipulation-sirom.

[3] SENER Group, «SIROM Standard Interface for Robotic Manipulation,» En: https://www.youtube.com/watch?v=uwpm_SOnYE8.

Deployable Antennas for low cost SAR Earth Observation and IoT cubesats applications

D. Samuel Puche González

Oxford Space Systems

Oxford Space Systems is aiming to become the global leader in deployable antennas for space, providing effective solutions to unlock the future of satellite services. By using origami-inspired technologies and space qualified stored-energy materials we are able to create deployable antennas that stow into a compact volume for launch and unfold to an accurate form that delivers high performance when deployed in orbit.

Enabled by technology miniaturisation, the satellite constellation market has enabled the emergence of new applications and commercial opportunities in Low Earth Orbit. However, available stowage volume on smallsats remains limited while large antennas are still needed to achieve the high-performance required by the missions. The key to minimising the stowed volume and enabling their use on smaller spacecraft is the antenna's ability to unfurl in both axial and radial directions. This can be achieved by means of lightweight compact structures to deploy the primary and secondary reflectors. Oxford Space systems has developed an innovative Cassegrain reflector antenna with a metal mesh surface known as "Wrapped Rib". Enabled by a dual deployment system, the large parabolic reflector (3m diameter) stows down to a small volume to fit on the top deck of a ~150kg spacecraft which is compatible with an ESPA- class (EELV Secondary Payload Adaptor) spacecraft. Operating in X-band frequencies, the Wrapped Rib antenna is a suitable solution for low-cost high resolution SAR missions such as the Surrey Satellite Technology Ltd (SSTL) CarbSAR product.

Oxford Space Systems has also developed a cost-effective high performance cubesat antenna for Internet of Things constellations. The 330mm deployed length helical antenna operates in the 860MHz UHF band. The helix stows into a 0.6U format at one end of a typical 3U cubesat. The design could be scaled to meet a wide range of frequency and stowed volume requirements. A version of this antenna is already flying on several 3U cubesats supporting the commissioning of an IoT constellation.

Oxford Space Systems will present the two architectures: the "Wrapped Rib" antenna, suitable for low-cost SAR missions; and the Helical antenna for Internet of Things applications, both of which will be of particular interest to the Spanish satellite industry. Details of the antenna architectures, together with analysis and functional tests results, will be highlighted in the full presentation.

Materiales naturales y artificiales para el diseño de una infraestructura lunar y marciana: arquitectura y habitabilidad

Yasmina Eid-Macheh-Sánchez[1], Juanjo García-Valverde[2], Jesús Martinez-Frías[3]

[1]Universidad Politécnica de Valencia y GAREID PROYECTOS, Valencia E-mail: yasmina@gareidproyectos.com,
[2]GAREID PROYECTOS, Valencia,
[3]Instituto de Geociencias, IGEO (CSIC- UCM), Madrid.

Introducción: La necesidad innata del ser humano de explorar y sobrepasar fronteras más allá de su condición, como parte de una estructura de mayor escala, con el fin de avanzar como especie, es una cualidad distintiva de este en pro del desarrollo y así, mejora de la vida, tal y como la conocemos en la actualidad. En este sentido, la exploración del espacio nos proporciona poder proyectar hábitats capaces de albergar vida humana, protegerla y ser un mecanismo útil con el que concebir un medio idóneo donde desarrollar las futuras misiones tripuladas a otros cuerpos celestes. Aquí nos resuena con fuerza el concepto de "la casa es una máquina de habitar", definido por Le Corbusier, uno de los padres de la arquitectura moderna, que a principios del siglo pasado proponía la construcción con elementos en seco previamente fabricados, pero en este caso debemos ser capaces de conjugar elementos manufacturados en nuestro planeta, de fácil ensamblado, con "materiales indígenas" -naturales del lugar- extraídos y transformados "in situ". Con esta simbiosis de elementos, como proyectistas de estos nuevos hábitats, debemos perseguir la llamada "Humanización de la Arquitectura Espacial" [1].

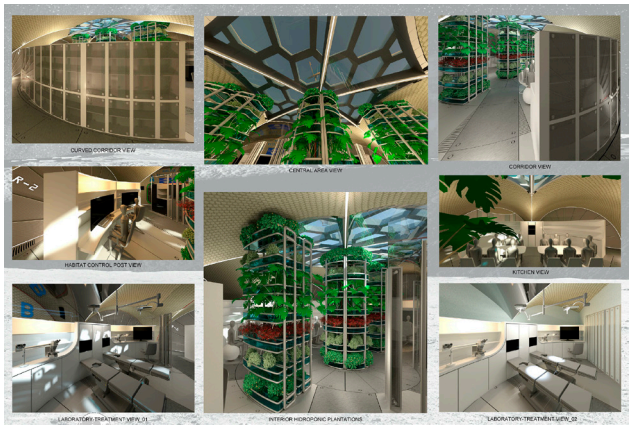


Figura 1: Proyecto FOCARIS (Fuente: GAREID PROYECTOS)

Recursos naturales en los futuros hábitats: Debemos interesarnos en el estudio del material indígeno o propio del lugar; tomando en consideración las enseñanzas de Marco Lucio Vitruvio en cuanto al entendimiento de la disciplina arquitectónica, entre las que él mismo indicó que, esta no debe entenderse sin proporcionar "el debido y mejor uso posible de los materiales y de los terrenos, y en procurar el menor coste de la obra conseguido de un modo racional y ponderoso" [2], no podemos dejar de destacar la importancia que en la geología va a hallar la arquitectura planetaria a plantear, dada la implicación del regolito lunar y marciano en los hábitats naturales a colonizar pues, si en el ámbito terrestre hemos llegado a tomar en consideración dichos principios de economía en relación con los materiales de construcción a emplear -desde la antigüedad-, aún debería prestársele más importancia a los mismos dada la dificultad añadida de las misiones que nos competen en materia espacial.

La arquitectura del lugar. El concepto de arquitectura vernácula (del latín, "vernaculus", que significa "doméstico, nativo, indígena") para su implantación en las formaciones planetarias a tratar, pues una de sus principales características es el uso de materiales en base a los recursos naturales locales que, además, puedan quedar en el lugar de origen una vez transcurrido su ciclo vital, sin riesgo a la contaminación del mismo y así, sin herirlo, contribuyendo de este modo a estimar los factores necesarios para evitar conflictos naturales y tratar la implantación de los posibles refugios a plantear estimando las bases de la geoética como disciplina esencial en el campo de las ciencias planetarias.

De este modo, debemos contar -tanto en el ámbito lunar, como en el marciano- con los recursos geológicos que se nos brindan siendo estos, en el caso que nos ocupa, los principales recursos naturales a utilizar; se seguirían así, las pautas de lo expuesto con anterioridad a la hora de considerar los mismos recursos –junto con las formaciones naturales que por la actividad geológica se han podido desarrollar- para la implementación de hábitats planetarios seguros para las posibles tripulaciones en misión espacial, y el establecimiento de criterios de habitabilidad según las condiciones de estabilidad de las distintas asociaciones mineralógicas y texturas que presentan los mencionados materiales y recursos (minerales y rocas) existentes en el satélite y planeta considerados, como la jarosita, el yeso, la epsomita, el basalto, etc [3].

Al igual que el Iglú, propio del Ártico, nos muestra un ejemplo sobre cómo del propio entorno –próximo- se puede extraer el material que conformará las estructuras que den cobijo seguro a sus moradores sin necesidad de gastar mayor energía, ni medios, más allá de lo imprescindible, debemos atender al empleo de hábitats compatibles con las

condiciones y recursos propios de los entornos específicos considerados -en este caso- para su posible continuidad en el tiempo, ahorro económico y energético, de manera que podamos generar un trabajo eficiente en el ámbito de la arquitectura planetaria. No en vano los egipcios incorporaron los hipogeos (en griego, cámara subterránea) como arquitectura excavada en la roca, y se mostraron efectivas no solo a las inclemencias de la intemperie sino también a los saqueos propios de los monumentos del tipo las pirámides. Las formaciones volcánicas (tubos de lava) evidenciadas tanto en la Luna como en Marte, en su forma de estructura compleja -con diferentes ramales, como si de los corredores de un monumento funerario se tratara- y múltiples tamaños, como en sus formas más simples -tipo casa cueva-, nos muestran el campo de acción para poder contemplarlas como los posibles "castillos de la eternidad" frente al peligro de impactos por flujos de micrometeoritos y radiación cósmica, existentes en dichos entornos, o frente a los posibles daños ocasionados por el volumen de arena en movimiento tras una tormenta de este tipo, en el entorno marciano.

En este caso podríamos estar hablando de los Astroikos Geológicos [4], hábitats que se construyen aprovechando formaciones naturales.

Figura 2: Tubo de lava en Lanzarote, curso PANGAEA de la ESA, 2016-10-26 (Fuente: ESA/PANGAEA)

Concluyendo, dentro de los recursos naturales a utilizar, podríamos establecer dos grupos importantes: las formaciones naturales ya existentes en el lugar, y las materias primas con las que construir el futuro hábitat.

Elementos manufacturados en la Tierra: En esta tipología se deberían definir tres tipos: a) aditivos mezclados a materiales indígenas, b) reciclaje de elementos del vehículo espacial y c) elementos fabricados con el propósito de ser fácilmente ensamblados en seco, en el lugar de la construcción del hábitat. Atendiendo a esta diferenciación podemos enumerar ejemplos utilizados en nuestros proyectos planteados para sendos hábitats (lunar y marciano):

Tipo a. Fibras de polipropileno que mejorarían la plasticidad de la mezcla con los materiales indígenas (basalto, yeso, agua…) y reduciría la aparición de fisuras, o las fibras de Kevlar en materiales textiles impermeables, como armadura continua en la creación de construcciones autoconstruidas con la tecnología de impresión 3D, capaz de resistir la presión de una atmosfera necesaria en el interior del hábitat [1].

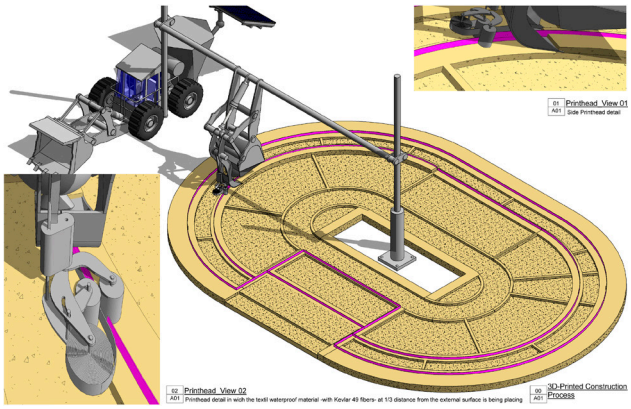


Figura 3: Proyecto FALLAMARS, 3D-PRINTED HABITAT CHALLENGE (Fuente: GAREID PROYECTOS)

Tipo b. Reutilización cajas de almacenado de suministros, en suelo técnico elevado del hábitat [5].

Tipo c. Semicúpulas desplegables [5].

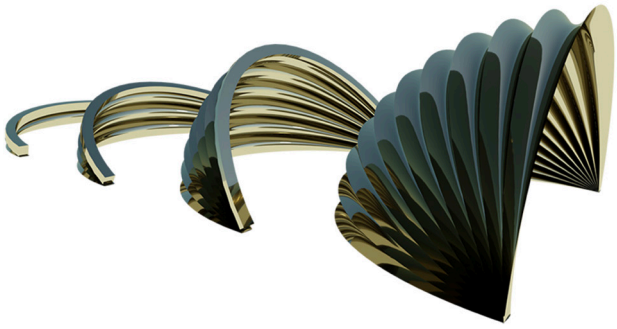


Figura 4: Envolvente exterior (Fuente: GAREID PROYECTOS)

Conclusiones: El binomio arquitectura y geología, resolverá los retos propios de la habitabilidad en la relación con el entorno que se ha de construir fuera de nuestro planeta y alcanzar así la "Humanización de la Arquitectura Espacial".

Bibliografía

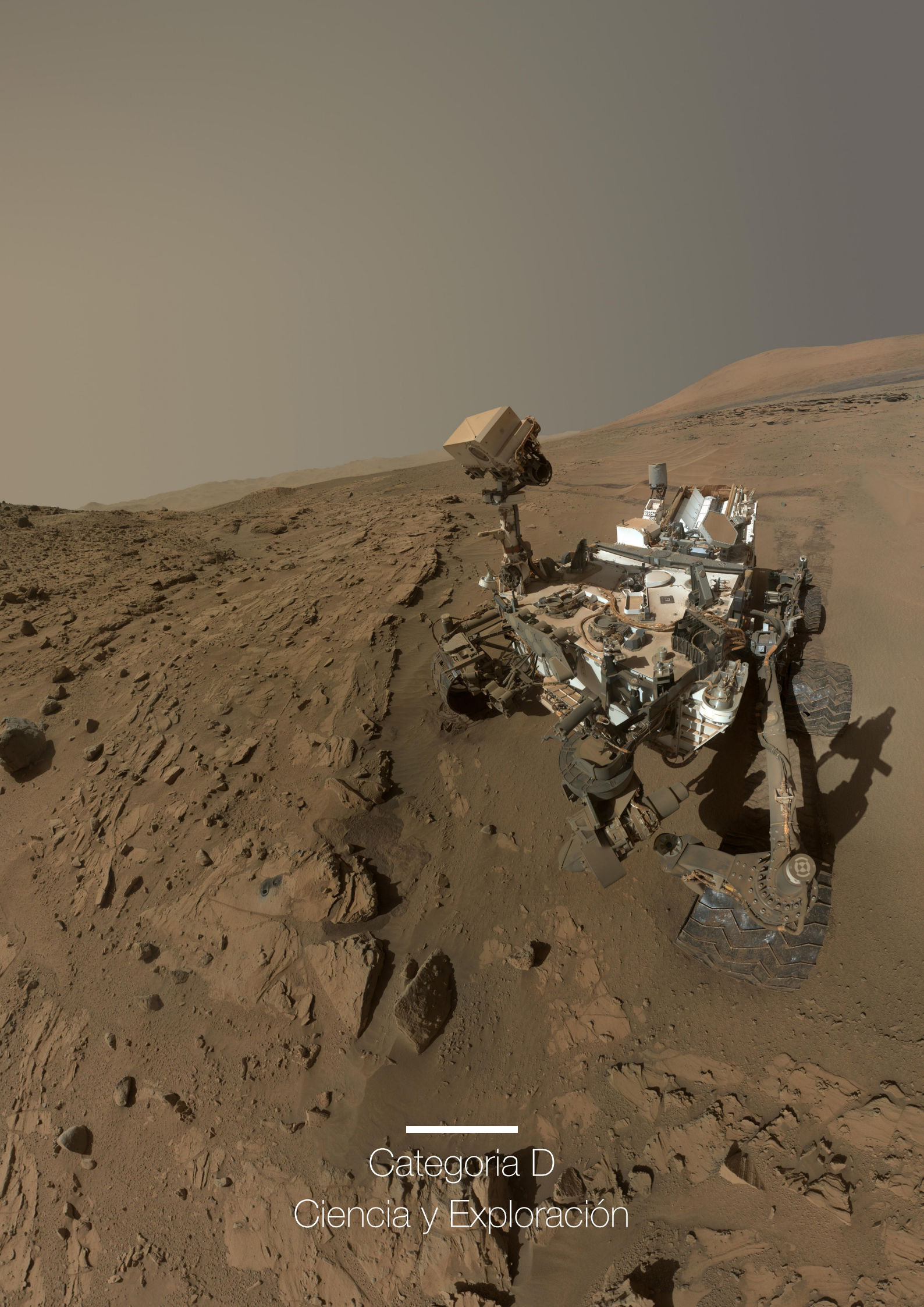
[1] Eid-Macheh-Sánchez, Y., Matínez-Frías, J., García-Valverde, J., Torres- Ferrer, A., Aaron-Graves, J. (2015) Project "FALLAMARS", 3D-PRINTED HABITAT CHALLENGE, National Center for Defense Manufacturing and Machining/AMERICA MAKES National Additive Manufacturing Institute. http://fallamars.com/projects.html.

[2] Vitruvio Marco Lucio. Traducción de Agustín Blánquez. "Los diez libros de arquitectura". Obras Maestras. Barcelona, 1955.

[3] Martínez-Frías, J. https://www.investigacionyciencia.es/blogs/astrono mia/71/posts/recursos-naturales-exploracin- planetaria-y-habitabilidad-13573.

[4] Eid-Macheh- Sánchez, Y., García-Valverde, J. (2018) "Geological Astroikos",presented at the 1st International Electronic Conference on Geosciences (IECG 2018), 15–30 June 2018. Proceedings 2018. MDPI. https://doi.org/10.3390/IECG_2018-05335.

[5] Eid- Macheh-Sánchez, Y., García-Valverde, J., Martínez-Frías, J., (2021) Proyecto finalista FOCARIS en Moon Society's First Moon Base Design Contest https://www.moonsociety.org/news/2021/03/10/ann ouncement-of-winners-for-the-moon-societys-first- moon-base-design-contest/.



Categoria D
Ciencia y Exploración

Instrumento Moonlife - Mision Biomoon de la Agencia Espacial Europea

A. Soria-Salinas[1], J. Ochoa de Eribe[2], P. Demling[3]

[1]Directorate of Human and Robotic Exploration, European Space Agency, alvaro.soria.salinas@esa.int,
[2]Directorate of Human and Robotic Exploration, European Space Agency, jon.ochoa@esa.int,
[3]Institute of Applied Microbiology, RWTH Aachen University, philipp.demling@rwth-aachen.de

Introducción: El desarrollo de tecnologías para la explotación de recursos espaciales constituye un elemento fundamental en la estrategia actual para la exploración espacial tripulada del sistema solar. Dado los elevados costes económicos que se requieren para el envío de provisiones para el abastecimiento de tripulaciones, los elevados riesgos, los posibles retrasos, los actuales tiempos de desarrollo, y las dificultades y limitaciones técnicas que conllevan, la exploración sostenible y prolongada de la Luna o Marte se ven inviables sin la posibilidad de obtener la totalidad o la gran parte de los recursos necesarios *in-situ*. En concreto, la extracción de oxígeno, agua o combustible son los elementos críticos a obtener, y actualmente su extracción es objeto primordial de investigación por parte de la industria espacial. Es lo que se conoce como tecnologías ISRU (*In-Situ Resource Utilisation*).

El *International Space Exploration Group* (ISECG) propone una estrategia de exploración progresiva coordinada por las 14 agencias espaciales que lo conforman, empezando por la superficie lunar. En la Figura 1 se resume esta estrategia [1].

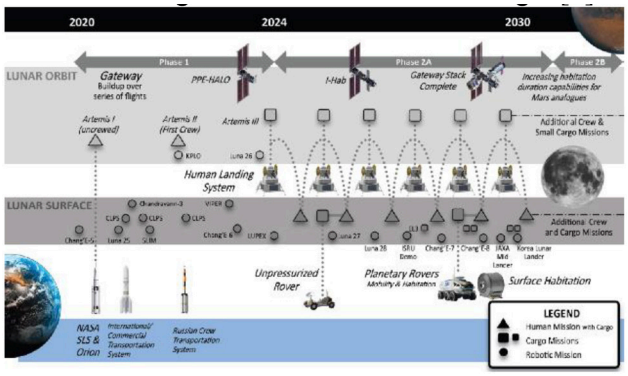


Figura 1. Resumen de la estrategia de exploración desarrollada por el ISECG, 2021 (Fuente: ISECG [1]).

El objetivo de esta estrategia es el que las contribuciones de las agencias sean lo más complementarias posibles, consiguiendo una exploración coordinada, en cooperación, y eficiente de la Luna.

En este contexto, la Agencia Espacial Europea (ESA) propone contribuir a la exploración de la superficie lunar con el *European Large Logistic Lander* (EL3), una plataforma capaz de alunizar ~1.800 kg de carga útil a la superficie [2]. Su diseño pretende ser flexible, de forma que pudiera ser configurado tanto para misiones de transporte de provisiones para misiones tripuladas, como para misiones científicas. La ESA se encuentra actualmente definiendo las primeras misiones, que empezarían a partir de 2029, y para ello ha conformado equipos de expertos llamados *Topical Teams* (TT) donde poder definir los objetivos científicos de cada una de las posibles misiones y hacer un estudio de viabilidad en su *Computational Design Facility* (CDF). En la Figura 2 se puede ver el diseño preliminar de distintas configuraciones para el EL3, desarrollado por Airbus Defence and Space.

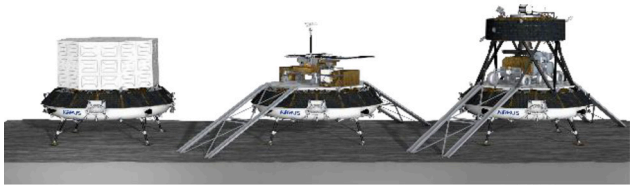


Figura 2. Ejemplos de configuraciones para el EL3. Configuración de misión de izquierda a derecha: carga para abastecimiento, científica, científica de retorno (Fuente: Airbus Defence and Space).

En este marco se presenta el instrumento MoonLiFe (*Moon Living Fermentes*), seleccionado por la ESA en 2020 para formar parte de la carga útil científica de una misión de biociencias a la Luna, la misión *BioMoon*. Durante el mes de noviembre de 2021 se concluyó con éxito el estudio de viabilidad de esta misión por parte de la oficina CDF de la ESA, y actualmente se incluye en la propuesta de la reunión ministerial de la ESA de 2022 para su aprobación por parte de los ministros de los estados miembros.

MoonLiFe: MoonLiFe es un demostrador de tecnología ISRU para la extracción de recursos críticos como Oxigeno o combustible mediante la fermentación del regolito lunar. La innovación de esta tecnología radica en dos pilares fundamentales:

- utilizar microorganismos como alternativa a procesos químicos para extraer recursos;
- estudiar la viabilidad real de utilizar regolito lunar como sustrato para el cultivo, necesario para cualquier concepto futuro de invernadero en la Luna.

Actualmente, los procesos químicos suponen elevados costes energéticos que dan lugar a enormes dificultades técnicas dada la escasez de energía disponible en la superficie lunar. Las soluciones tecnológicas actualmente en desarrollo ya tienen como reto principal la supervivencia de las misiones a la noche lunar. Por otro lado, la escalabilidad de estos procesos también representa un reto considerable. Con este demostrador se pretende complementar

dichos procesos con una solución de bajo coste energético y multiobjetivo. Además, el estudio y demostración de la fermentación del regolito lunar también es un paso previo necesario a todos aquellos conceptos orientados al cultivo en la superficie de la Luna, y que actualmente solo pueden replicar soluciones hidropónicas limitadas y bien conocidas tras años de experimentación en la Estación Espacial Internacional.

Diseño preliminar: La arquitectura inicial de la misión *BioMoon* está basada en una misión de 14 días (un día lunar) con posibilidad de extender la misión durante la noche lunar (otros 14 días). Dadas las temperaturas mínimas que se esperan en la superficie durante la noche, en torno a -100 ºC, y la duración de este periodo de "eclipse", el abastecimiento y almacenamiento de energía del EL3 presenta limitaciones y suponen un reto superior a otras misiones robóticas por la fragilidad de los organismos vivos que transporta. Por ello, los requisitos de ciencia se han limitado a una misión nominal de 14 días, pendiente de revisión.

Fruto del consorcio de ESA, RWTH *Aachen Institute of Applied Microbiology*, y la *Luxembourg University*, el instrumento MoonLiFe tiene los siguientes objetivos principales para *BioMoon*:

- Lograr la fermentación del regolito lunar bajo condiciones de gravedad reducida y radiación características de la superficie de la Luna.
- Identificar las especies de microorganismos, de entre las previamente modificadas por evolución adaptativa, que ofrezcan mejor rendimiento.
- Medir la toxicidad del regolito lunar y la concentración óptima del mismo en el proceso de fermentación.

En la Figura 3 se puede observar el diseño preliminar de MoonLiFe [3].

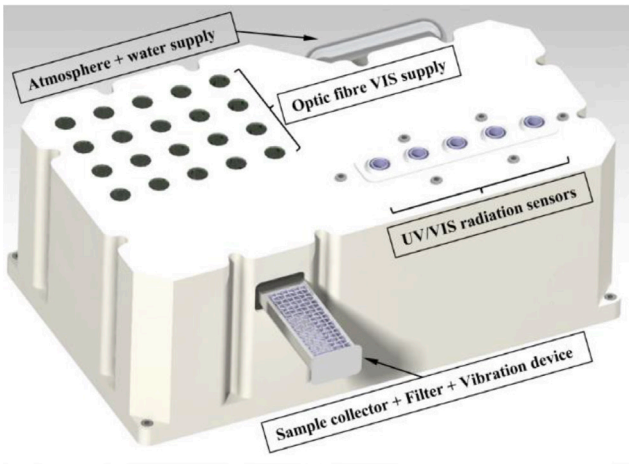


Figura 3. Diseño preliminar del instrumento MoonLiFe (Fuente: MoonLiFe/ESA [3]).

Consiste en una estructura que protege distintos recipientes con los microorganismos seleccionados en el laboratorio expuestos a la luz solar. Estos serían alimentados mediante una solución de nutrientes y regolito lunar en las concentraciones deseadas. El regolito lunar es depositado en un colector mediante un brazo robótico presente en el EL3 y que, tras un filtrado inicial, es introducido en un sistema de distribución interna que diluirá la muestra y la administrará a los contenedores mediante microcanales. El subsistema de ingeniería también incluye el control térmico de las muestras y represurizado. Así mismo, se incluyen sensores de radiación visible y UV similares a los utilizados para ExoMars/HABIT y MSL/REMS [4] para evaluar el impacto de la radiación en el crecimiento de los microorganismos presentes en las muestras.

Por último, cabe destacar el elemento más innovador que propone este demostrador como a los ya comentados: el principio de interconexión entre microorganismos de forma complementaria para la producción de hidrocarburos en la Luna, como CH4. La Figura 4 muestra un ejemplo del concepto propuesto y que actualmente se encuentra en desarrollo en los laboratorios del RWTH Aachen Institute of Applied Microbiology.

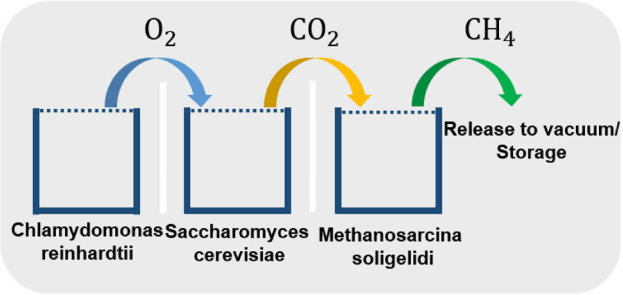


Figura 4. MoonLiFe (Fuente: MoonLiFe/ESA [3]).

Este concepto será el objetivo más ambicioso del proyecto y, en caso de que la misión *BioMoon* siga su curso nominal, será el fin último del demostrador MoonLiFe.

Bibliografía

[1] International Space Exploration Coordination Group Annual Report 2020, https://www.globalspaceexploration.org/

[2] European Large Logistic Lander, https://www.esa.int/Science_Exploration/Hum an_and_Robotic_Exploration/Exploration/European_Large_Logistics_Lander

[3] A. Soria-Salinas, J. Ochoa de Eribe, *MoonLiFe (Moon Living Fermenters)*. Open Space Innovation Platform – OSIP, ESA.

[4] A. Soria-Salinas, et al. (2020), "*Wind retrieval from temperature measurements from the Rover Environmental Monitoring Station/ Mars Science Laboratory*", Icarus (346), 113785.

El subsistema de potencia para la misión europea a Júpiter

Pablo López[1], Emilio Lapeña[2]

[1]Airbus Crisa (pablo.lopez@airbus.com)
[2]Airbus Crisa (emilio.lapena@airbus.com)

Introducción: En el marco del programa de exploración de nuestro Sistema Solar, la Agencia Espacial Europea lidera la misión JUICE (Jupiter Icy Moons Explorer) cuyo principal objetivo es extender nuestro conocimiento sobre el gigante gaseoso de nuestro sistema planetario y sus lunas heladas. Será la primera vez que Europa conduzca una misión a este planeta que orbita a más de 750 millones de kilómetros de nuestro Sol y sustenta a 53 lunas confirmadas.

El subsistema de potencia: Airbus Crisa es responsable del diseño y la fabricación de la unidad de control y distribución de potencia (PCDU) que suministra la energía a todos los subsistemas del satélite para que puedan llevar a cabo su misión, así como de la ingeniería del subsistema de potencia que engloban la PCDU y la batería del vehículo espacial. El subsistema de potencia se completa con los paneles solares del satélite, los más grandes puestos en órbita por la ESA hasta la fecha en una misión interplanetaria, con 85 m^2 de superficie total, cuya energía es también gestionada por la PCDU de Airbus Crisa.

Los retos técnicos del diseño: El diseño del subsistema de potencia de JUICE se enfrenta a diversos retos técnicos sin precedentes. Uno de ellos se deriva de la gran distancia que separa a Júpiter de nuestro Sol: en la fase de la misión en la que la nave JUICE se mueve en la vecindad de nuestro planeta, la gran superficie de los paneles solares antes mencionados sería capaz de entregar alguna decena de kW al vehículo espacial, mientras que en la fase científica de la misión cuando JUICE se encuentre orbitando Júpiter, los mismos paneles apenas son capaces de entregar 700 W al subsistema de potencia debido al valor especialmente bajo de la constante solar en torno al gigante gaseoso.

Otros retos provienen del entorno hostil que rodea a Júpiter y sus lunas heladas que la ciencia considera como candidatas a albergar algún tipo de vida elemental. Ninguna misión de la Agencia Espacial Europea ha viajado tan lejos y se ha adentrado tanto en las profundidades del Sistema Solar, lo cual conlleva la necesidad de optimizar la eficiencia de la electrónica que se ocupa de la gestión la energía capturada por los paneles solares del satélite.

Júpiter posee el campo magnético más intenso del Sistema Solar, unas 25 veces mayor que el campo magnético de la Tierra. Además el sistema joviano es constantemente alimentado por una gran cantidad de partículas ionizadas que provienen de su luna volcánica Io. Todo lo anterior configura un entorno de radiación extremadamente severo para la electrónica que implementa las funciones de control y para los semiconductores de potencia encargados de gestionar la energía en el subsistema de potencia.

Para completar el escenario de la notable complejidad técnica que caracteriza a esta misión, algunos de los instrumentos científicos de la carga de pago requieren de un diseño del subsistema de potencia que minimice la magnitud de los niveles de emisiones electromagnéticas, tanto conducidas como radiadas. En algunos de sus parámetros, los niveles permitidos de emisiones se encuentran más de un orden de magnitud por debajo de los niveles requeridos para misiones de observación de la Tierra, así como para otras misiones interplanetarias en las cuales Airbus Crisa ha participado con el diseño y la fabricación de la PCDU.

La batería: En lo que se refiere a la batería, su diseño físico se ha separado en 5 bloques idénticos de celdas de Li-Ion que se han distribuido en el satélite de manera que sirvan como pantallas frente al flujo de partículas cargadas, con el objeto de contribuir a reducir la dosis total de radiación recibida por la electrónica de los diferentes equipos sensibles. La batería está construida en torno a la celda 18650-NL, la cual ofrece una densidad de energía de 187Wh/kg, muy superior a los 133Wh/kg de su predecesora 18650-HC. Esta elevada densidad de energía hace posible alcanzar el presupuesto de masa para el satélite JUICE en lo que se refiere a los medios de almacenamiento de energía, al mismo tiempo se cubren las necesidades energéticas para el escenario de caso pero de la misión, relacionado con el volcado de datos científicos a las estaciones en Tierra durante la fase en la que el vehículo orbita Júpiter y sus lunas.

Las claves del diseño eléctrico: Este artículo cubre en mayor profundidad dos de los aspectos claves para el éxito de la misión, la calidad del entorno electromagnético derivada del comportamiento del subsistema de potencia, y los aspectos relacionados con la eficiencia del proceso de conversión de energía.

Para hacer posible la caracterización magnética del Sistema joviano es preciso proporcionar un entorno electromagnético lo más limpio posible que minimice las interferencias hacia el magnetómetro a bordo del satélite. Con este propósito se ha desarrollado un modelo extremadamente completo de las emisiones de modo común del subsistema de potencia, con especial atención al comportamiento de los reguladores de panel solar cuyas corrientes circulan por los grandes paneles solares con los que va equipado este vehículo espacial. En realidad, el conjunto completo de {paneles solares + PCDU + baterias} ha sido simulado con un nivel de detalle no alcanzado

hasta la fecha. Este modelo ha permitido anticipar el comportamiento electromagnético del subsistema en línea con los resultados de las pruebas realizadas en el modelo de vuelo.

Se ha desarrollado específicamente para esta misión un innovador módulo de regulación de panel solar, cuyos convertidores implementan un controlador totalmente digital, tanto cuando el circuito opera en modo conductancia controlado por un amplificador de error tolerante a un fallo, como en aquellos escenarios donde el circuito debe extraer la máxima potencia disponible en el panel solar.

Este circuito permite alcanzar funcionalidades como la detección autónoma del punto de máxima potencia absoluta del panel solar, por ejemplo en escenarios donde las secciones del panel solar quedan parcialmente en sombra. El sistema también permite adaptar la ganancia del sistema de control en función de la magnitud instantánea del voltaje en el panel, así como la operación del circuito de seguimiento del punto de máxima potencia a frecuencia constante, lo cual es particularmente interesante para minimizar el nivel de interferencia causado al magnetómetro a bordo, uno de los instrumentos clave para alcanzar los objetivos científicos de la misión.

Las misiones futuras: La tecnología desarrollada por Airbus Crisa en el marco de la misión JUICE, en particular en lo que se refiere al control totalmente digital de las celdas de conversión de potencia, junto con otros desarrollos tecnológicos llevados a cabo en el marco de otros programas de vuelo, como el uso de transistores de Nitruro de Galio (GaN) para aplicaciones espaciales, han preparado el camino de nuestra compañía para su contribución a nuevas misiones ESA de exploración de nuestro Sistema Solar como Mars Sample Return – Earth Return Orbiter, cuyas unidades de gestión de potencia y control de la propulsión iónica estas siendo actualmente diseñadas por Airbus Crisa.

SPOT: a collaborative web-based tool for bepicolombo science operations

Sara de la Fuente[1], Iñaki Ortiz de Landaluce[1], Rafael Andres[2], Javier Espinosa[1], Jon Cook[1], Angela Carasa[1], Fernando Felix-Redondo[1], Angeles Cuevas[1], Sergio Ibarmia[1]

[1] RHEA Group*,

[2]Aurora Technology**

Introducción: BepiColombo is an interdisciplinary ESA mission launched in 2018 to explore Mercury in cooperation with the Japan Aerospace Exploration Agency (JAXA). The mission consists of two separate Mercury orbiters: ESA's Mercury Planetary Orbiter (MPO) and JAXA's Mercury Magnetospheric Orbiter (MMO), which are dedicated to the detailed study of the planet and its magnetosphere. The MPO's scientific payload comprises 11 instrument packages consisting of 17 units and their science operations are coordinated and planned by the BepiColombo Science Ground Segment (SGS), located in at the European Space Astronomy Centre (ESAC), Madrid, Spain.

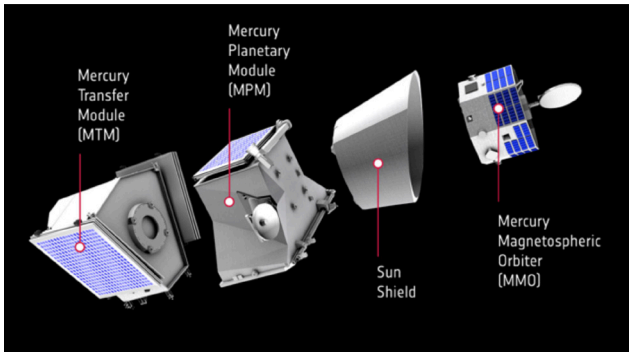


Figure 1: Bepicolombo Spacecraft composite

The BepiColombo SGS has developed the Science Planning Operational Tool (SPOT), a centralised and collaborative web-based tool that supports the SGS and Instrument Teams in the generation of science operations schedules for the Mercury phase. Full compatibility of the generated schedules with the available mission resources and constraints are guaranteed within the tool, fulfilling the scientific requirements of the BepiColombo Mission to Mercury. SPOT provides visualisation, monitoring and edition of the science operations planning and scheduling processes.

This paper provides a description of the BepiColombo science planning tool used by the SGS and the Instrument Teams for the preparation of science operations schedules and generation of Payload Operations Requests (PORs) for the Cruise and the Mercury science phase.

Mission phases and SPOT: The Science Planning Operational Tool (SPOT) supports the preparation of payload operations during the Cruise Phase and will support the science phase at Mercury. Two versions of SPOT are available based on the needs and activities to be carried out in the two main phases of the mission:

SPOT Cruise: to support the instrument teams in the generation of Payload Operations Requests compatible with European Space Operations Centre (ESOC) tools. The Payload Operations Requests can be used for instrument checkouts or science operations during the Cruise phase.

SPOT Mercury: will support the SGS and Instrument Teams in the generation of science operations timelines for the Mercury phase, fully compatible with the available mission resources and constraints based on the scientific requirements of the BepiColombo Mission).

SPOT Cruise: In the Cruise phase the commanding has to be provided by the Instrument Teams to the (Mission Operations Centre (MOC) at ESOC using Command Request File format (CRF): Payload Direct Operations Request (PDOR) and Payload Operations Request (POR).

SPOT Cruise supports the Instrument Teams in the generation of the (CRFs) compatible with European Space Operations Centre (ESOC) tools: the Mission Planning System (MPS), the Mission Control System (MCS) and the applicable Mission Information Database (MIB).

The SPOT has already supported the operations during the Near Earth Commissioning Phase (NECP) operations, the periodic instrument check- out operations (every 6 months) and the generation of science operations for the planetary flybys (Earth, Venus and Mercury flybys) and other cruise science operations. More than 1000 Payload Operations Requests have been already generated using SPOT Cruise since the launch in October 2018.

The main features of SPOT Cruise are listed below:

- User access control
- Operations Request Editor
- MIB update handling and conflicts resolution
- Mission Events handler
- Cruise Products generation, delivery and acknowledgment monitoring

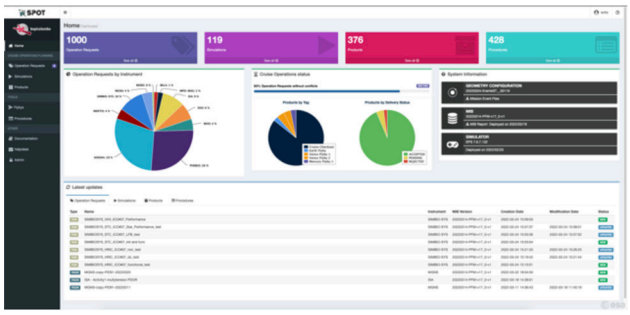


Figure 2: SPOT Cruise Dashboard in March 2022

- Operations Request Simulation
- 3D Flybys Viewer
- Email Notifications on user actions (update/delete)
- Admin functionalities, for monitoring and control
- Procedure Builder

All the information in SPOT is centralised and version-controlled. Additionally, privacy and confidentiality of the data is ensured through user authorisation and authentication.

SPOT Cruise tool has been already re-used for JUICE mission to Jupiter moons, in order to support its Cruise phase too.

SPOT Mercury: SPOT Mercury will support the SGS and Instrument Teams in the generation of science operations schedules for the Mercury phase.

The SPOT Mercury planning process starts with the definition of instrument science observations based on geometry conditions, which are included in dedicated scenarios created for the different phases of the science mission.

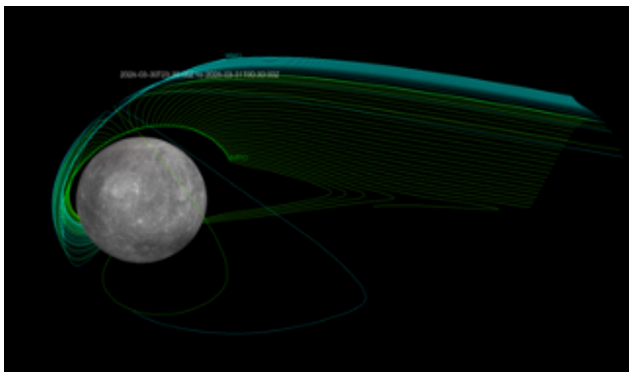


Figure 3: Scenario Candidates preview in SPOT

Observations are scheduled applying the scenario rules by filtering their opportunity windows to achieve the required instrument science operations plan. The resulting scheduled observations are then simulated checking resources constraints (power, data volume) based on the observations commanding.

The simulated timelines can then be reviewed and approved for the generation of payload operational products before submission to the European Space Operations Centre (ESOC).

SPOT Mercury also incorporates 2D/3D visualisation tools displaying geospatial data sets, the Mercury magnetic field model, and Spacecraft attitude, among others, supporting users in the science planning process.

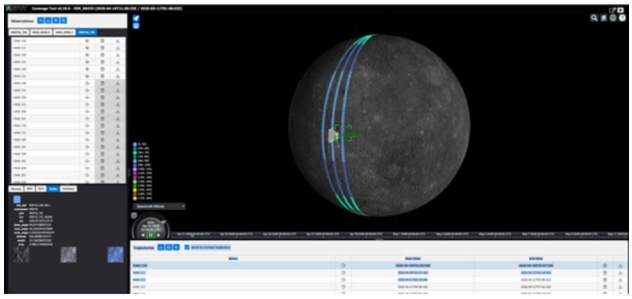


Figure 4: 3D Instruments Coverage Visualisation

Figure 5: Mercury Magnetic field Visualisation

SPOT Mercury consist of the following features:

- User Access Control:
- Observation Editor
- Opportunity Windows Finder
- Scenario Editor
- Scheduler
- Simulator
- Mercury Products Generation, delivery and acknowledgment monitoring
- Visualisation tools for planning process support
- MIB update handling and conflicts resolution
- Email Notifications on user actions (update/delete)
- Advanced Search
- Target Observations Editor

Bibliografía

[1] De la Fuente et al, SPOT: The BepiColombo Science Planning Operational Tool, IWPSS 2021

[2] De la Fuente et al, Planning & Scheduling Science Operations in the Bepicolombo mission to Mercury Planet, IWPSS 2017

[3] De la Fuente S. et al, Science Operations Planning Concept for BepiColombo Mercury Planetary Orbiter, SpaceOps 2016

[4] De La Fuente S. et al, Planning Drivers for the BepiColombo MPO Science Payload Operations, IWPSS 2013.

[5] Benkhoff J., Fujimoto M., Planetary and Space Science, Vol.58, Issues 1-2, January 2010.

Un gravímetro para cuerpos pequeños del Sistema Solar en la primera misión de defensa planetaria de la agencia espacial europea

Lucía Almagro[1], Higinio Alavés[1 y 2], José A. Carrasco[1 y 2], Francisco García de Quirós[1y2]

[1] EMXYS, Parque C UMH, 03202 Elche

[2]Univ. Miguel Hernández, Avda. de la Universidad sn, 03202 Elche

Introducción: La medida del campo gravitatorio permite a los científicos planetarios, junto con la medida del campo magnético, realizar un primer modelo de la composición interna de cualquier cuerpo del sistema solar. Es por ello por lo que la propuesta del Royal Observatory of Belgium y la empresa española Embedded Instruments and Systems tuvo una muy buena recepción para participar en la primera misión de defensa planetaria de la Agencia Espacial Europea al asteroide Didymos. Sin embargo, las características de la misión, el espacio y masa disponible, y las bajas aceleraciones gravitatorias a medir requieren de un nuevo concepto de gravímetro cuyo modelo de ingeniería se encuentra en fase de pruebas.

Descripción del instrumento: El asteroide 65803 Didymos es un asteroide binario cercano a la Tierra (NEA, Near-Earth Asteroid), cuyo cuerpo secundario se conoce como Dimorphos. La misión Hera de la Agencia Espacial Europea (ESA), la cual forma parte de la colaboración internacional Asteroid Impact Deflection Assessment (AIDA), tiene como objetivo este cuerpo secundario. AIDA se compone de dos misiones, Hera, de la Agencia Espacial Europea (ESA), y la misión Double Asteroid Redirection Test (DART) de la National Aeronautics and Space Administration (NASA). El objetivo de DART es impactar contra Dimorphos para desviar su órbita, mientras que la misión Hera permitirá validar el modelo matemático empleado para calcular la desviación de un asteroide al sufrir éste un impacto mediante la caracterización física del mismo. Conjuntamente, estas misiones pretenden desviar la por el lanzador, el viaje en espacio profundo durante 3 años y las temperaturas extremas que rodean Dimorphos.

Las medidas gravimétricas se realizan observando el movimiento de una masa que oscila atendiendo a la intensidad del campo gravitatorio. Con objeto de conseguir la suficiente sensibilidad y relación señal ruido, los gravímetros deben ser capaces de eliminar los errores de offset y ser lo suficientemente estables en el tiempo como para separar las variaciones de campo gravitatorio de las propias variaciones del sistema de medida. Además, en el caso concreto del sensor gravitatorio a bordo de Juventas, las dimensiones del equipo no deben superar un cubo de 10cm de lado, con una masa menor de 400g y un consumo de potencia media menor de 1W. Asimismo, el sensor debe ser capaz de soportar las condiciones ambientales impuestas

Existen en la actualidad dos grupos trabajando en sensores que permiten medir el campo en estas condiciones y con instrumentos de reducidas dimensiones: el grupo del Kieran A. Carroll, Presidente de Emerald Telecommunications International Inc. en Canadá [1] y el grupo formado conjuntamente por el Real Observatorio de Bélgica (ROB) y la empresa española Embedded Instruments and Systems S.L. (EMXYS) [2]. El interés de estos equipos es la posibilidad de ser elegidos como cargas para caracterizar asteroides o superficies planetarias en futuras misiones espaciales, que debido a restricciones de incrementos de velocidad para conseguir sus objetivos, verán muy limitado su tamaño y masa. La misión a Dimorphos representa entonces una oportunidad única de validación de un equipo de estas características.

Diseño del gravímetro: El instrumento que el ROB y la empresa EMXYS propusieron para la misión HERA consiste en la deflexión de una lámina conductora delgada con una masa en uno de los extremos y sujeta por el otro extremo a un eje capaz de realizar rotaciones sobre sí mismo; la detección de la deflexión de la lámina se realiza observando las diferencias de capacidad entre cada una de sus caras y dos electrodos que giran solidarios con el eje, véase Figura 1.

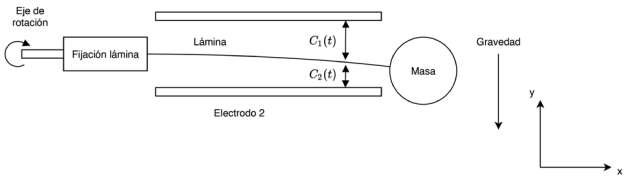


Figura 1. Esquema de funcionamiento del elemento de sensado.

La medida del vector de gravedad se consigue disponiendo en configuración ortogonal dos sensores como el de la Figura 1, véase

Figura 2. Si "N""!⃗ y "N""""⃗ son los vectores normales a las superficies de la lámina de los dos sensores ortogonales que giran sobre su eje longitudinal, y cuya posición viene definida por los ángulos de rotación $\alpha_{\#}$ y $\alpha_{\$}$, siguiendo la notación de la Figura 2 resulta en:

$$\vec{G} = C_y(\alpha_2)\cdot\cos(\alpha_2)\vec{\imath} + +C_x(\alpha_1)\cdot\cos(\alpha_1)\vec{\jmath} + \left[C_x(\alpha_1) + C_y(\alpha_2)\right]\cdot\sin(\alpha_2)\vec{k}$$

Lo cual demuestra que con dos sensores girando en disposición ortogonal es posible reconstruir el vector de gravedad en tres ejes a partir de la medida de capacidad y de la posición angular de la lámina en relación a su eje.

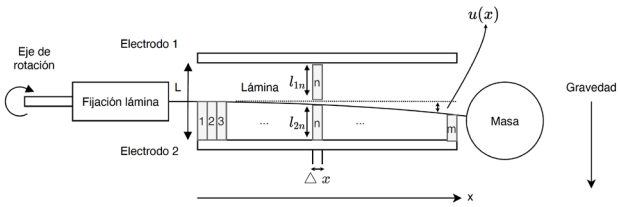


Figura 2. Medida de la gravedad en tres ejes.

El objetivo del trabajo consiste en realizar un diseño de la lámina y la masa final de una longitud menor de 60mm y demostrar que las diferencias en capacidad resultantes debidas a la deflexión gravitatoria en Dimorphos pueden ser medidas por un circuito electrónico capaz de alcanzar un rango de medida de 50mGal con una resolución del 1%. Más concretamente, el trabajo obtiene la relación teórica entre las capacidades medidas en el sensor y la gravedad en Dimorphos, para posteriormente su verificación experimental. Según requerimiento de la Agencia Espacial Europea, el diseño debía ser realizado y verificado por dos grupos distintos utilizando herramientas de software distintas con objeto de aprobar (y financiar) la fase de implementación del sensor.

Si bien es posible resolver el problema presentado en la Figura 1 de manera aproximada [3], la determinación exacta de la capacidad diferencial $C_{\#}(t) - C_{\$}(t)$ aconseja resolver las ecuaciones de la pequeña capacidad puede apreciarse con un circuito apropiado, como se presenta en la Figura 5, que es capaz de resolver alrededor de 80fA, consiguiendo así una medida de gravedad mejor del 1%.

La referencia [4] describe cómo las deformaciones elásticas de un cuerpo Ω se expresan como (1):

$$-\nabla\cdot\sigma(\vec{p}) = f(\vec{p}) \quad (1)$$

Dónde $\sigma(\vec{p})$ representa el desplazamiento de un punto, $\vec{p}$, de la superficie de un cuerpo sometido a una fuerza $f(\vec{p})$. Si suponemos el desplazamiento únicamente en la dimensión x, obtenemos el desplazamiento de la lámina sometida a la acción de la gravedad en el eje y, y a partir de este desplazamiento calcular las diferencias de capacidad como (2) y (3), véase Figura 3.

$$C_1 = \varepsilon_0 \sum_{n=1}^{m} \frac{\Delta x \cdot W}{l_{1n}} \quad (2)$$

$$C_2 = \varepsilon_0 \sum_{n=1}^{m} \frac{\Delta x \cdot W}{l_{2n}} \quad (3)$$

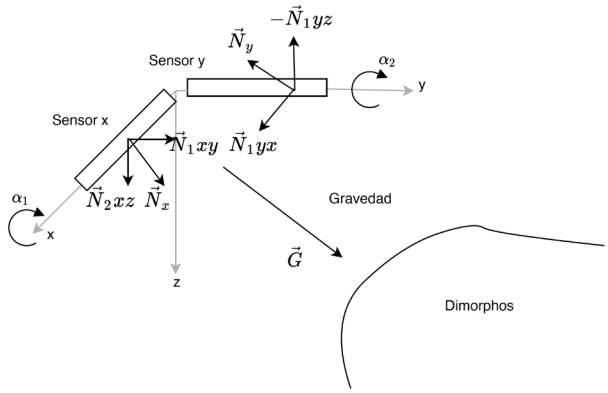


Figura 3. Cálculo de la capacidad.

Siendo $l_{\#\%} = L/2 + u(x)$ y $l_{\$\%} = L/2 - u(x)$ y W la anchura de la lámina.

A partir de aquí se ha determinado que las capacidades que se obtienen ante la deflexión de la lámina están alrededor de la capacidad de referencia de valor 4.354pF (Figura 4), con una capacidad diferencial de 14fF ante gravedades de 50mGal. Esta pequeña capacidad puede apreciarse con un circuito apropiado, como se presenta en la Figura 5, que es capaz de resolver alrededor de 80fA, consiguiendo así una medida de gravedad mejor del 1%.

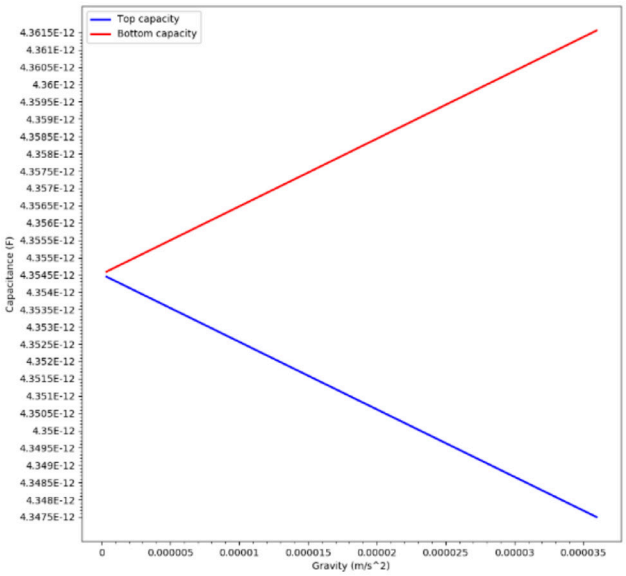


Figura 4. Cambio en las capacidades superior e inferior con la gravedad.

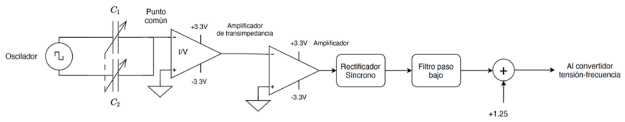


Figura 5. Esquema del circuito electrónico que realiza la medida del elemento de sensado y su acondicionamiento.

Bibliografía

[1] K. Carroll. (2015), «Asteroid and Comet Surface Gravimetric Surveying Can Reveal Interior Structural Details». AstroRecon 2015Doi: http://dx.doi.org/10.13140/2.1.1024.0325

[2] O. Karatekin. (2016), «The Asteroid Geophysical Explorer (AGEX); A proposal to explore Didymos system using Cubesats», EGU General Assembly 2016, EPSC2016-17097.

Susceptómetro magnético para exploración espacial

Jose Luis Mesa Uña [1], Marina Díaz Michelena [1], Claudio Aroca Hernández-Ros[2]

[1] Payloads and Space Sciences Department. National Institute for Aerospace Technology (INTA). 28850 Torrejón de Ardoz. Madrid. Spain.

[2] ETSIT- ISOM, Universidad Politécnica de Madrid. Ciudad Universitaria s/n, 28040, Madrid. Spain

La caracterización del campo magnético y la susceptibilidad magnética son herramientas útiles para comprender la composición, estructura e historia geológica del suelo, las rocas y el regolito en cuerpos rocosos [1]. Además, estos datos tienen implicaciones importantes en la determinación de los campos magnéticos presentes en la historia temprana de los planetas.

Determinar la susceptibilidad magnética compleja, es decir, sus componentes real (χ') e imaginaria (χ'') de las rocas es importante para obtener su caracterización magnética completa [2]. La medida de las dos componentes de la susceptibilidad compleja brinda información complementaria, como: cuánta magnetización puede adquirir una roca en presencia de un campo externo, cómo se comporta esta magnetización bajo corriente alterna y las pérdidas de energía magnética durante la magnetización por diferentes mecanismos (corrientes inducidas, histéresis, etc.), lo que ayuda en la identificación de minerales, portadores magnéticos y sus fases. Esta información podría utilizarse en los criterios de selección de rocas para las misiones de retorno de muestras o para los estudios científicos in situ de las propiedades magnéticas durante las misiones planetarias.

El Área de Magnetismo Espacial del INTA ha desarrollado un susceptómetro magnético, para la determinación de la susceptibilidad magnética compleja, para caracterizar suelos y rocas planetarias durante la exploración in situ [3].

El susceptómetro se basa en principios inductivos. La susceptibilidad magnética es un parámetro complejo y dependiente de la frecuencia. El susceptómetro está diseñado para tener la capacidad de determinar los componentes reales e imaginarios de la susceptibilidad en un rango de frecuencias. El dispositivo alcanza una alta resolución ($\chi \sim 10^{-4}$ SI), y esto lo hace adecuado para una amplia gama de aplicaciones en escenarios planetarios [4, 5, 6].

Es un instrumento supone un avance frente a los diseños comerciales y de última generación de tres maneras diferentes:

1- La capacidad de medir la componente imaginaria de la susceptibilidad magnética.

2- El instrumento no requiere muestreo. Mide la susceptibilidad volumétrica por contacto entre muestra e instrumento.

3- La caracterización consiste en un ensayo no destructivo de la muestra ya que no exige preparación de la muestra y no aplica campos magnéticos elevados (que pueden cambiar el estado magnético de la muestra).

En este trabajo nos vamos a centrar en la campaña de calibración del instrumento, que comprende la concepción de una metodología comparativa con patrones representativos para los componentes real e imaginaria de la susceptibilidad. Debido al diseño del instrumento, se fabricó un conjunto de muestras de calibración y se caracterizó por medio de un equipo de referencia para servir como patrones de calibración de las partes real e imaginaria por separado para el susceptómetro.

Las capacidades del sensor han sido probadas durante diversas campañas de medidas en entornos relevantes [7]. La capacidad del prototipo actual para formar parte de la carga útil a bordo de los vehículos espaciales ha sido probada durante la colaboración con el vehículo móvil LUVMI [8], desarrollado por Space Applications Services NV/SA.

El estado actual del prototipo es un sensor completamente operativo (Figura 1), probado en entornos relevantes (TRL6), adecuado para ser embarcado en un rover de exploración planetaria a corto plazo.

Figura 1. Imagen del susceptómetro magnético integrado el rover LUVMI desarrollado por Space Applications Services NV/SA durante la campaña de pruebas de integración.

Reconocimientos: Este trabajo ha sido financiado por el Programa Español de Investigación, Desarrollo e Innovación al amparo de las ayudas con referencias ESP2017- 88930-R y PID2020-119208RB-I00: MagAres y MINOTAURO, respectivamente, así como del Proyecto de la Unión Europea NEWTON, con código de subvención 730041.

Bibliografía

[1] M.S. Bentley, A.J. Ball, D.K. Potter, I.P. Wright, J.C. Zarnecki. In situ multi-frequency measurements of magnetic susceptibility as an indicator of planetary regolith maturity. Planet Space Sci, 2009, Volume 57, Issue 12, Pages 1491- 1499, https://doi.org/10.1016/j.pss.2009.07.013.

[2] B. W. M. Kuipers, I. A. Bakelaar, M. Klokkenburg, and B. H. Erné. Complex magnetic susceptibility setup for spectroscopy in the extremely low frequency range. Review of Scientific Instruments 79, 013901 (2008) https://doi.org/10.1063/1.2827450.

[3] M. Díaz Michelenaa, J.L. Mesa, M. Pérez, M.C. Maicas, P. Cobos, C. Aroca, A novel induction-based device for the measurement of the complex magnetic susceptibility. Sensor Actuat A-Phys, vol. 263, pp. 471-479, 2017.

[4] Rochette, P., Gattaccea, J., Chevrier, V., Hoffmann. V., Lorand, J.-P., Funaki, M. & Hochgleitner, R., (2005). Matching Martian crustal magnetization and magnetic properties of Martian meteorites. Meteoritic and Planetary Science, 40 (4): 529–540.

[5] Rochette, P. (2010): Magnetic properties of lunar materials: Meteorites, Luna and Apollo returned samples. Earth and Planetary Science Letters, 292: 383–391.

[6] Hunt, C.P., Moskowitz B.M. & Banerjee S.K. (2013): Magnetic Properties of Rocks and Minerals, Wiley. Online Library. DOI: 10.1029/RF003p0189.

[7] Díaz Michelena M., Kilian R., Baeza O., Rios F., Rivero M.A., Mesa J.L., González V., Arlensiú Ordoñez A., Langlais B., C.L. Rocca M., Daniel Acevedo R. The formation of a giant collapse caprock sinkhole on the Barda Negra plateau basalts (Argentina): Magnetic, mineralogical and morphostructural evidences. Geomorphology, 2020, Volume 367, 107297

[8] S. Sheridan et al, LUVMI – Volatile Extraction and Measurements in Lunar Polar Regions, 11th Workshop on Harsh-Environment Mass Spectrometry, 18-21 Sep 2017, Oxnard, CA, USA.

SENER Aeroespacial en el sistema solar: una valiosa perspectiva

Jon Laguna

[1]Sener Aeroespacial, Avda. de Zugazarte 56, 48930 Getxo, Bizkaia, Spain, Email: jon.laguna@aeroespacial.sener

Introducción: La trayectoria de SENER Aeroespacial (anteriormente SENER) en la exploración del sistema solar comienza en 1967 con la construcción de la torre de Kiruna (Suecia). Desde entonces SENER Aeroespacial ha incrementado de forma persistente su presencia en este campo. Estos 55 años de experiencia, la posicionan como una de las empresas líder en el sector. En este documento se resumen algunas de las misiones de exploración del sistema solar en las que ha tomado parte SENER Aeroespacial.

Exploración solar: La observación del Sol desde la tierra queda limitada a las regiones ecuatoriales del astro. Para comprender el comportamiento de la heliosfera y los mecanismos que controlan las tormentas solares, resulta necesario ampliar el área de estudio del Sol a regiones más polares. Los altos niveles de radiación solar hacen este tipo de misiones especialmente complejo. En esa línea, SENER ha colaborado con la NASA y la ESA para equipar distintas misiones, entre las que destacan las siguientes, junto con la fecha de lanzamiento y algunos de los componentes de los que SENER es responsable:

- *Ulysses, 1990*: Boom del magnetómetro y de las antenas de comunicación.
- *Solar Orbiter, 2020*: Boom del magnetómetro, Feedthroughs y antenas de comunicación.

Figura 1. Solar Orbiter con instrumentos desplegados (Fuente: ESA)

Exploración en superficie (Marte y Luna): SENER ha participado en numerosas misiones clave para comprender mejor el planeta rojo. Los equipos suministrados permiten, entre otras cosas, recoger muestras minerales del subsuelo, estudiar su composición y mandar la información de vuelta a la tierra. Por otro lado, ha participado en vehículos desplegados sobre la superficie lunar:

- *MSL (Curiosity), 2011*: Mecanismo de apunte de la antena de alta ganancia (HGAG)
- *ExoMars, 2016 y 2022*: Dos misiones en las que SENER suministra, entre otros componentes, el sistema de amartizaje, taladro para muestras y mecanismos de amarre y despliegue de los paneles solares. Así mismo, SENER proporciona antenas de comunicaciones en banda X y UHF para el orbitador, el módulo de descenso y el rover.

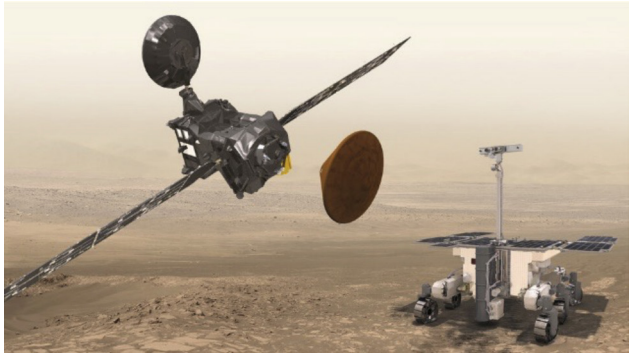


Figura 2. EDM y rover del programa ExoMars (Fuente: ESA)

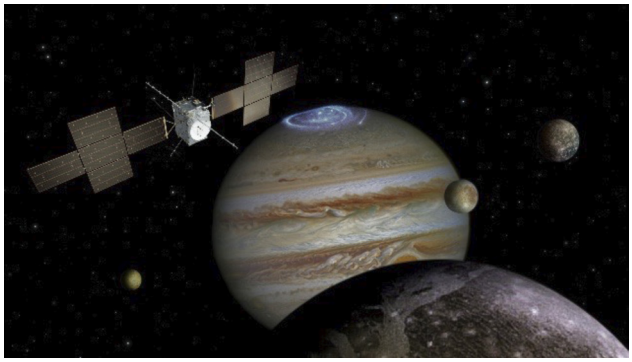


Figura 3. UHF Antennas: Orbiter, Descend module and Rover

- *M2020 (Perseverance), 2020:* Mecanismo de apunte de la antena de alta ganancia (HGAG)
- *Emirates Lunar Mission, 2022:* Mástil y Gimball de la cámara de navegación del rover.

Otros cuerpos: Además de las misiones anteriores, más planetas y cuerpos celestes están siendo estudiados por misiones en las que SENER ha participado. Estas misiones pueden darse en ambientes

muy distintos, por lo que la versatilidad y capacidad de adaptación del equipo de diseño es clave a la hora de enfocar el diseño de cada componente. Se pasan a describir tres misiones que representan esto de modo especial, así como los elementos que hacen particular cada misión:

• *JUICE, 2022*: Misión de exploración a Júpiter y sus satélites. Esta misión buscará presencia de agua líquida en las lunas jovianas. En este caso, la distancia al sol hace que el satélite únicamente vaya a recibir del orden de un 3% de la energía solar que recibiría en órbita terrestre, lo que la convierte en una de las misiones con los ambientes más fríos. SENER proporciona la antena de media ganancia.

Figura 4. JUICE en ambiente joviano (Fuente: ESA)

• *Bepi Colombo, 2018*: Misión de exploración a Mercurio. La proximidad del sol, unida a periodos de eclipse, provoca que los componentes tengan que soportar un rango de temperaturas extremo (-130º C a +540º C). SENER proporciona el Boom del magnetómetro y las antenas de comunicación para esta misión.

• *Rosetta, 2004*: Misión que logró en 2014 alcanzar un cometa, sincronizarse con su movimiento y posar una sonda sobre él. SENER participó con distintos componentes, como el instrumento OSIRIS, GUIADA o las persianas de control térmico o *louvres*.

Otros: Del mismo modo, SENER participa en otros tipos de misiones, como la descrita a continuación:

• *Gaia, 2013:* Misión con el objetivo de mapear las estrellas de nuestra galaxia. Para garantizar la estabilidad térmica necesaria, SENER proporciona un parasol desplegable y amplificadores de estado sólido (SSPA).

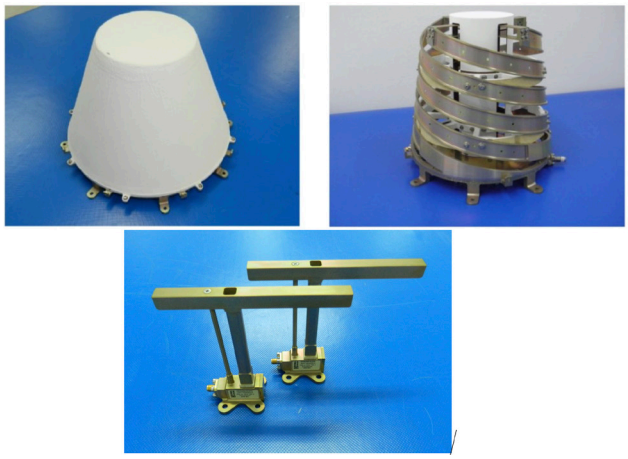


Figura 5. Parasol de Gaia siendo desplegado

Análogos de encelado en la Tierra (Lagos De La Antártida, Lost City)

Fernando Carmona Martín

(nandus69@hotmail.com) Researcher / Editor Astrobiology

Introducción: Encelado es el sexo satélite de saturno y presenta características muy interesantes desde el punto de vista astrobiológico para los científicos como foco para una futura misión de exploración planetaria. Las mediciones de las plumas de Encelado realizadas por la nave espacial Cassini han indicado claramente que hay un océano de agua líquida debajo del hielo y que es probable que este océano sea habitable para una variedad de microorganismos terrestres. Las muestras que salen de las plumas brindan una oportunidad única para la astrobiología. Las misiones futuras pueden refinar nuestra comprensión de la habitabilidad del océano (si fuera rico en biomarcadores o el tipo de ecosistema que se puede esperar similar a la biología de la tierra). Los estudios in situ pueden revelar la presencia y la naturaleza bioquímica de la vida en Encelado.

Los análogos en la Tierra del océano en Encelado serían: un cuerpo de agua oscuro y anóxico prácticamente sellado por hielo; un ambiente que contiene un ecosistema microbiano quimioautotrófico anaeróbico o un respiradero hidrotermal alcalino, de baja temperatura, recirculante. Ningún entorno conocido en la Tierra tiene estas tres características, pero hay sistemas que tienen alguna de ellas y nos podrían ayudar a comprender el potencial astrobiológico de Encelado. El análogo más claro en la Tierra para los respiraderos hidrotermales en el océano de Encelado, se describe a continuación.

El campo Ciudad Perdida a lo largo del Macizo Atlántico al oeste de la cresta del Atlántico medio: Las mediciones realizadas por la nave espacial Cassini respaldan la conclusión de que el agua líquida subsuperficial de Encelado está circulando a través de sistemas hidrotermales alcalinos y cálidos en el fondo del océano. En la Tierra, el descubrimiento de tales sistemas dentro de nuestro propio océano ocurrió solo recientemente, aunque su existencia se había predicho en base a observaciones geológicas. Incluso antes de su descubrimiento, se había argumentado que los sistemas hidrotermales alcalinos podrían haber sido lugares importantes para el origen de la vida. Los entornos alcalinos como Ciudad Perdida podrían proporcionar una interfaz geoquímica que apoya la formación de vesículas lipídicas. Sin embargo, contiene un pH moderado a alto que es problemático para la estabilidad del ARN y, en menor medida, para el ADN, pero la funcionalidad del ARN puede haber sido de mucha mayor importancia para el origen de la vida tal como la conocemos. La alta salinidad, y en particular la prevalencia de cationes divalentes como el magnesio, también plantea un problema para la formación y estabilidad del ARN y otros polímeros. Dentro y debajo de las chimeneas, el hidrógeno y el metano directamente derivados de la serpentinización y la circulación de fluidos impulsan la actividad microbiana, predominantemente en forma de arqueas oxidantes de metano.

***Diferencias y/o similitudes que nos encontramos*:** Los supuestos sistemas hidrotermales de Encelado claramente no están tan bien caracterizados como los respiraderos de la Ciudad Perdida, pero parece haber una base para su analogia. 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 ambas es la energía disponible para la vida a través de varias vías metabólicas. La química del penacho de Encelado indica que solo hidrógeno y dióxido de carbono están definitivamente disponibles como fuente de energía redox. No se observan sulfato ni oxígeno, y es probable que no estén presentes. Por lo tanto, dada nuestra comprensión actual de la química de Encelado, las reacciones de oxidación que usan estas especies, aunque importantes en la Tierra, pueden no ser relevantes para Encelado. Si el flujo de salida hidrotérmico en Encelado tiene una concentración de células similar a la observada en los fluidos de Ciudad Perdida (~ 105 células cm-3) el material biológico podría ser detectable en una muestra recolectada por una nave espacial que vuela a través del penacho, incluso si el flujo de salida hidrotérmico se diluye en 10 a 1 con agua del océano ambiental, según lo determinado por los cálculos bidimensionales de flujo de fluido.

En un estudio relacionado, estimaron que las concentraciones microbianas en los respiraderos hidrotermales en Encelado podrían ser comparables a las de la Tierra, al escalar el flujo geotérmico promedio en el mar debajo del terreno polar sur de Encelado al del océano Atlántico promedio, y suponiendo que la partición metabólica y energética sea igual en ambos mundos.

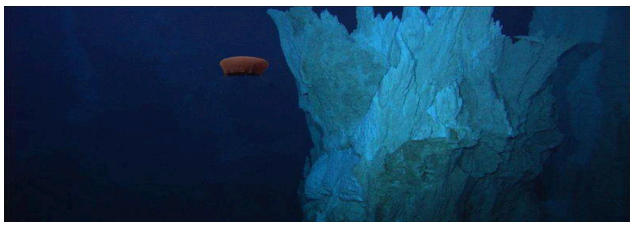


Figura 1: Lost City

El Lago Vida en los Valles Secos de la Antártida: Es el ejemplo más conocido de ecosistema sellado bajo hielo puesto que no son muy comunes. Este sistema no recibe flujo de material ni luz solar. Los primeros observadores y modelos de Lago Vida asumieron

que estaba congelado en su base. Sin embargo, el radar reveló una constante altamente reflectante a unos 19 m debajo de la superficie del hielo en el interior del lago. La perforación a través del hielo reveló la presencia de una capa de salmuera que se extiende unos 16 metros hacia abajo. La datación por radiocarbono de la materia orgánica muestreada a 12 m en la cubierta de hielo del lago sugiere que la salmuera ha estado aislada durante más de 2800 años. El análisis de ensambles microbianos dentro de la cubierta de hielo perenne del lago reveló una variedad diversa de bacterias en este ecosistema sellado de salmuera. Otro resultado sorprendente del análisis del material era la mezcla de especies oxidadas y reducidas como el nitrato, nitrito o amonio que junto con el hierro y el carbono orgánico disuelto estarían presentes en niveles altos. La salmuera de Lago Vida es rica en evidencia de vida microbiana, dominada por las bacterias y proteobacterias. Esta es una diversidad bastante grande para un ambiente de salmuera a baja temperatura, pero puede no ser un buen análogo biológico para Encelado.

Diferencias y/o similitudes que nos encontramos. Las arqueas metanogénicas, que se espera sean un organismo análogo útil para la base de cualquier ecosistema microbiano presente en Encelado, comprenden una fracción insignificante de los organismos detectados en la salmuera del Lago Vida y el metano solo se encuentra en niveles traza.

Pero lo más sorprendente son las altas concentraciones de perclorato y debido a esto la proporción de nitrato a perclorato (~ 103) es más baja que en cualquier otro lugar de la Tierra, excepto el desierto de Atacama (los valores típicos de la proporción de nitrato a perclorato en la Tierra oscilan entre 104 y 105). El perclorato y el nitrato se habrían utilizado hace mucho tiempo para oxidar material orgánico, haciendo que su presencia junto con niveles relativamente altos de carbono orgánico sea interesante, pero difícil de explicar. Por otro lado; los altos niveles de compuestos de nitrógeno disuelto y gaseoso, hierro e hidrógeno, sugieren que pueden ocurrir reacciones de roca-agua en la base de la salmuera, produciendo hidrógeno y manteniendo el desequilibrio redox. No se entiende cómo funciona esto, y también se desconoce la velocidad de tales reacciones a las bajas temperaturas, pero si se confirma dicha fuente de hidrógeno y está desempeñando un papel en el mantenimiento de la mezcla redox en la salmuera de Lago Vida, esto puede tener implicaciones interesantes para la química y la habitabilidad del océano en Encelado.

Figura 2: El Lago Vida

El lago Untersee, también en la Antártida: es un lago ultraoligotrófico ubicado a –71.342 °, 13.473 ° en Dronning Maud Land, en la región al sur de África. Este lago ocupa una cuenca represada por el término del glaciar Anuchin. El lago está a 563 m sobre el nivel del mar, con un área de 11.4 km2, y ~ 100 m de profundidad. El Metano y otros productos biogénicos como el Amoniaco producido en la parte inferior se difunden hacia arriba a través de la columna de agua estancada en el canal anóxico. No hay fuentes o sumideros para estos gases biogénicos hasta que alcanzan la capa rica en oxígeno y se consumen por oxidación microbiana. Esta oxidación comienza a unos 80 m de profundidad y se completa a ~ 75 m de profundidad. Con la excepción de la capa de oxidación, este es un modelo en miniatura de la situación hipotetizada para Encelado basada en la detección de hidrógeno y dióxido de carbono (así como Metano) en el penacho. Se presume que un supuesto ecosistema metanogénico en Encelado podría estar operando en la interfaz entre un núcleo y el océano. El hidrógeno liberado de las reacciones en el núcleo se lleva hacia afuera y sería consumido por los metanógenos utilizando dióxido de carbono de la columna de agua, análogo al fondo de la zona anóxica en el lago Untersee.

Diferencias y/o similitudes que nos encontramos. Las esteras microbianas fotosintéticas carecen de carbono y absorben dióxido de carbono. Se ha demostrado que el consumo de dióxido de carbono por los fotótrofos puede hacer que el pH sea tan alto cuando hay un intercambio limitado de gases con la atmósfera. Por lo tanto, el alto pH en el lago Untersee parece ser un efecto biológico. Si bien es probable que la fotosíntesis no sea un nicho viable en Encelado, es importante considerar cómo diversos procesos biológicos pueden mediar los parámetros ambientales, como el pH. El hidrógeno es una probable molécula de "combustible" en Encelado y los metanógenos podrían ser sus principales productores. La mayor parte de la biosfera de la superficie y del subsuelo en la Tierra se basa, en última instancia, en la fotosíntesis directamente o en la descomposición heterotrófica del material orgánico producido en la superficie, que generalmente reacciona con el oxígeno producido desde la superficie. Esto no es relevante para el subsuelo de mundos que no tienen biosfera de superficie u otra fuente de oxidantes.

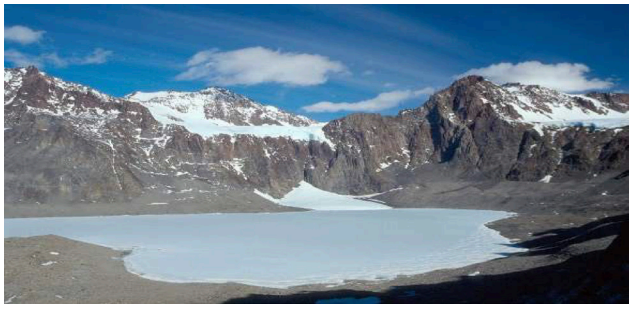


Figura 3: El Lago Untersee

Retos de la explotación de datos espaciales para la investigación en Astrofísica en la era del James Webb Space Telescope y el Big Data

Ricardo Pérez Martínez[1]

[1]ISDEFE S.A.,S.M.E.,M.P. rmpmartinez@isdefe.es

Introducción: El reciente lanzamiento del telescopio espacial James Webb (JWST) supone una oportunidad y a la vez un enorme reto para la investigación en astrofísica y cosmología. Sin embargo, su plena potencialidad solo podrá desarrollarse en conjunto con otros satélites y observatorios de tierra. La complementariedad de los datos, tanto en resolución espacial y espectral, como en rangos de frecuencia, es sólo uno de los aspectos clave que marcarán el avance en astrofísica en los próximos años. ISDEFE desarrolla varios proyectos en este ámbito con el doble propósito de contribuir a la la ciencia básica en España y de ampliar y robustecer las competencias de su equipo de científicos e ingenieros en campos como el de las operaciones científicas, procesado avanzado de datos, aprendizaje automático o Big Data.

En esta ponencia se describen algunos de ellos, como SUCANES (base de datos de objetos subestelares en fases tempranas), JCET (taxonomía exhaustiva de exoplanetas con JWST), o el clasificador de membresías de cúmulos de galaxias basado en aprendizaje automático. En todos los casos, los proyectos se realizan en colaboración con uno o varios organismos públicos de investigación.

SUCANES: Substellar candidates at their earliest stages: El estudio de los objetos subestaleres cubre una parte importantísima de la formación estelar a lo largo de toda la secuencia de masas. Entender los procesos implicados en la formación de estos objetos, situados entre las estrellas menos masivas y los exoplanetas del tipo súper-jupiter, es clave para conseguir una imagen global de los distintos escenarios bajo estudio. Para ello, el proyecto ha recopilado los datos observacionales disponibles en un amplio rango de longitudes de onda y los ha centralizado en una única base de datos. Su acceso se ha organizado de manera que se facilita a la comunidad científica mundial la consulta de la base de datos a través de un interfaz web. Además, se han calculado parámetros derivados a partir de estos datos, tales como la temperatura y luminosidad bolométrica y la masa total (masa estelar y masa del gas), que también se proporcionan junto con el resto de la información. Como utilidades extra, el proyecto permite también la estimación de distribuciones espectrales de energía y varios diagnósticos basados en relaciones color-color y color-magnitud.

Para conseguir todo esto, se estableció una colaboración entre el Centro de Astrobiología (INTA-CSIC), la *Science Faculty* de la Agencia Espacial Europea e ISDEFE en la que los distintas instituciones proporcionaban recursos tanto materiales como humanos para formar un equipo de astrofísicos, científicos de datos e ingenieros de software que lo pudieran llevar a cabo en un plazo aproximado de dos años.

JWST and synergies: Comprehensive taxonomy of planetary systems: El reciente lanzamiento del *James Webb Space Telescope (JWST)* va a abrir una novedosa ventana a la exploración de los exoplantas. El proyecto, recién comenzado, aúna esfuerzos de la *Science Faculty* de la Agencia Espacial Europea, el Centro de Astrobiología (INTA-CSIC), e ISDEFE para comenzar el estudio de los sistemas planetarios observados por este telescopio entendidos como un conjunto. Mediante esta taxonomía se pretende superar las limitaciones del enfoque actual, basado en el estudio de los exoplanetas agrupados por sus propiedades individuales, y añadir la variedad de información proveniente de los sistemas planetarios en los que éstos están inmersos.

Para ello, se pondrán en práctica metodologías basadas en análisis bayesianos de datos multifrecuencia que permitan una explotación temprana de los grandes volúmenes de datos que tanto JWST como otras misiones (Cheops, TESS, Gaia etc) van a poner a disposición de la comunidad científica en un brevísimo espacio de tiempo.

Galaxy evolution in overdense environments: Este otro proyecto, en este caso aún en fase de concepción, se enfoca en entender los procesos evolutivos en las galaxias que pertenecen a estructuras autogravitantes de mayor jerarquía (grupos, filamentos o cúmulos de galaxias). Dado que la evolución de galaxias es una de las claves para entender la evolución del Universo en su conjunto, y en el contexto de misiones espaciales muy ambiciosas especialmente apropiadas para estos estudios (James Webb Space Telescope, Euclid, etc), el proyecto se enfrenta los retos habituales del análisis de grandes volúmenes de datos en escenarios astrofísicos (variedad, multiplicidad, latencia…) junto con los también habituales en la explotación de archivos astronómicos de distintas procedencias (control de calidad, validación científica, homogeneización, etc). La primera parte del proyecto consistirá en el desarrollo de un discriminador binario de membresías, a desarrollar a partir de datos observacionales y estimaciones derivadas a cargo del equipo científico.

Reconocimientos: Los proyectos aquí descritos se han beneficiado del apoyo de la ESA Faculty bajo el contrato No. 4000129603/19/ES/CM, el Centro de Astrobiología, el CSIC e ISDEFE.

Design and implementation of an ultra-low-profile antennas of the esa cubesat scientific mission for the calibration of astronomical ground stations

Daniel Köhler García[1], Marta Donate Fuente[1], Alfonso Tomás Muriel Barrado[1], Roberto Garrote Moreno[1], Ramón Martínez Rodríguez-Osorio[1], Julio Gallegos[2], Fernando Martín Porqueras[3], Marcos Lopez Caniego[4], Xavier Dupac[5], and Miguel A. Salas-Natera[1]

[1]Universidad Politécnica de Madrid, Ciudad Universitaria, ETSI Telecomunicación, Madrid, España (miguel.salas@upm.es)

[2]Serco for the European Space Agency (ESA) (julio.gallegos@sciops.esa.int)

[3]Telespazio for the European Space Agency (ESA)

[4]Aurora Technology for the European Space Agency (ESA) at European Space Astronomy Centre (ESAC)

[5]European Space Agency (ESA) (xdupac@sciops.esa.int)

This work presents the three patch antennas for the CUBIQU CubeSat Calibration missions [1]. The framework of the present work is a collaboration between the European Space Agency and the Grupo de Radiación of the Universidad Politécnica de Madrid. The scope of this is the design of the S-band with selectable circular polarization for TT&C and, the 11 and 30 GHz high polarization purity array antenna subsystems that will act as a calibration source for astronomical instrumentation. These antenna subsystems developed under the project POLARIS about Development of Microstrip Patch Array Antenna for a Microwave Polarization Calibration CubeSat for the QUIJOTE (Q U I JOint TEnerife) experiment [2] are part of the CUBIQU program of the ESA.

Figura 1. Calibration mission scenario [3]

Regarding the S-band antenna for TT&C, we have designed one ultra-low-profile CubeSat antennas with selectable circular polarization. During the design, different strategies were used to overcome the constraints of CubeSat missions. These constrains are mainly about the mechanical and electrical requirements. In this sense, this work presents the analysis carried out for the development of an S-Band TT&C antenna on board a scientific CubeSat.

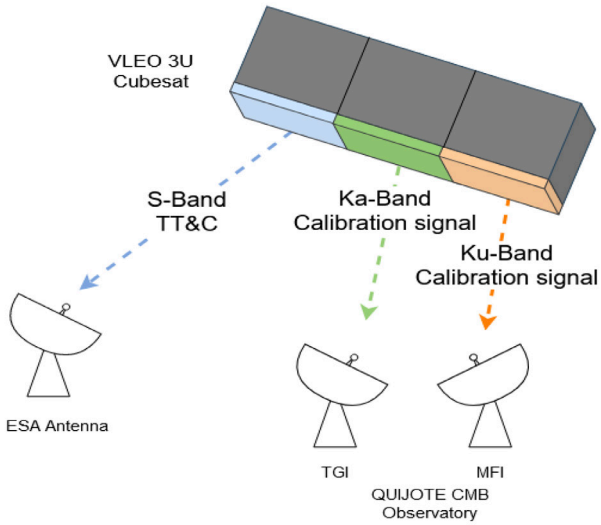


Figura 2. S-band TT&C CUBIQU on-board antenna

For the high-polarization source antennas, this work addressed the analysis and design of ultra-low- profile antennas in the X-band (11 GHz) and Ka- band (30 GHz) for the scientific mission with high-polarization-purity calibration payload within CUBIQU (CUBesat for I.Q.U) program from ESA. The antennas will emit linearly polarized signals and will be used by the ground segment as a calibration source for polarization. In this sense, the cross-polar discrimination required is 42.9 dB and 55.2 dB for 0.2° and 0.1° of precision, respectively. For this purpose, several antenna models were analysed, and the outcome will prove the feasibility of using CubeSats and planar antennas for this type of experiments.

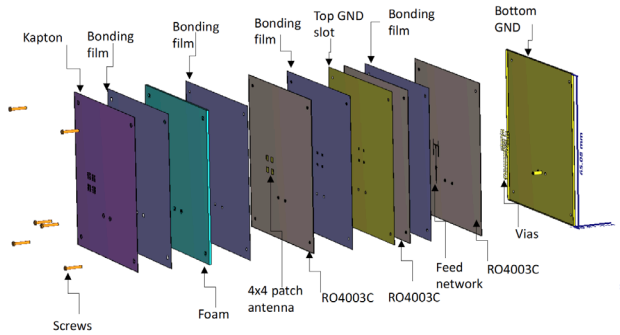


Figura 3. High-polarization purity (multi-layer stack-up) of X and Ka band CUBIQU antennas

As observed in the design process, there is the propagation of surface waves through the substrate within the structure. This effect appears in stripline technology due to the propagation of parallel plate modes, as the stripline has a total of three different conductors, and as we know from the transmission lines theory, there is hence two TEM modes on a stripline transmission line. This is also knowns that the propagation can be caused by the discontinuity of the aperture [4]. To deal with the propagation of the parallel plate mode, metalized via holes or shorting pins can be added to the structure [5]. Thus, final implementation uses metalized via holes or shorting pins enhancing the XPD performance obtained.

The figure below presents the final XPD obtained for both cases with and without shorting pins in the feeding network. The XPD achieved with the 2x2 antenna array design is higher than 55.2 dB for the off-axis range of ±40° when the field is confined.

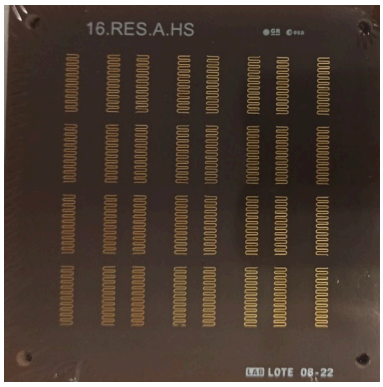


Figura 4. XPD comparison of 2x2 array with and without shorting pings.

The figure below presents one of the manufactured prototypes that uses a polarizer layer to improve the XPD with respect to the manufacturing tolerances. The presented prototype is a 4x4 array that provide with >55.2 dB of XPD within +/- 50 degrees off axis but higher antenna gain than the obtained with the single element and with the 2x2 array options. This sophisticate multilayer design guarantees the high-polarization purity performance of the antenna in presence of impairments as well as external electromagnetics influences.

It has been demonstrated that microstrip antennas can be used as a calibration source for CMB observatories. In contrast to other implementations using other high purity antennas like corrugated horns, the implementation of this work not only brings the possibility of a cheap and easy implementation of a calibration source, but also due to its low profile, mass, and compact size, it is perfect for be used as the payload of the Cubesat system.

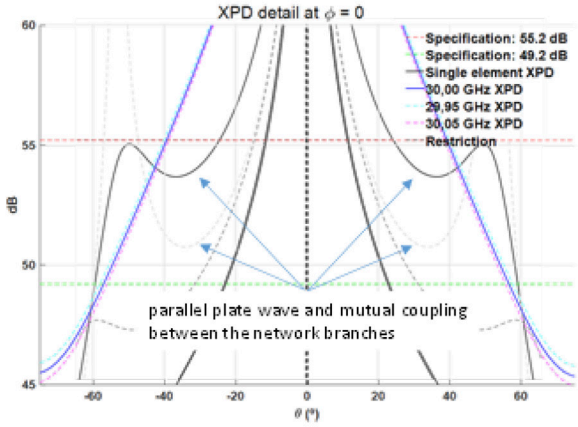


Figura 5. Manufactured 4x4 high-polarization purity antenna array.

Acknowledgment: We acknowledge support from ESA through the Faculty of the European Space Astronomy Centre (ESAC) with Funding reference SCI-OD-SOW-00364/ 5001030068 and by the Spanish Government under the project UPM- InTerSpaCE (PID2020-112545RB-C51).

Bibliografía

[1] IPTC, «POLARIS: SCI-OD-SOW-00364 - Development of Patch Phased-array Microstrip Antenna for a Microwave Polarization Calibration Cubesat,» 2019. [En línea]. Available: https://iptc.upm.es/polarisci-od- sow-00364-development-patch-phased-array- microstrip-antenna-microwave-polarization.

[2] IAC, «QUIJOTE CMB Experiment,» [En línea]. Available: https://www.iac.es/en/projects/quijote-cmb- experiment-q-u-i-joint-tenerife-cmb- experiment. [Último acceso: 07 04 2021].

[3] Author: Daniel Köhler García; Advisors: Miguel A. Salas Natera; Ramon Martinez Rodriguez-Osorio, *TFG: Design of an 'ESA' CubeSat high polarization purity antenna for calibration of 'IAC' ka-band astronomical instrumentation,* Madrid: Universidad Politécnica de Madrid, 2021.

[4] A. F. J. Reimar Marg, «Efficiency Considerations in the Design of Aperture- Coupled Patch,» Institut Hochfrequenztechnik, TU Braunschweig, Braunschweig, 1995.

[5] N. K. Das, «Methods of suppression or avoidance of parallel-plate power leakage from conductor-backed transmission lines,» *IEEE Transactions on Microwave Theory and Techniques,* vol. 44, no. 2, pp. 169-181, 1996.

Objetivo la Luna: SENER Aeroespacial en la Lunar Gateway

Laura San Martín[1]

[1]Sener Aeroespacial, Avda. de Zugazarte 56, 48930 Getxo, Bizkaia, Spain, Email: laura.sanmartin@aeroespacial.sener

Introducción: La Plataforma Orbital Lunar Gateway es un elemento fundamental del programa Artemis de la NASA que será utilizada como punto intermedio para misiones espaciales a la superficie lunar y para la exploración del espacio.

SENER Aeroespacial es el encargado del sistema estructural de acoplamiento HCS (Hard Capture System) del sistema internacional de atraque y acoplamiento IBDM (International Berthing and Docking Mechanism) para el Módulo de Hábitat Internacional IHAB (International Habitat Module) y para el módulo de Reabastecimiento de Combustible ERM del sistema ESPRIT en la plataforma Gateway.

A su vez, realizará las 2 antenas orientables de banda S y Ka (SKBA) del Sistema de Comunicaciones Lunares del Halo (HLSC) de ESPRIT que proporciona comunicación con la Luna (Ka-band) y los vehículos visitantes (S-band).

Antecedentes del HCS: El mecanismo internacional de atraque y acoplamiento IBDM (International Berthing and Docking Mechanism) es el mecanismo europeo andrógino y de bajo impacto que permite el acoplamiento de vehículos espaciales de pequeño y gran tamaño. El diseño de IBDM es compatible con el estándar internacional de sistemas de acoplamiento (IDSS) y, por lo tanto, compatible con los adaptadores de acoplamiento internacional (IDA) presentes en la Estación Espacial Internacional (ISS).

El IBDM está compuesto por el Sistema de Soft-docking SCS, y el sistema estructural de acoplamiento rígido HCS:

- El SCS garantiza la captura suave del vehículo espacial mediante una plataforma activa Stewart de 6 DoF que se encarga de alinear las interfaces de acoplamiento y amortiguar el movimiento relativo.
- El HCS crea una conexión estructural rígida y permite una zona de pasaje presurizada entre los dos vehículos espaciales. También es responsable de las conexiones de servicio y las funciones de separación. SENER Aeropespacial ha desarrollo y calificado el sistema HCS para la ISS.

La siguiente figura muestra el conjunto IBDM SCS y HCS.

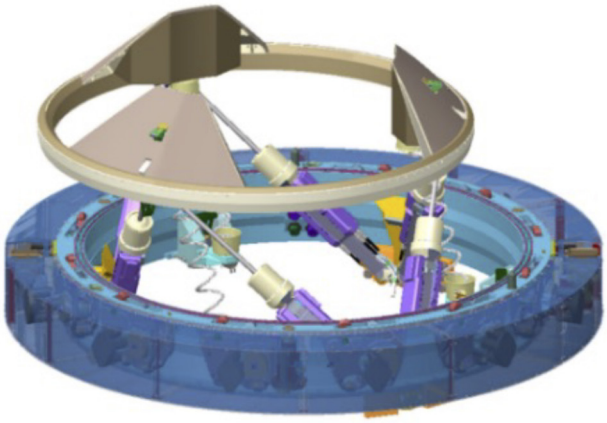


Figura 1. Sistema IBDM

HCS para IHAB y ERM: El IBDM HCS para IHAB & ESPRIT ERM es una adaptación del HCS IDSS (International Docking System Specification) a la Gateway Docking System Specification (GDSS).

GDSS especifica diferentes HCS activos o pasivos que asumen funciones más dedicadas e implementan conectores adicionales: Conectores Umbilicales Rectangulares eléctricos (RUCs), y Conectores de Transferencia de Fluidos (FTC). Estas configuraciones de HCS difieren del IBDM andrógino para IDSS y deben desarrollarse para IHAB y ESPRIT ERM.

De entre los siguientes elementos, cada sistema HCS contará con los requeridos para realizar su función:

- Unidades de captura mecánica activas o pasivas que aseguren la unión estructural firme entre los dos vehículos (HCHU).
- Conectores umbilicales activos o pasivos para el acoplamiento eléctrico (RUC).
- Conectores de fluidos activos o pasivos para la transferencia de Xe, MMH y MON-3 (FTC).
- Cubierta térmica para la fase transitoria del sistema.

- Control térmico para hacer frente al entorno de Gateway.
- Harness dedicado para cada configuración.
- Sensores de distancia para la indicación de captura y separación.
- Cubierta contra impactos de micrometeoritos y basura espacial (MMOD).

HLSC: El HLCS consta de dos antenas orientables de banda S y Ka (SKBA), cada una de ellas montada en paneles opuestos del módulo HALO. De esta manera, es posible proporcionar una cobertura completamente esférica alrededor del módulo, con cada una de las SKBA cubriendo la mitad de la esfera. Para ello, cada antena incluye:

- Antena reflectora de doble banda S/K.
- Mecanismo de apunte de antena (APM) de doble eje con capacidad para transmitir correctamente señales de banda S y K.
- Boom estructural que proporciona un soporte adecuado a la antena y acoge el harness de RF formado por WR-34 waveguides de banda K y un cable coaxial de banda S.
- Mecanismo Hold Down-Release (HDRM) que se encarga de mantener la antena en una posición segura durante el lanzamiento y permite su despliegue posterior.

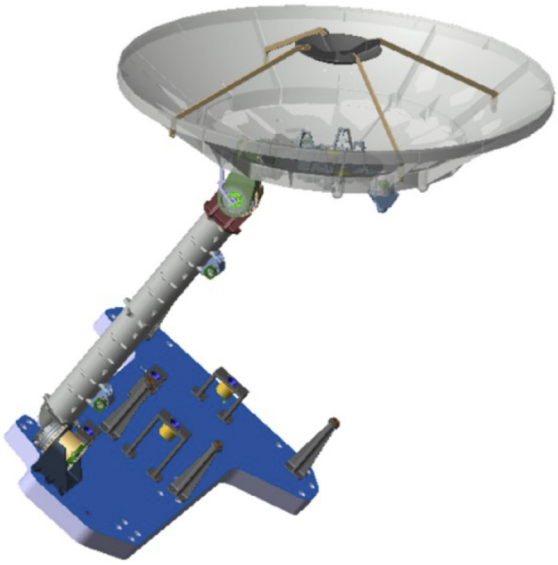


Figura 2. HALO SKBA

Conclusión: La Plataforma Orbital Lunar Gateway supondrá un avance hacia la exploración lunar en colaboración internacional, y establecerá por primera vez presencia en la Luna a largo plazo. Asimismo, se utilizará en la futura exploración del espacio.

La visión y el rol de GMV en la exploración espacial

Mariella Graziano[1], Fernando Gandía[1], Cristina Luna[1] , Joaquín Estremera[1], Marco Mammarella[1], Jorge Ocón[1]

[1]GMV AD SAU

Una nueva era ha comenzado para la exploración espacial, cuyo objetivo final es la presencia humana a largo plazo en el espacio. Para ello, es obligatorio establecer desde el principio planes estratégicos y técnicos claros, que permitan a los seres humanos perseguir objetivos factibles de manera eficiente en términos de coste y tiempo de realización, al mismo tiempo que se maximizan los resultados y se minimizan los efectos ambientales locales.

Los futuros conceptos de misión de amplio espectro deberán ser innovadores e interdisciplinares y, al mismo tiempo, sostenibles, respetuosos con el medio ambiente y social y políticamente inclusivos. Inicialmente, estas misiones de exploración y utilización de recursos estarán basadas únicamente en robots, preparando así la expansión humana a largo plazo y la utilización de los recursos plantarios locales, apoyada en la colaboración entre seres humanos, inteligencia artificial y robots.

Las infraestructuras de apoyo necesarias, es decir, la navegación, el hábitat y la explotación de los recursos, estarán diseñados para garantizar una estancia humana segura en las superficies de los planetas exteriores. Esto implica un cambio de paradigma tanto tecnológico como cultural con diseños centrados en las características y necesidades de las personas.

En este camino la Luna es, sin duda, el primer paso obligado para la presencia humana permanente en las superficies planetarias y el mejor lugar para probar de forma segura las tecnologías innovadoras y los procedimientos operativos asociados en preparación para las futuras misiones humanas a Marte.

Esta presentación pretende dar una idea de la visión, las necesidades tecnológicas y el rol actual de GMV en este camino hacia esta nueva era de la exploración espacial.

Entrada en pérdida de perfiles naca a números de Reynolds extremadamente bajos: la aerodinámica en Marte

Lucía Ballesteros Grande[1], Lucía Martínez García-Rodrigo[2], Sergio Cervigón Corraliza[3], Pablo Eusa López de Murillas[4], Adrián Astudillo Andrés[5], María Jesús Casati Calzada[6], Ángel Antonio Rodríguez Sevillano[7]

E.T.S.I Aeronáutica y del Espacio, Universidad Politécnica de Madrid, Plaza del Cardenal Cisneros 3, 28040 Madrid [1,2,3,4,5,6,7].

[1]lucia.martinezg@alumnos.upm.es, [2]sergio.cervigon.corraliza@alumnos.upm.es, [3]pablo.eusa.lopezdemurillas@alumnos.upm.es, [4]a.astudilloa@alumnos.upm.es, [5]mariajesus.casati@upm.es, [6]angel.rodriguez.sevillano@upm.es, [7] lucia.ballesteros.grande@alumnos.upm.es

El desarrollo de este trabajo se centra en la investigación experimental de perfiles aerodinámicos NACA de cuatro cifras simétricos. Para ello, se han ensayado estos modelos dentro del canal hidrodinámico y se han visualizado las líneas de corriente del fluido mediante inyección de tinta en agua. El objetivo ha sido establecer criterios de determinación de la separación de la corriente.

Esta investigación recoge los análisis de imágenes de ensayos de perfiles simétricos a un número de Reynolds inferior a 10000, es decir, flujo a Re extremadamente bajo. Los ensayos han sido realizados en el canal hidrodinámico de visualización de la Escuela Técnica Superior de Ingeniería Aeronáutica y del Espacio (Universidad Politécnica de Madrid). Estos disponen de imágenes laterales y cenitales, para el posterior análisis.

A partir de estas imágenes, se detallan las conclusiones obtenidas sobre la evolución del inicio del desprendimiento en función del ángulo de ataque, así como la influencia que el espesor del perfil ejerce sobre dicho desprendimiento a diversos números de Reynolds.

Además, los citados resultados experimentales se comparan con resultados computacionales obtenidos con la herramienta OpenFoam, que sirvieran como validación mutua.

A la vista de los resultados puede confirmarse que los perfiles considerados como gruesos, sufren una entrada en pérdida progresiva, comenzando desde el borde de salida. Es decir, a medida que el ángulo de ataque aumenta, la capa límite va desprendiéndose cada vez en una posición más adelantada, disminuyendo suavemente la sustentación del perfil hasta que se produce la entrada en pérdida. Este comportamiento es el mismo que experimentan los perfiles gruesos a números de Reynolds convencionales en el vuelo actual, aunque la entrada en pérdida en este régimen se produzca a mayores ángulos de ataque que a extremadamente bajos números de Reynolds.

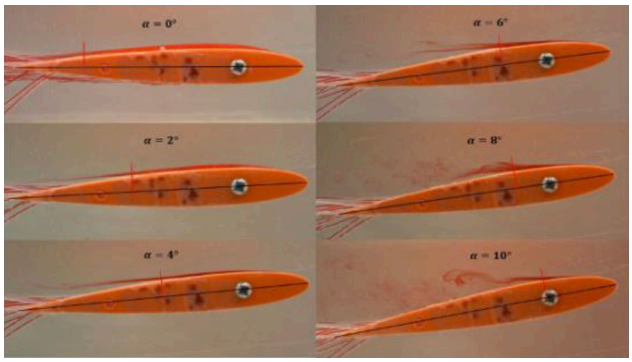


Figura 1. Visualización perfil NACA 0012, entre 0º y 10º de ángulo de ataque, a Re=5320.

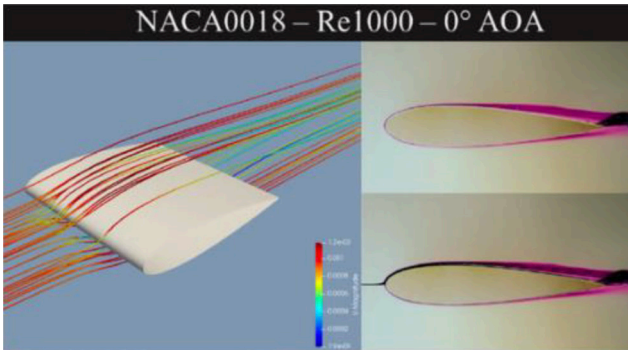


Figura 2. Comparativa entre los resultados CFD y los ensayos de laboratorio del perfil NACA0018 a Re=1000 y 0° de ángulo de ataque.

Por el contrario, los perfiles delgados definen otro modo de entrada en pérdida. En este caso, la entrada en pérdida asociada a perfiles delgados (hasta el 10% de *t/c*) se manifiesta de modo progresivo hasta un ángulo de ataque y después es abrupta; es decir, con una variación de la pendiente muy significativa.

Bibliografía

[1] Kunz, P. J. (2003). Aerodynamics and design for ultra-low Reynolds number flight. Stanford University.

[2] Smits, A. J. (2012). Flow visualization: techniques and examples. World Scientific.

[3] Miguel A. Barcala-Montejano, Ángel A. Rodríguez-Sevillano, Rafael Bardera-Mora, Raquel Alonso-Castilla, Laura Fuentes-Gil and José Ribelles-Fayos. Flow visualization at extremely low Reynolds number.8th Eucass Conference (European Conference For Aeronautics And Space Sciences). Madrid (Spain). 1-4 July 2019.

[4] Barcala- Montejano, M.A., Rodríguez-Sevillano, A.A., Delgado-Obrero, C. Visualization in a water channel as a preliminary design tool. 5th Eucass Conference (European Conference For Aeronautics And Space Sciences). Munich, Germany. July 2013. ISBN 978-84-941531-0-5.

Efectos de interferencia en el Mars Rover a partir de resultados de visualización de flujo

Ruth Corredor Morales[1], Jaime Fernández Antón[2], Javier Muñoz Campillejo[3], Rafael Bardera Mora[4], María Jesús Casati Calzada[5], Ángel Antonio Rodríguez Sevillano[6]

E.T.S.I Aeronáutica y del Espacio, Universidad Politécnica de Madrid, Plaza del Cardenal Cisneros 3, 28040 Madrid [1, 2, 5, 6].

Instituto Nacional de Técnica Aeroespacial, Ctra. Ajalvir p.k. 4, Torrejón de Ardoz, 28850 Madrid [3, 4].

ruth.corredorm@alumnos.upm.es [1], jaime.fernandez.anton@alumnos.upm.es [2], munozcj@inta.es [3], barderar@inta.es [4], mariajesus.casati@upm.es [5], angel.rodriguez.sevillano@upm.es [6]

Los ensayos de visualización han ejercido como soporte para sustentar conceptos teóricos desde los inicios de la Mecánica de Fluidos. En este caso, la técnica se aplicará a flujos con números de Reynolds extremadamente bajos ($Re \sim 10^3$).

El canal hidrodinámico de visualización de la Escuela Técnica Superior de Ingeniería Aeronáutica y del Espacio (Universidad Politécnica de Madrid) ha servido como escenario para reproducir, mediante semejanza física, las condiciones de la atmósfera baja de Marte, caracterizada por un flujo a bajos Reynolds. La singularidad de los ensayos radica en que se emplea como fluido agua y en que son los modelos los que se mueven por el canal en el seno del fluido estacionario.

El modelo ensayado es una maqueta de la cabeza del *Mars Curiosity Rover* con su mástil y dos booms, fabricado mediante impresión 3D (fabricación aditiva) en el Departamento de Aeronaves y Vehículos Espaciales. La importancia de conocer el comportamiento del flujo reside en el estudio del efecto de interferencia entre el mástil de la cabeza del Rover y los booms presentes en el propio mástil. Además, para dar validez a los resultados, han sido comparados con los resultados con otras técnicas que se realizan en la industria, quedando así demostrada la validez del método. Técnicas de alto nivel de precisión y gran valor añadido, pero que requiere grandes inversiones no siempre disponibles. En este caso, los resultados han sido comparados con los experimentos desarrollados en el departamento de Aerodinámica Experimental del Instituto Nacional de Técnica Aeroespacial (INTA), mediante el túnel aerodinámico TSI con técnicas LDA y PIV.

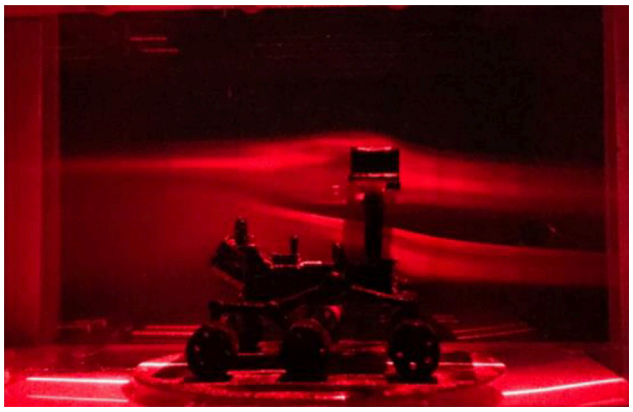


Figura 1. Visualización Mars Rover en canal hidrodinámico.

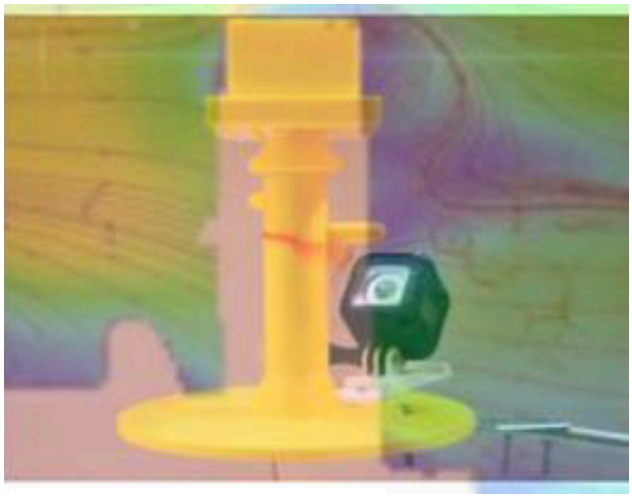


Figura 2. Visualización con aerosol de agua del Mars Rover en túnel aerodinámico del

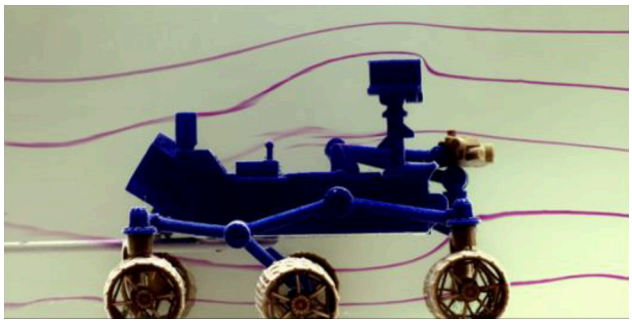


Figura 3. INTA.

■ Superposición de resultados entre canal de visualización y PIV a ángulo de la corriente β = 180°.

Bibliografía

[1] Bardera Mora, R., Sor Mendi S., García- Magariño García, A., Gómez Elvira, J., Marín M., Navarro S., Torres, J., Carretero, S. 2017 Characterization of the flow around the Mars 2020 Rover. 35th AIAA Applied Aerodynamics Conference.5-9. Denver, Colorado AIAA 2017- 4228.

[2] Bardera, R., Barcala M., Rodríguez, A., De Diego, G., & De Sotto, M. (2018). Frequency Prediction of a Von Karman Vortex Street Based on Spectral Analysis Estimation. American Journal of Science and Technology, 5(2): 26-34.

Sistemas críticos para la misión MSR desarrollados por AVS

C. Camañes[1], I. Sard[1], A. Larman[1], C. Ortega[1]

[1]AVS Added Value Solutions (ccamanes@a-v-s.es)

Introducción: AVS ha sido seleccionado como proveedor de 3 sistemas clave para la misión Mars Sample Return (MSR), cuyo objetivo es traer por primera vez muestras de suelo marciano a la Tierra. AVS se encarga de desarrollar: 1) la garra de recogida de muestras (Gripper) para el SFR (Sample Fetch Rover), 2) el manipulador (End-Effector) a cargo de la inserción de las muestras en el contenedor de muestras OS (Orbiting Sample container) del cohete MAV (Mars Ascent Vehicle) y 3) el mecanismo de protección de las lentes del sistema de visión PU (Perception Unit) para el control del brazo robótico STA (Sample Transfer Arm).

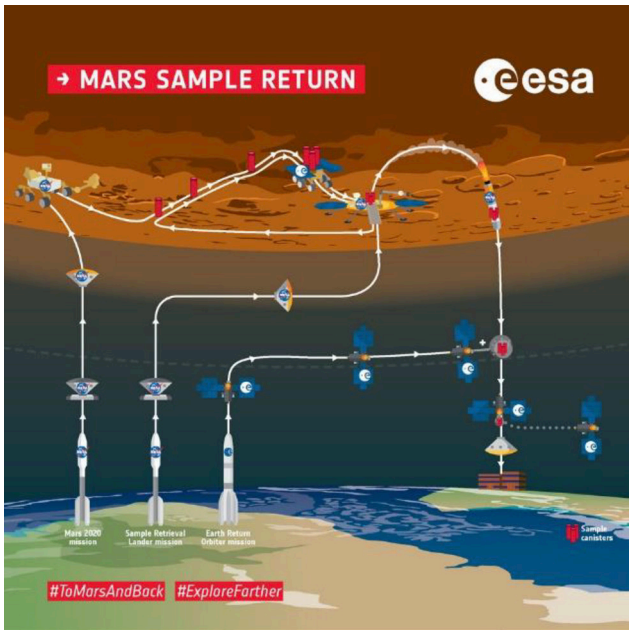


Figura 1. Diagrama de la misión MSR (Fuente: ESA)

Misión MSR: La misión MSR Esta compuesta por 3 fases:

- Misión Mars2020: El rover Perseverance (ya en Marte) es el encargado de la toma de muestras, que quedan recogidas en los RSTA (Returnable Sample Tube Assembly).
- Misión Sample Retrieval Lander: Una segunda misión, compuesta por el aterrizador SRL (Sample Retrieval Lander), el rover SFR y el vehículo de salida MAV. El SFR recogerá las muestras depositadas en la superficie de Marte y las llevará hasta el SRL. El STA (Sample Transfer Arm), un sistema de brazo robótico y actuador instalado a bordo del SRL, será el encargado de recuperar las muestras del SFR y del M2020 e introducirlas en el OS, el contener de muestras para el retorno a la Tierra, a bordo del MAV. Tras eso, el MAV despegará para llevar las muestras a la órbita marciana.
- Earth Return Orbiter: Un satélite orbitando alrededor de Marte recogerá el contenedor de muestras y lo llevará de vuelta a la Tierra, donde serán estudiadas en detalle.

SFR Gripper: AVS está desarrollando la garra de recogida de muestra SFR Gripper, cuyo objetivo es recoger los RSTAs preparados anteriormente por el rover Perseverance. El diseño propuesto para este actuador robótico está basado en una pinza de dos garras de apertura rotativa.

La primera tarea del desarrollo ha sido diseñar y fabricar un prototipo de la pinza robótica para verificar que el diseño propuesto cumplía con las funciones más críticas

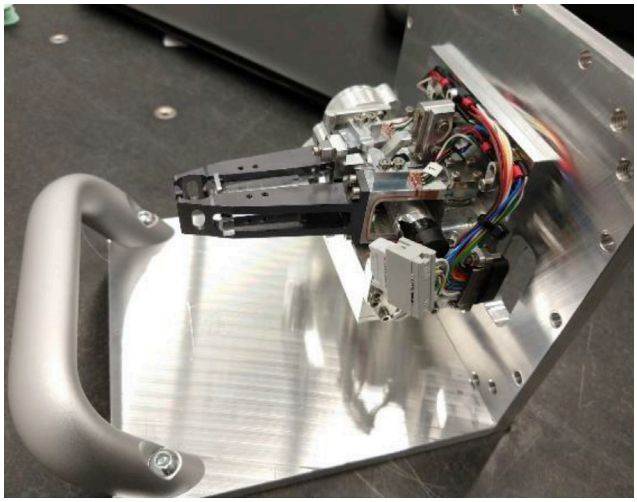


Figura 2. Prototipo del SFR Gripper desarrollado por AVS

STA End-Effector: AVS ha sido seleccionado también como desarrollador del actuador robótico a cargo de transferir las muestras de los rovers Perseverance y SFR al contenedor de muestras OS. Este actuador es similar al SFR Gripper, ya que interactúa con los mismos tubos de recogida de muestras, los RSTAs, pero incluye otras funciones como la instalación de la tapa del contenedor de muestras y la liberación de los elementos de agarre de los tubos de muestras. Este actuador, a diferencia del SFR Gripper, tiene dos grados de libertad para poder realizar todas sus funciones.

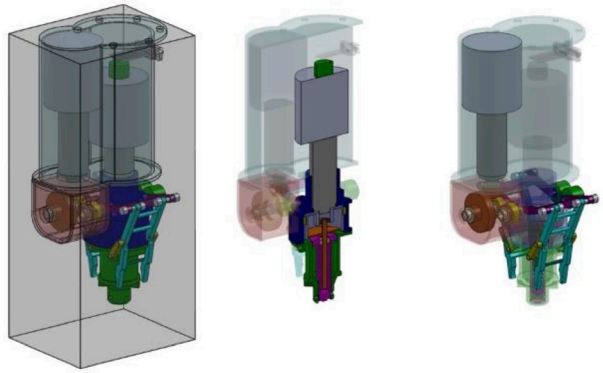


Figura 3. Diseño conceptual del STA End-Effector desarrollado por AVS

En este momento se está llevando a cabo la SRR del proyecto. Una vez termine, se empezará a desarrollar un prototipo para verificar las funciones críticas.

STA Perception Unit Dust Protection: El STA de SRL tiene un sistema de visión denominado PU (Perception Unit), compuesto de los algoritmos de reconocimiento, la cámara, la estructura de montaje y el Dust Protection, una tapa que protege la cámara del impacto de las piedras que son eyectadas durante el aterrizaje de SRL en la superficie marciana. Una vez el aterrizador SRL esté en la superficie, la tapa Dust Protection será levantada para permitir la visión de la cámara sin obstáculos.

El mecanismo propuesto para este elemento está basado en el desplegable desarrollado por AVS para el instrumento MEDA, a bordo del rover Perseverance para la misión M2020 [1].

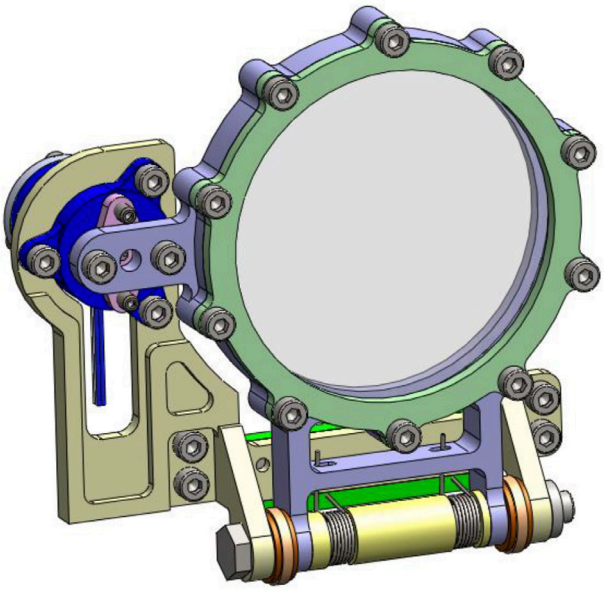


Figura 4. Diseño conceptual del STA PU Dust Protection desarrollado por AVS

En este momento se está llevando a cabo la SRR del proyecto. Una vez termine, se empezará la fase de diseño preliminar.

Bibliografía

[1] Juaristi, C.O., Astigarraga, M.Á., Palma, A., Larman, A., Aierdi, Mayor, I.S., Manfredi, J.A., Elvira, J., Torres, J., Marín, M.M., & Moreno, J. (2019) ESMATS, Development of the MEDA instrument Wind Sensor deployment mechanisms for the M2020 mission

SMIMARS: Hacia una pequeña misión para la exploración Marte

D. de Miguel, A. Pizarro, M. Á. Palacios[1]

[1]Airbus Defence and Space SAU (diana.demiguel@airbus.com)

Introducción: Recientemente, la Agencia Espacial Europea ha llevado a cabo tanto estudios propios en el contexto de su CDF como estudios con la industria, con carácter de pre-Fase 0, para analizar la viabilidad de implementar pequeñas misiones a Marte, bien embarcando pequeñas cargas de pago de índole científica en un orbitador, o bien desplegando una pequeña constelación que permitiese establecer comunicaciones entre la superficie marciana y la Tierra. Airbus Defence and Space España ha liderado uno de estos estudios industriales, proponiendo una arquitectura de misión compatible con los exigentes requisitos técnicos, tecnológicos y programáticos.

Objetivos de la misión: Desde el punto de vista de aplicación final, se contemplan dos tipos de misión:

- Mars Science Orbiter (MSO): Misión de un solo satélite a unos 300 km de altitud para la caracte- rización de potenciales áreas de exploración humana. Debe ser capaz de embarcar una carga de pago científica de al menos 35 kg.
- Mars Communications Constellation (MCC): misión de 3 satélites en órbita aeroestacionaria o transaeroestacionaria que ejerza de enlace de datos entre la superficie marciana y la Tierra.

Una de las metas del estudio es seleccionar la misión más compatible con los requisitos programáticos, que establecen un tiempo máximo de 4 años para las fases B2/C/D, máximo reúso de líneas de producto, minimización de riesgos, y un coste industrial máximo de 125 M€, considerando las cargas de pago como elementos CFI.

Una vez definida la arquitectura de misión compatible con estos requisitos programáticos mínimos, se procede a una segunda fase de consolidación técnica del concepto seleccionado.

Fase de Trade-Offs:

	Nombre	Detalles
MSO	MSO- BP1	Propulsión química Inyección directa parabólica
	MSO- BP2	Propulsión química Inyección directa hiperbólica
	MSO- EP1	Propulsión eléctrica Inyección directa parabólica
	MSO- EP2	Propulsión eléctrica Desde GTO
MCC	MCC- EP1	3 satélites idénticos Propulsión eléctrica, GTO
	MCC- EP2	1 sat principal + 2 smallsats Propulsión eléctrica, GTO

Tabla 1.

Airbus ha dedicado la primera fase del estudio a la ejecución de un ejercicio de trade-off en el que se han valorado hasta 6 arquitecturas diferentes de misión. Todas ellas priorizando el uso de líneas de producto existentes o en desarrollo, y verificando la compatibilidad de dichas soluciones con los requisitos presentes en el MRD. Los conceptos mostrados en la tabla precedente han sido analizados.

Metodología: La metodología de trade-off empleada incluyó la evaluación de 8 marcadores de valor: el potencial para ofrecer un bajo coste de desarrollo; la compatibilidad con un plazo breve de implementación; la capacidad de ofrecer valor añadido (p. ej. contar con márgenes de recursos suficientes para embarcar cargas de pago más complejas); el margen de masa ofrecido para posibilitar un lanzamiento dual en Ariane 62; el bajo riesgo de desarrollo; el bajo riesgo programático; la duración del tiempo de transferencia a la órbita marciana de destino; y, finalmente, los costes de operación estimados.

La calificación otorgada a cada concepto en los diferentes marcadores de valor se puede considerar mixta, cualitativa/cuantitativa. Aunque la valoración no refleja una cuantificación de magnitudes como los márgenes de masa o meses de desarrollo, los valores relativos en un área concreta (por ejemplo, valoración del coste de diferentes arquitecturas de misión) sí muestran de manera aproximada la relación cualitativa entre los conceptos considerados.

Selección de la arquitectura de misión: La primera conclusión del ejercicio es que la arquitectura MCC no parece compatible con los requisitos programáticos establecidos. Al menos uno de los satélites de la constelación tiene que permitir establecer el enlace de comunicaciones con la Tierra en los términos establecidos por los requisitos de misión, lo que es uno de los factores determinantes en su desarrollo. En el caso MCC-EP1 se desarrollan tres satélites iguales, lo que permite abordar un único desarrollo, pero esto hace que el comportamiento en masa del conjunto no sea compatible con los requisitos. Una alternativa (MCC-EP2) es tener un único satélite principal, y dos minisatélites que se enlacen con el principal. Este concepto tiene un mejor comportamiento en masa, pero requiere de dos desarrollos completos, lo que reduce su atractivo en términos de coste, riesgo y tiempo de desarrollo.

Así, la misión objetivo será el orbitador científico (MSO). Los cuatro conceptos evaluados se benefician de recurrencia significativa en diferentes líneas de producto de plataformas desarrolladas por Airbus para Observación de la Tierra, Navegación y Telecomunicaciones.

El concepto seleccionado es el MSO-EP2, que permite una transferencia a Marte desde GTO gracias a la propulsión eléctrica propues-

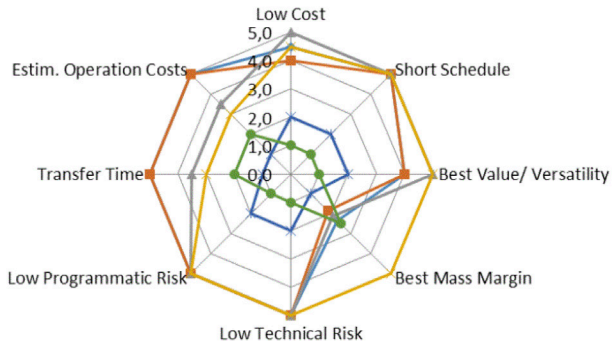


Figura 1. Diagrama de valoración relativa de los diferentes conceptos de misión

ta. Se considera que esto es una característica atractiva dado que de este modo aumentan las probabilidades de compartir lanzamientos y por tanto de reducir los costes globales a nivel misión. Además, merced al baseline seleccionado, este tipo de plataforma ofrece amplios recursos en cuanto a masa y potencia para embarcar cargas de pago científicas de cierta complejidad.

Concepto técnico seleccionado: El satélite seleccionado para MSO-EP2 se basa en la reutilización de una plataforma eléctrica de la línea de producto de Airbus, de modo que los subsistemas de gestión de datos, potencia, propulsión y AOCS de SMIMARS son en gran medida heredados de desarrollos previos. Todos estos elementos tendrán un TRL entre 8 y 9, cuando se esperaría estar en disposición de alcanzar la PDR del sistema.

En el caso de las comunicaciones, éstas precisan de un desarrollo específico para SMIMARS, tanto en lo que concierne a las comunicaciones entre el orbitador y la Tierra (Banda X), como en el enlace que se requiere entre el orbitador y la superficie marciana (en UHF). A finales de 2025 se espera llegar a un TRL entre 6 y 7 en el subsistema de banda

X. En lo que concierne a la banda UHF, ESA tiene el objetivo de alcanzar un TRL 5 en 2025 para un transceptor europeo. Para alcanzar estos objetivos el estudio ha concluido que es recomendable alinear las necesarias actividades de pre-desarrollo tecnológico con la planificación de SMIMARS.

En resumen, el satélite propuesto contará con una masa seca de entre 1000 y 1100 kg dependiendo del tamaño de la carga de pago embarcada (hasta 120 kg), ofreciendo hasta 1 Tn de margen para un co- pasajero en un lanzamiento compartido. La plataforma es capaz de generar una potencia de 9-10 kW a principio de vida, y unos 4.5 kW al final de su vida. El enlace en banda X permite una tasa de descarga de 100 kbps.

Aspectos programáticos: En la planificación de la misión hay que tener en cuenta los siguientes aspectos:

- El diseño del sistema de propulsión y el tanque de xenón deben ser adaptados a SMIMARS, sin que se considere un aspecto crítico.
- En cuanto al AOCS, tanto el receptor GNSS como los actuadores magnéticos desaparecerán, lo que precisa de una adaptación del software que debería ser abordada desde fase A.
- Los aspectos termomecánicos y estructurales serán específicos de la misión, pero no se consideran elementos de riesgo.
- Finalmente, Airbus recomienda comenzar un programa específico de predesarrollo de elementos críticos del subsistema de comunicaciones que permita ofrecer soluciones de bajo coste y madurez compatible con el lanzamiento previsto en 2029.

Habida cuenta estas reflexiones, la viabilidad de una misión fast-track se confirma, permitiendo un lanzamiento en 2029 con un kick-off de la fase B2 en 2025.

Conclusiones: En el estudio SMIMARS se ha demostrado la viabilidad de una misión *fast track* capaz de poner en órbita marciana MLO (300 km) un orbitador científico, dentro de las condiciones de contorno programáticas establecidas. Airbus propone una arquitectura que permite salir desde GTO, lo que flexibiliza la misión al otorgar atractivas oportunidades de vuelo con un co- pasajero.

En la evaluación de viabilidad programática, Airbus propone poner en práctica las lecciones aprendidas en otras misiones de índole *fast-track* como Cheops, con procesos optimizados de gestión, garantía de calidad, y confirmación del estado de madurez de unidades con herencia de vuelo o ya calificadas, así como una interacción estrecha entre la Agencia y la industria, favoreciendo procesos ágiles de toma de decisiones.

La industria europea, y Airbus, están preparados para el reto de desarrollar una plataforma que otorgue una capacidad continuada para poner en órbita marciana instrumentos científicos que permitan ahondar nuestro conocimiento del planeta rojo, un paso fundamental hacia su exploración tripulada.

Bibliografía

[1] De Miguel D., Small Mission to Mars – Architectural Study. Executive Summary (SMIMARS-ADSM-RP-1000988283), 2021.

Caracterización por cfd de la perturbación en los sensores de viento twins por el Lander Insight (NASA-JPL)

Álvaro Coronado Barco[1], Josefina Torres Redondo[2], Santiago Pindado Carrión[3], Daniel Alfonso Corcuera[3], Sara Navarro López[1], Javier Gómez Elvira[2], Mercedes Marín Jiménez[1], Silvia Giménez Torregrosa[1], Roser Urquí O'Callaghan[1], Luis Mora Sotomayor[1], José Antonio Rodríguez-Manfredi[1]

[1] CAB, Centro de Astrobiología CSIC-INTA, España,

[2] INTA, Instituto Nacional Técnica Aeroespacial, España

[3] Instituto Universitario de Microgravedad "Ignacio Da Riva" (IDR/UPM), España

La misión InSight es una misión de NASA-JPL con el objetivo de estudiar la geología del planeta Marte. Aterrizó el 26 de noviembre de 2018 en Elysium Planitia, una amplia llanura que se sitúa a ambos lados del ecuador marciano. El lander presenta entre sus objetivos la determinación de la composición y estructura del interior de Marte y el estudio de la actividad sísmica marciana. Para ello, cuenta con un conjunto de instrumentos: un sismómetro, dos cámaras, sensores de presión atmosférica, temperatura y viento, un magnetómetro y un radiómetro.

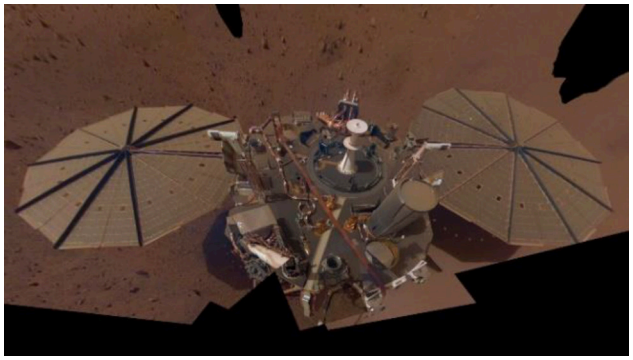


Figura 1. 1: Selfie del lander InSight (Fuente: NASA-JPL)

Los sensores de viento y temperatura conforman TWINS (Temperature and Wind Sensors for Insight Mission), son desarrollados y calibrados en el Centro de Astrobiología (CSIC-INTA), el cual ha sido responsable también de su predecesor REMS, en la misión MSL, y de posteriores sensores en MEDA, de la misión Mars 2020, continuando el periodo de colaboración con NASA-JPL.

Debido a que no existe un túnel de viento de suficiente volumen que reúna las características necesarias de presión y densidad para realizar pruebas con una maqueta del InSight, las simulaciones de CFD son de vital importancia. Gracias a las simulaciones, es posible optimizar la posición de los sensores y observar las perturbaciones debidas a los diferentes instrumentos y elementos presentes en el deck. Estas simulaciones se realizan en condiciones marcianas, adecuando gravedad, presión, temperatura y composición atmosférica, a la realidad del planeta Marte.

Las simulaciones buscan estudiar la perturbación del viento por el lander en la medida de los sensores, en distintas condiciones de ensayo en su situación actual. Para ello, se ha realizado un modelo CAD-CFD añadiendo la inclinación tras el aterrizaje y simulando con los instrumentos SEIS y HP3 desplegados en el suelo. El estudio abarca la incidencia del viento a diferentes módulos de velocidad y desde distintas direcciones, completando una vuelta completa con una simulación cada 30º, detectando las zonas de interés y realizando simulaciones adicionales en estas.

Los resultados de las simulaciones a presentar ayudarán al grupo encargado de TWINS y MEDA del Centro de Astrobiología a mejorar su algoritmo de retrieval, y a los científicos partícipes en la misión para la mejora de sus modelos atmosféricos marcianos.

Bibliografía

[1] Velasco, T. y Rodríguez-Manfredi, J.A. (2015). The TWINS Instrument on Board Mars Insight Mission. *EGU General Assembly 2015.*

[2] Bardera, R., Sor, S., Garcia-Magariño, A., Gómez-Elvira, J., Marin, M., Navarro, S., Torres, J. y Carretero, S. (2017) *Experimental and Numerical Characterization of the Flow Around the Mars 2020 Rover,* 35th AIAA Applied Aerodynamics Conference

[3] Bardera, R., Sor, S. and García Magariño, A., 2020. Aerodynamics of Mars 2020 Rover Wind Sensors. IntechOpen.

[4] Bardera Mora, R., Sor, S., Garcia Magariño, A., Javier Gomez Elvira, J., Marin, M., Torres, J., Navarro, S. and Carretero, S., 2017. Characteriza tion of the flow around the Mars 2020 Rover. 35th AIAA Applied Aerodynamics Conference

Exploración en SENER: de navegación interplanetaria a vehículos marcianos

M. Sánchez Nogales[1], X. Ézara[2], E. Urgoiti[3], M.A. González[4]

[1]SENER Aeroespacial (mariano.sanchez@aeroespacial.sener)
[2]SENER Aeroespacial (xunqueira.ezara@aeroespacial.sener)
[3]SENER Aeroespacial (eduardo.urgoiti@aeroespacial.sener)
[4]SENER Aeroespacial (maria.gonzalez@aeroespacial.sener)

Introducción: La exploración planetaria muestra un amplio y complejo número de arquitecturas de misión que requieren diferentes vehículos o incluso una combinación heterogénea de ellos y en último caso una gama de tecnologías necesarias para llevar a cabo dichas misiones.

Desde la fase de lanzamiento, con requisitos particulares impuestos al lanzador en términos de ΔV y ventanas temporales, hasta los diferentes vehículos necesarios para articular una misión como pueden ser orbitadores, sondas de entrada y aterrizaje, vehículos de reconocimiento tanto terrestres (rovers) como aéreos (drones, aerostatos, …), pasando por arquitecturas de navegación interplanetaria necesarias para alcanzar este tipo de objetivos.

Este artículo repasa la experiencia de SENER en el ámbito de exploración mediante un recorrido por algunos ejemplos significativos de proyectos realizados en la compañía. En particular, (1) PODIUM, un ejemplo novedoso de navegación interplanetaria basado en pulsares, (2) mecanismos y antenas para MSR, SFR y ERO y (3) AERIAL, un dron autónomo para explorar Marte

PODIUM. PODIUM consiste en una unidad de navegación compacta diseñada para proporcionar estimaciones de posición y velocidad en misiones interplanetarias de manera autónoma haciendo uso de observaciones de púlsares de rayos X para medir la distancia y la tasa de variación de ésta desde la sonda al baricentro del Sistema Solar. Tales medidas son usadas por la función de determinación de órbita a bordo para estimar los elementos orbitales de la sonda. El diseño tiene los siguientes parámetros SWaP: 6 kg, 20 W y 150x240x600 mm.

El objetivo del proyecto realizado por SENER junto con DEIMOS e IEEC es determinar un diseño preliminar de la unidad, incluyendo la arquitectura de la unidad, su diseño óptico y termo-mecánico, la unidad de aviónica y SW, así como un concepto preliminar de funcionamiento, prestaciones y operación. PODIUM se ha diseñado para minimizar el impacto en la misión a efectos de restricciones operacionales y de acomodación física.

El diseño de la óptica permite anticipar una precisión de posicionamiento de 30 m junto con menos de 1 µs de precisión temporal. Este valor se consigue mediante maniobras de apuntamiento de la sonda a la fuente de observación al no disponer de mecanismos de apuntamiento para cumplir los requisitos de potencia, masa y tamaño. PODIUM proporcionará una mayor autonomía y menor coste para misiones interplanetarias. Mediante esta solución, se reducirá el esfuerzo del segmento terreno dedicado a tareas de determinación orbital, así como el tiempo de respuesta, propiciando de este modo maniobras más precisas y eficientes, lo que se traducirá en ahorro de combustible necesario para maniobrar la sonda.

SOLAS. SOLAS es el sistema de anclaje y despliegue del subsistema de paneles solares de SFR. Está compuesto por varios mecanismos de sujeción y suelta (HDRM) y un sistema de despliegue. En particular, cuatro HDRM se encargan de mantener los paneles solares plegados antes de alcanzar la superficie marciana. Cada HDRM está diseñado para soportar cargas mecánicas altas a la vez que proporcionar la flexibilidad necesaria para mantener los paneles seguros.

El sistema de despliegue está formado por tres bisagras que despliegan secuencialmente los paneles antes de comenzar las operaciones de superficie. Estos mecanismos están diseñados para funcionar en condiciones extremas de temperatura, viento y polvo.

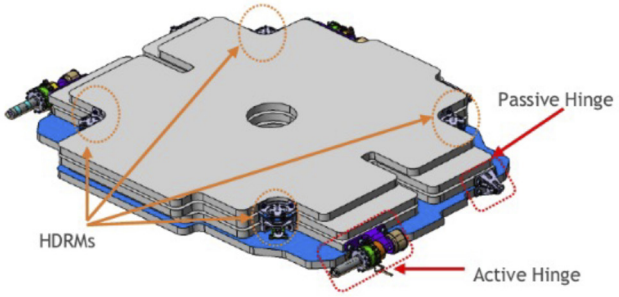


Figura 1. SOLAS en su configuración plegada

DEMAS. DEMAS es el mástil desplegable para las cámaras del SFR que proporciona apuntamiento en pan/tilt a las cargas de pago desde una altura de aproximadamente 2 m.

DEMAS está compuesto de un mecanismo de despliegue del mástil, un mecanismo de pan/tilt que proporciona rotación independiente de las cámaras alrededor de sus ejes de azimut y elevación, la estructura del mástil que permite disponer las cámaras a la altura requerida y un mecanismo de sujeción y suelta para asegurar el DEMAS a la estructura del SFR en configuración plegada.

ACTS. ACTS es el subsistema de control de actuadores del SFR. ACTS ha sido concebido para cumplir las necesidades de la misión

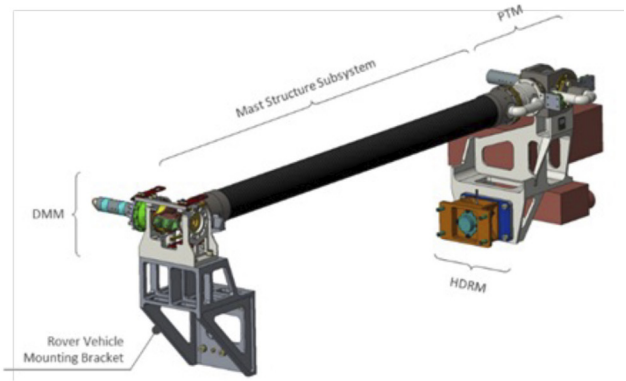


Figura 2. DEMAS en configuración plegada

en lo que respecta a la actuación de cuatro grandes subsistemas electromecánicos: FAST (Fetch Actuator System for Traverse), AGS (Arm and Gripper Subsystem), DEMAS (Deployable Mast Subsystem) y SOLAS (Solar Array Subsystem).

ACTS comprende dos unidades electrónicas de control (nominal y redundante), equipos de soporte en tierra (EGSE y MEGSE), herramientas de procesamiento y un simulador.

La complejidad de ACTS reside en la necesidad de proporcionar funcionalidades de manera simultánea y coordinada en unas condiciones muy exigentes: bajas temperaturas, ejecución de hasta ocho bucles de control simultáneos y síncronos.

TPM. TPM es el mecanismo de apuntamiento del sistema de propulsión eléctrica de la misión MSR-ERO que proporciona dos grados de libertad de apuntamiento. Su objetivo es soportar y apuntar cada uno de los thrusters del sistema de propulsión. Permite asimismo ajustar el apuntamiento ±25º en los dos grados de libertad alrededor de su posición nominal.

Cada TPM consiste en dos actuadores y las estructuras necesarias, tanto fijas como móviles. Además, incluye un HDRM para la configuración de lanzamiento.

Figura 3: Prototipo de TPM

El diseño térmico del TPM es crítico desde varias perspectivas: condiciones ambientales, disipación de calor proveniente del thruster. Además del concepto clásico de MLI y radiadores, incorpora un innovador SLI-origami que: (1) proporciona protección térmica para los mecanismos del TPM (2) sin penalizar la masa total y (3) es compatible con los movimientos del mecanismo. Este concepto permite una reducción en masa con ventajas significativas para el diseño mecánico y dimensionado.

Antena UHF y RFDN. SENER se encuentra actualmente en un proceso competitivo para desarrollar la antena UHF para las comunicaciones del SFR con los orbitadores alrededor de Marte.

El sistema de comunicaciones incluye dos transceptores conectados a las dos antenas UFH a través de una red de distribución de radiofrecuencia (RFDN) basada en cables coaxiales.

La antena UHF reside en una compacta solución monopolar cuyo diseño consiste en monopolo polarizado linealmente que define una forma de T.

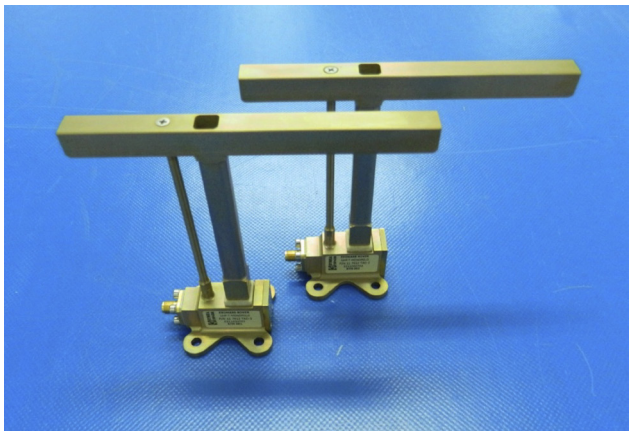


Figura 4. Monopolo UHF de ExoMars propuesto para SFR

AERIAL. AERIAL estudia las tecnologías necesarias para volar un aerobot de manera autónoma en la atmósfera de Marte apoyándose en el diseño de un prototipo que permita validar sus prestaciones en un entorno emulado.

El vuelo en Marte presenta diferentes retos asociados a las características peculiares de su entorno: (1) atmósfera de baja densidad y temperatura, (2) baja disipación térmica, (3) carencia de ayudas a la navegación (GNSS) y (4) imposibilidad de acceder al vehículo una vez lanzado.

La maniobrabilidad del vehículo y su capacidad propulsiva están aseguradas por un sistema de propulsión compuesto de un motor sin escobillas y una hélice de bajo Reynolds que será prototipada y testeada en una cámara térmica de vacío.

La configuración del vehículo viene dada por un tricóptero coaxial (configuración Y6) con tres grupos de rotores coaxiales equiespaciados 120º mientras que la autonomía está a cargo de un autopiloto compatible que integra el SW PX4, seleccionado por su flexibilidad y variedad de periféricos. El autopiloto funcionará sin GPS haciendo uso de odometría inercial óptica que estima la posición, orientación y velocidad de un móvil relativa a una posición inicial mediante el análisis de imágenes de cámara secuenciales.

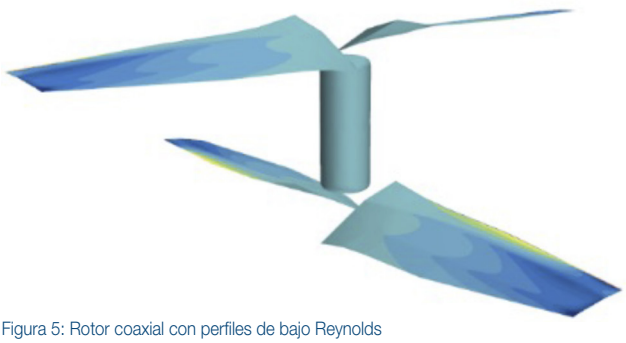


Figura 5: Rotor coaxial con perfiles de bajo Reynolds

Arquitectura de la misión tripulada a Marte

Dr. Antonio Martín-Carrillo

Ex Presidente de la Comisión del Espacio de la AIAE, Ex Vicepresidente del Consejo Europeo de Sociedades Aeroespaciales (CEAS).
martin.carrillo@gmx.com

La Estación Espacial Internacional (ISS) ha sido el primer asentamiento humano extraterrestre permanente, habitado de forma continuada desde el día 2 de noviembre de 2000. Tras la conquista de la Luna en los años setenta, el siguiente paso en la exploración espacial tripulada estaba marcado por el proyecto norteamericano Constelación. Se trataba de un programa de la NASA para crear una nueva generación de naves espaciales, que permitirían volver a la Luna, establecer allí una base permanente y preparar un futuro viaje tripulado a Marte. Incluía entre otros, la fabricación de los cohetes lanzadores Ares V, con capacidad para poner en órbita cargas de hasta 180 Tn, el desarrollo de motores de propulsión nuclear (NTR), la producción de una nueva cápsula espacial denominada Orión (que ya está completamente desarrollada) y de un módulo de acceso a la superficie lunar, así como la puesta a punto de una instalación (ISRU) para producir en la superficie de Marte, oxígeno, agua y otros recursos necesarios para la visita del hombre. Pero en el año 2010, se canceló el proyecto y todos estos desarrollos quedaron en el aire.

Figura 1. Recreación de la llegada del hombre a Marte.

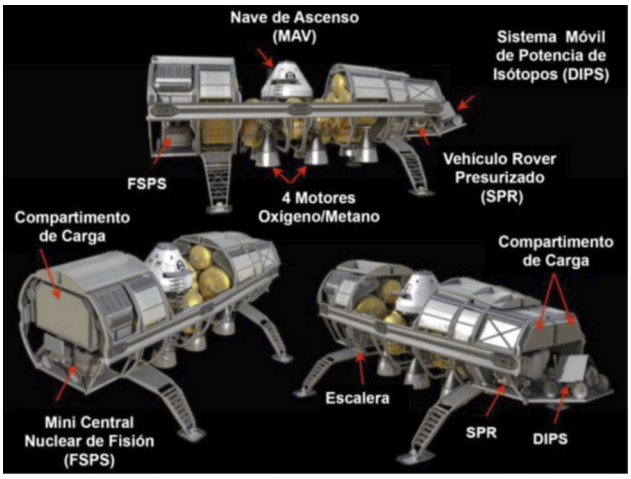


Figura 2. Proyecto Constelation DRA 5.0 (Fuente: NASA)

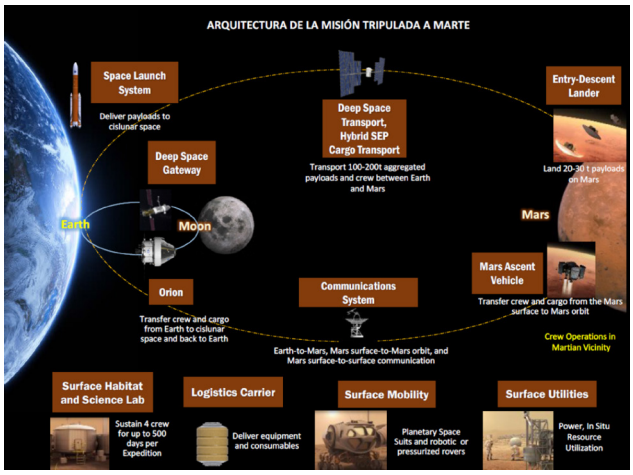


Figura 3. Plataforma de Descenso Horizontal (HCL). Proyecto Constelation DRA 5..0 (Fuente: NASA)

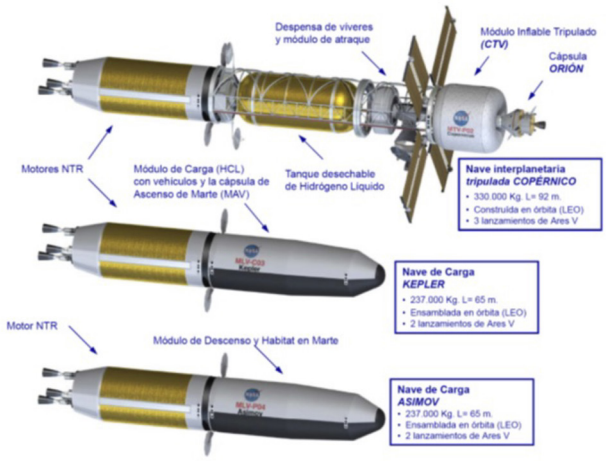


Figura 4. Naves Copérnico, Kepler y Assimov del proyecto Constelation DRA 5.0 (Fuente: NASA)

El Proyecto Artemis: Cancelado el Programa Constelation de EE.UU. hoy está en marcha el programa Artemis de la NASA, mucho menos ambicioso pero más realista, ya que su objetivo es establecer una base permanente en la Luna, tal vez con socios privados emergentes como SpaceX, Virgin Galactic, Blueorigin, etc o empresas aeroespaciales clásicas como Lockheed Martin, Boeing, etc… y por supuesto contando con la colaboración de agencias espaciales internacionales como la Agencia Espacial Europea (ESA), la Agencia Japonesa de Exploración Aeroespacial (JAXA). El objetivo de volver a explorar la Luna, servirá para obtener la experiencia necesaria para realizar viajes tripulados más complejos, probablemente a algún asteroide y posteriormente al planeta Marte. De momento la Nasa tiene previsto llevar a la luna a «la primera mujer y el próximo

hombre», en una fecha próxima, de momento establecida, en el año 2024, para establecer una base permanente en nuestro satélite.

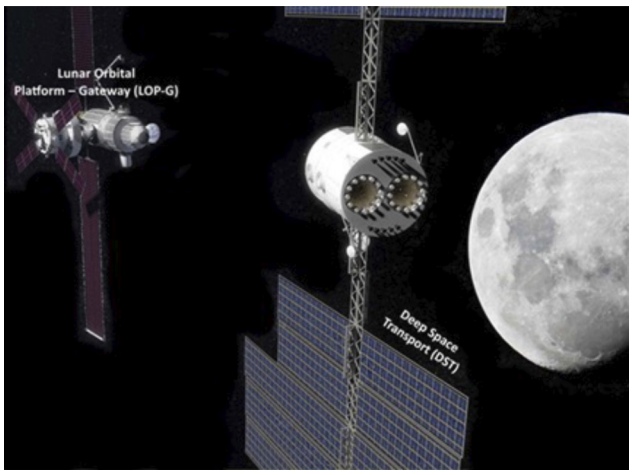


Figura 5. Cápsulas Starliner de Boeing y Crew Dragon Craft de SpaceX (Gráfico de NASA)

El programa Artemis consta de varios proyectos de naves espaciales en desarrollo, que incluyen la cápsula Orión, la Plataforma Orbital Lunar Gateway, Commercial Lunar Payload Services, y un módulo de aterrizaje tripulado que está en proceso de desarrollo.

El Sistema de lanzamiento espacial (SLS) servirá como vehículo de lanzamiento principal para Orión, mientras que los vehículos de lanzamiento comercial están siendo diseñados para lanzar otros elementos del programa.

Figura 6. Deep Space Transport approaching the Lunar Orbital Platform – Gateway (Dibujo de NASA)

El viaje tripulado a Marte: Actualmente se barajan varias propuestas concretas de la NASA sobre las alternativas técnicas de la misión tripulada a Marte, cuyo horizonte temporal estaría situado en el entorno del año 2030.

La misión requiere algunos elementos, que están siendo desarrollados dentro del Proyecto Artemis y otros que están todavía en una primera fase de concepto. Algunos ejemplos de elementos en fase conceptual son: el Mars Transit Hábitat (MTH), el remolcador espacial SEP (Solar Electric Propulsion) y el vehículo de ascenso en Marte para el retorno de la tripulación a la Tierra. Un sistema de frenado aerodinámico en la atmosfera marciana mediante un gran escudo térmico inflable, está actualmente en fase de pruebas, aunque en una escala mucho mas pequeña.

Las seis piezas del rompecabezas de Marte son:

1. Cápsula Orión (en producción)
2. Cohete Lanzador SLS (en producción)
3. Transit Hábitat (concepto)
4. Vehículo de ascenso desde Marte (concepto)
5. Remolcador espacial, SEP TUG (concepto)
6. Escudo térmico inflable (en pruebas)

Afortunadamente son numerosos los programas internacionales que siguen teniendo Marte como objetivo. Aunque con mucho menor presupuesto que el necesario para un posible viaje tripulado, los avances científicos y tecnológicos no se han detenido.

Conclusiones: En todo caso, la ilusión del hombre por viajar a Marte sigue estando latente y el estado de la tecnología lo pone a nuestro alcance. Esto hace posible que los gobiernos, aprueben los presupuestos imprescindibles para llevar a cabo este increíble reto de la humanidad, que probablemente se podría alcanzar a partir del año 2030.

Bibliografía

[1]. Brent G. Drake. (2007). “From the Moon to Mars”. LEAG Workshop. NASA.

[2]. Brent G. Drake. (2009) “Human Exploration of Mars. Design Reference 5.0”.

[3]. George Washington University. Workshop Summary (2020). “Affording Human Exploration of Mars”.

[4]. Lockheed Martin Systems Company (2022) “Orion Multi-Purpose Crew Vehicle”. Houston, Texas. USA

[5]. Mark G. Benton et al (2015) “Concept for Human Exploration using MPCV, Deep Space Vehicle, Artificial Gravity Module and Mini-Magnetosphere Radiation Shield”. AIAA. USA.

[6]. NASA (1998). “Ademdum to the Human Exploration of Mars. Reference Mission Version 3.0”. Mars Exploration Study Team. Johnson Space Center. Houston, Texas. USA

[7]. NASA (2009). “Human Exploration of Mars”. Design Reference Architecture Version 5.0” Johnson Space Center. Houston, Texas. USA

[8]. John Connolly (2021) NASA Mars Study Capability Team. Deep Space Transport (DST) and Mars Mission Architecture.

Toma de decisiones autónoma: clave para una exploración espacial compleja y eficiente

Jorge Ocón[1], Iulia Dragomir[1], Cristina Luna[1], Fernando Gandía[1], Joaquín Estremera[1]

[1]GMV AD SAU

Las futuras misiones espaciales se enfrentan a desafíos complejos que deberán superarse para hacer posible una nueva era de exploración planetaria, utilización de recursos locales, envío de sondas al espacio profundo u observación de la Tierra. Para estos escenarios es necesario desarrollar mayores niveles de autonomía, dotando a las máquinas de la capacidad para tomar decisiones sin supervisión humana y replanificar sus tareas teniendo en cuenta tanto la interacción con el entorno como la gestión de recursos del propio robot. De esta forma, se necesita una jerarquía de capacidades autónomas para convertir a los robots en agentes inteligentes, capaces de colaborar con otros robots y con humanos.

En los últimos años, GMV ha estado desarrollando una arquitectura para estas capacidades autónomas, cuyo principal pilar fue ERGO, un proyecto del programa PERASPERA SRC de la Unión Europea. ERGO ha sido reutilizado en múltiples proyectos, como ADE (Toma de decisiones autónomas en muy largos recorridos, por sus siglas en inglés). El objetivo de ADE ha sido desarrollar y probar un sistema robótico móvil capaz de obtener datos científicos de forma oportunista y realizar desplazamientos autónomos de larga distancia.

Además de ADE, el proyecto CISRU, un proyecto cofundado con la ESA y enfocado en el desarrollo de una suite de software con capacidades inteligentes habilitadas por IA para abordar aplicaciones complejas de gestión de recursos locales en colaboración de humanos y robots, se nutre también de las lecciones aprendidas y experiencia adquirida de ERGO y ADE.

En esta charla, se analizan los objetivos de estos proyectos de sistemas espaciales autónomos, así como sus resultados, conclusiones y logros.

Startical: la constelación que posibilitará serviciosn CNS globales

Miguel Hernanz Gómez

mhernanz@startical.com

La Navegación Aérea se basa en el concepto CNS/ATM (Comunicaciones, Navegación y Vigilancia / Gestión del Tráfico Aéreo, por sus siglas en inglés).

Los servicios CNS se han basado tradicionalmente en sistemas terrestres, tales como radares, centros de comunicaciones, radioayudas terrestres… La llegada de los Sistemas Globales de Navegación por Satélite (GNSS) supuso una revolución, posibilitando servicios de Navegación globales, cubriendo zonas inaccesibles para los sistemas terrestres, y complementándolos en zonas continentales. Ya no se concibe la Navegación Aérea sin GNSS…

Iniciativas recientes han venido a cubrir los servicios de Vigilancia ADS-B basados en satélite. Los servicios de Comunicaciones están aun mayoritariamente supeditados a los sistemas terrestres.

Figura 1.

Startical nace como una iniciativa conjunta de ENAIRE e Indra, contando así con la dilatada experiencia en sistemas CNS y en gestión del tráfico aéreo de estas empresas, ambas referentes en sus ámbitos.

Startical pretende ser la primera constelación que integre servicios globales de Comunicaciones VHF AMS(R) y de Vigilancia ADS-B específicos para la Navegación Aérea. Esto permitirá extender por primera vez el nivel de servicios CNS actual en áreas continentales desarrolladas a todo el mundo, incluyendo áreas oceánicas y zonas continentales remotas, donde estos servicios son limitados o inexistentes.

Startical alcanzará este objetivo desplegando una constelación compuesta por más de 200 satélites de baja órbita, que se renovarán cada cinco años, sin generar basura espacial. Esta renovación frecuente permitirá mantener actualizada la constelación con las últimas tecnologías, satisfaciendo así nuevas demandas de los usuarios del espacio aéreo.

Esta constelación permitirá:

- Aumentar la eficiencia, reduciendo la separación entre aviones en zonas oceánicas y continentales remotas.
- Incrementar la seguridad monitorizando cada vuelo y conectando los aviones.
- Reducir la huella de CO2 posibilitando rutas más eficientes y mayor predictibilidad de los vuelos.
- Mejorar la conectividad, sirviendo como base para el desarrollo de nuevas aplicaciones y cambiando la manera en que volamos.
- Una planificación de rutas flexible, habilitando el vuelo de rutas preferidas por los usuarios y posibilitando un uso más flexible del espacio aéreo.
- Una rápida implantación. Los satélites de Startical se han diseñado para ser compatibles con los equipos embarcados y terrestres actuales.

Startical ha despertado el interés de los usuarios del espacio aéreo, autoridades, proveedores de servicio, etc., conscientes de la revolución que una solución así supondría para la aviación en todo el mundo.

Hoja de ruta: El desarrollo y puesta en servicio de la constelación Startical se está llevando a cabo conforme a las siguientes fases y plazos:

Fases de Diseño, desarrollo y validación: concluirán a finales de 2023. Incluyen ejercicios de validación en los que se lanzarán varios satélites para comprobar el correcto funcionamiento de la carga de pago, realizar varios casos de uso con tráfico real comprobando las comunicaciones entre satélites, centros de control, aviones y aerolíneas en zonas oceánicas.

Fases de despliegue: los satélites se pondrán en órbita a partir de 2024, completando el despliegue de la constelación antes de 2027.

Fases de prestación de los servicios: **Startical** prestará servicios completos certificados a partir de 2027.

La propuesta de Startical contribuirá decisivamente a transformar los servicios globales de CNS.

Categoria E
Economía y Sociedad

Divulgación del sector espacial en centros educativos y univerisidades. Primer año de actividades de Women in Aerospace – Europa en Madrid

M.E. Ramírez[1], P. Cerrada[1], M. Arizaga[1], R. García[1], Y. Parrilla[1]

[1]Women In Aerospace – Europa, Madrid (madrid@wia-europe.org)

Introducción: Según los últimos estudios, la presencia femenina en carreras STEM en general, y en el sector aeroespacial en particular, sigue siendo poco representativa. La brecha de género se acentúa en cursos superiores, pero es ya en la infancia cuando empiezan a materializarse ciertos roles que directa o indirectamente influyen en la trayectoria profesional. Entre las causas de esta desigualdad se encuentra la falta de referencias o modelos donde las niñas y jóvenes quieran reflejarse. Desde WIA-E Madrid se está trabajando en esta línea, participando en talleres y charlas divulgativas en centros educativos de distintos niveles, con el fin de servir de referente principalmente a las alumnas, y dar una visión cercana del sector espacial y de las interesantes oportunidades profesionales que ofrece.

Situación de las carreras STEM: Durante las últimas décadas, instituciones y gobiernos han identificado una tendencia cada vez más consolidada: los estudios STEM son una elección minoritaria durante todo el proceso educativo, especialmente en el caso de las niñas y jóvenes. Esta situación provoca una enorme pérdida de talento, que a su vez conlleva un progreso científico y tecnológico por debajo del potencial real, privando de grandes avances y mejoras tanto a la industria como a la sociedad en general.

Aun sabiendo que existen otros factores, el reciente estudio llevado a cabo por Women in Aerospace – Europa WIA-Europa ([1]) ha desvelado cinco factores clave como originadores de la situación actual: el cultivo de la inspiración en la infancia, la retención del talento de la juventud, la implicación del entorno socioeconómico, el papel de las mujeres STEM consolidadas, y el apoyo a las disciplinas STEM por parte de las instituciones.

En dicho estudio se concluye que, para aumentar la elección de disciplinas STEM y mejorar la adherencia a éstas, se debe trabajar en los siguientes puntos:

- Inspiración de la infancia: aparte del apoyo por parte de las familias y profesionales docentes, las empresas y organizaciones deben implicarse con la población infantil en sus etapas iniciales de formación para favorecer el contacto con las disciplinas STEM desde muy pronto en sus vidas.
- Retención de jóvenes talentos: promoviendo programas de prácticas en empresa y orientación profesional práctica, "sobre el terreno", se consigue mayor adherencia de la juventud a las carreras STEM. Además, provee a las jóvenes de roles modelo a seguir, dando visibilidad a ciertos tipos de trabajo en los que no cabría esperar ver a una mujer, según los estereotipos convencionales de disciplinas STEM masculinizadas.
- Mejora del entorno socioeconómico: acercando a las familias y amistades a las disciplinas STEM, divulgando sobre ellas apoyados en centros culturales, bibliotecas, museos, se consigue que toda la sociedad se implique en STEM y pierda el cariz de lejanía o inaccesibilidad/dificultad que tienen estas áreas de conocimiento.
- Mujeres STEM consolidadas: promoviendo charlas magistrales en las distintas etapas educativas, estrategias de mentoring, dando visibilidad en definitiva a mujeres consolidadas en las ciencias STEM que sirvan de ejemplo para las próximas generaciones.

WIA-Europe Madrid: Women in Aerospace Europa es una asociación sin ánimo de lucro que tiene como objetivos visibilizar el papel de la mujer en el sector aeroespacial, promover el interés en la ciencia entre las niñas y jóvenes, y acercar el espacio a la ciudadanía, difundiendo el importante papel que desempeña en nuestra vida diaria. WIA-Europa se organiza a partir de dieciséis grupos locales que comparten estos objetivos, y distribuidos por distintas ciudades europeas. En marzo de 2021 se crea el grupo local de Madrid, actualmente formado por más de treinta profesionales del sector. Una de las líneas de trabajo de este grupo tiene como misión el promocionar entre el colectivo de estudiantes aspectos interesantes del sector aeroespacial desde un punto de vista divulgativo, así como informar acerca de las salidas profesionales que ofrece. Para lograrlo, el grupo organiza sesiones de promoción del sector en distintos centros educativos durante el curso escolar.

Difusión de las sesiones:

Para llegar al mayor número de centros posibles, se creó un directorio de centros adscritos al programa regional STEM de la Comunidad de Madrid, a los que se ha hecho llegar, vía e-mail, un dossier de actividades y potenciales colaboraciones. Los contactos personales entre los miembros de WIA-E también han sido una importante fuente de contacto con otros centros interesados.

Contenido de las sesiones. Las charlas y contribuciones se han categorizado según los siguientes niveles educativos, adecuando el contenido como sigue:

- Infantil y Primaria: talleres y manualidades con contenido básico acerca del espacio, los satélites, etc.
- Secundaria: divulgación sobre contenidos más técnicos, conferencias sobre experiencias personales de profesionales del sector para últimos cursos.
- Bachillerato: conferencias sobre experiencias personales de profesionales del sector, orientación y salidas profesionales.
- Universidad: conferencias sobre experiencias personales de profesionales del sector, orientación y salidas profesionales, charlas magistrales sobre contenido adecuado a los grados y másteres reglados.

Para preparar el contenido de las sesiones, se han utilizado varias referencias. En concreto, además del material y la experiencia propia de los miembros participantes en las charlas, se ha contado con las siguientes fuentes, entre otras:

- La Oficina Europea de Recursos para la Educación Espacial en España (ESERO Spain) - https://esero.es/
- Material de educación de la ESA - https://www.esa.int/Education/

Material divulgativo de la NASA - https://spaceplace.nasa.gov/ Debido a las restricciones por la COVID-19, muchas de las sesiones, sobre todo a principios de curso, se han realizado de manera virtual. De la misma forma, las visitas a instalaciones del sector, centros de trabajo y museos, diseñadas con el objetivo de acercar a los estudiantes al sector aeroespacial, han tenido que suspenderse. Por contra, el realizar de manera virtual estas actividades ha hecho posible organizar algunos eventos con centros fuera de la Comunidad de Madrid, concretamente en Zaragoza, Sevilla, y próximamente, en Valencia.

Trabajo posterior. Una vez terminada la sesión, se envía un cuestionario a los centros y se recogen las impresiones de los responsables que han participado, con el fin de identificar áreas de mejora o futuras actividades de interés:

- ¿Ha gustado la actividad al grupo de estudiantes?
- ¿Qué fue lo que más gustó? (contenido de la charla, curiosidades, interacción con la ponente...)
- ¿Ha sido adecuada al nivel educativo?
- ¿Qué podríamos mejorar?
- ¿Qué otro tema sobre el espacio os interesaría?

El retorno de los centros educativos se utiliza para ir completando y mejorando los materiales de las charlas, adecuándolas a las necesidades reales, así como para ampliar la temática y el alcance de las actividades.

Desarrollo de la actividad durante el curso 2021-2022. La actividad divulgativa en centros educativos ha comenzado este curso 2021-2022. Desde septiembre de 2021, se han materializado 30 charlas en distintos centros de primaria y secundaria, y hay al menos 12 centros más en los que se espera participar de aquí a finales de curso.

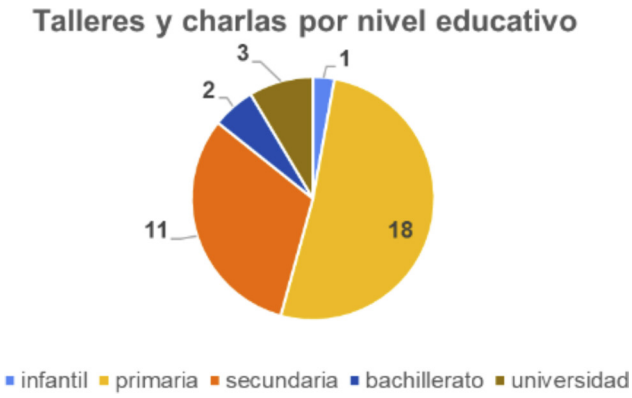


Figura 1. Distribución de las charlas por nivel educativo durante el curso 2021-2022

Figura 2. Distribución de las charlas por meses durante el curso 2021-2022

Como se observa en las gráficas anteriores, la mayor participación corresponde a la impartición de charlas y talleres en centros de primaria, seguidos por lo de secundaria. Además, la mayor demanda se concentra alrededor de los meses de febrero y marzo, coincidentes con el Día de la Niña y la Ciencia (11 de febrero), y el Día de la Mujer (8 de marzo).

Conclusiones: La experiencia adquirida durante este curso académico nos ha permitido llegar a las siguientes conclusiones e identificar las siguientes lecciones aprendidas:

- En general, el grupo escolar encuentra los contenidos de las charlas muy interesantes, ya que les muestra algo que les es muy poco conocido.
- La participación entre el alumnado es más activa en las charlas presenciales que en las virtuales.
- En ocasiones, el personal docente de primaria ha manifestado encontrarse falto tanto de conocimiento concreto sobre algunas materias como de herramientas para impulsar a sus alumnos y alumnas hacia áreas STEM.
- Si bien la materia suscita interés, parece que no se llega a transmitir el mensaje de que el sector espacial es accesible para todos, no sólo para unas pocas “mentes privilegiadas”, y ofrece muchas oportunidades, tanto en el ámbito tecnológico, como también en otros campos que pueden parecer alejados del sector, como el legal, el marketing, etc.

Reconocimientos: Queremos agradecer especialmente a nuestros compañeros de WIA-Europa Madrid, Eva Blázquez, Virginia Car-

celén, Montserrat Casas, Sofía Cilla, Mónica Rodríguez, Cristina Liébana, Fernando Muñoz, y María Cruz Gordo, por participar en esta actividad visitando distintos centros a lo largo de este curso. Además, nos gustaría agradecer el interés que han suscitado las charlas y talleres desde los distintos centros educativos, así como la buena acogida que han tenido por parte tanto de la comunidad educativa como del alumnado.

Bibliografía

[1] WIA-Europe (2021) STEM EDUCATION IN EUROPE. Inclusively inspiring and enabling more young people to pursue aerospace and STEM. Descargado 19 Abril 2022. https://www.wia-europe.org/wp-content/uploads/2022/03/STEM_EDUCATION_WIA_EUROPE_WHITE_PAPER.pdf

Allande Stars: proyecto de divulgación científica en zonas rurales

González-Cuesta, Lucía[1,2], Benítez Herrera, Sandra[3], Hermosa Muñoz, Laura[4], González Fernández, Juan Rodrigo[5,6], Menéndez Blanco, Andrés[6,7], Pérez Fernández, Andrea[8]

[1]Instituto de Astrofísica de Canarias (luciagc@iac.es),
[2]Universidad de La Laguna,
[3]Agencia Espacial Europea (sandra.benitezherrera@esa.int),
[4]Instituto de Astrofísica de Andalucía (lhermosa@iaa.es),
[5]Universidad de Oviedo (xuan@uniovi.es, menendezandres@uniovi.es),
[6]Instituto de Ciencias y Tecnologías Espaciales de Asturias,
[7]Universitá degli Studi di Genova,
[8]Organisation Européenne pour la Recherche Nucléaire (andrea.perez.fernandez@cern.ch).

Introducción: A pesar del importante crecimiento demográfico durante este siglo en España, se ha intensificado el proceso de despoblación [1]. Este fenómeno, eminentemente rural, afecta con mayor gravedad a los pequeños municipios, que se enfrentan a un futuro incierto debido al éxodo de sus habitantes a las ciudades. Esta situación pone de manifiesto la necesidad de iniciativas que generen un impacto socio-económico sostenible. Además, a nivel educativo, la dispersión territorial y la baja densidad de población dificultan el acceso de sus habitantes a programas sobre Ciencia y Tecnología.

Sin embargo, la lejanía de estas regiones con respecto a las ciudades hace que, a menudo, se trate de lugares con contaminación lumínica reducida [2], lo que les convierte en escenarios ideales para contemplar el firmamento.

Figura 1. Colaboradores de Allande Stars con el cielo nocturno de Allande (Asturias) (Fuente: Xuan González).

Objetivos: En el Proyecto 'Allande Stars', que cuenta con el apoyo del Instituto de Astrofísica de Canarias (IAC), se apuesta por el futuro de las zonas rurales a través del desarrollo de jornadas de divulgación científica que pongan en valor su riqueza patrimonial y su entorno natural.

Descripción: Para lograrlo se diseñaron actividades basadas en la relación entre la Astronomía y otras áreas de la Ciencia y Tecnología, de la Historia o del Arte, complementadas con observaciones del cielo nocturno, todo ello, haciendo énfasis en la relación existente entre el patrimonio cultural e histórico con la Astronomía.

Las actividades propuestas dentro del marco de este proyecto, llevadas a cabo por un equipo multidisciplinar, tienen como objetivo fomentar jornadas de reunión y convivencia intergeneracional, en las que los participantes puedan aprender conceptos sobre Astronomía compartiendo a la vez la cultura y patrimonio de los pueblos. Entre los objetivos se busca también fomentar el pensamiento crítico y generar referentes en el ámbito científico para las niñas y jóvenes.

Figura 2. Actividad en Fonteta (Allande) (Fuente: Raquel G. C.)

Resultados: Más de 600 personas participaron en un total de 12 actividades desarrolladas en 11 localidades del Concejo de Allande, situado en el suroccidente de Asturias. Los resultados del análisis de los cuestionarios realizados por los participantes muestran que

la igualdad de oportunidades a programas científicos en las zonas rurales y la puesta en valor del patrimonio y del territorio son las acciones más valoradas, en línea con los objetivos del proyecto.

Además, la celebración de estas jornadas fomentó el interés entre la población sobre el cielo nocturno y se colaboró en la obtención de una certificación de Destino Starlight de la Fundación Starlight [4], para proteger y promocionar el cielo del Concejo de Allande, siendo pioneros en astroturismo en Asturias.

En esta contribución nos gustaría presentar la experiencia del proyecto 'Allande Stars' como muestra del impacto que puede tener un proyecto de Astronomía como el motor de cambio para el futuro de una región rural.

Bibliografía

[1]https://www.lamoncloa.gob.es/presidente/activid ades/Documents/2020/280220-despoblacion-en- cifras.pdf

[2] https://www.lightpollutionmap.info/ [3]https://fundacionstarlight.org/noticias/noticias/3 11-el-primer-concejo-starlight-del-mundo-esta-en- allande.html

Llevar el espacio al aula. FOSSA Ad Astra

Beatriz Serrano Llabrés[1]

[1]FOSSA Systems (bserrano@fossa.systems)

Introducción: FOSSA Ad Astra es una asociación sin ánimo de lucro formada por la empresa FOSSA Systems. El objetivo de FOSSA Ad Astra reside en acercar la industria espacial a los estudiantes y profesores de cualquier edad e institución. En la Asociación FOSSA Ad Astra se defiende que la mejor forma de trasmitir una pasión por las nuevas tecnologías es teniendo acceso a experiencias prácticas y teóricas que permitan a los profesores y alumnos el aprendizaje y crecimiento del interés por la ciencia aplicada a diferentes ámbitos.

Nuestra historia: La historia de FOSSA Systems tiene su origen en el sueño, utópico por aquel entonces, de un joven estudiante de instituto de 16 años, Julián Fernández, cuyo deseo era llegar al espacio de la manera más accesible posible. Ese sueño se convirtió en el núcleo de lo que es hoy FOSSA Systems: una empresa comprometida con favorecer el acceso al espacio y con la mejora de actividades económicas mediante el uso de conectividad IoT.

En 2019, FOSSA Systems, como asociación sin ánimo de lucro, desarrolló su primer picosatélite, el FOSSASat-1. El objetivo era ofrecer una plataforma de referencia para instituciones o empresas que buscaran lanzar su carga útil al espacio de manera confiable y rápida.

Figura 1. Picosatélite FOSSASat-1 lanzado en 2019 (Fuente: FOSSA Systems).

Diseñado y ensamblado en el dormitorio de Julián, y con la ayuda de la Universidad Rey Juan Carlos de Madrid, el FOSSASat-1, con una masa de 250 g y cinco centímetros de lado, fue el primer picosatélite de España construido y puesto en órbita y el tercero del mundo. Este satélite, de Código Abierto, comunicó con éxito datos IoT con Tierra, convirtiéndose en el demostrador de la arquitectura de FOSSA Systems. Este hito en la historia de

FOSSA Systems hizo que la empresa se constituyera como Sociedad Limitada en julio de 2020.

Figura 2. Ingenieros de FOSSA Systems durante la fase de diseño del proyecto FOSSASat-2Evolved (Fuente: FOSSA Systems).

En la actualidad, FOSSA Systems está formada por un equipo de más de quince profesionales apoyando a aquellas organizaciones y empresas que quieran mejorar su rentabilidad y la de sus clientes, garantizando el control total de su información y de su propio sistema de conectividad.

FOSSA Ad Astra: Uno de los valores en los que se fundamenta FOSSA Systems es su pasión por el sector espacial que permite catapultar todos sus proyectos mediante la continua innovación del diseño y fabricación de sus productos y servicios. FOSSA Ad Astra surge ante la necesidad de transmitir, a través de programas de aprendizaje y experimentación, esta misma pasión a aquellas personas que se encuentren en una etapa de formación.

Figura 3. Julián Fernández durante una sesión informativa a estudiantes universitarios (Fuente: FOSSA Systems).

Gracias a diferentes actividades relacionadas con el sector espacial y de las comunicaciones, la asociación de FOSSA Ad Astra trata de llevar a alumnos y profesores el asombro que suscita entender la razón de las cosas que nos rodean y la fascinación por dar solución a las necesidades actuales de la sociedad.

Sesiones formativas y talleres en el aula: La forma más sencilla de llegar al aula es llevando a profesionales apasionados por su trabajo a explicar qué es lo que más les entusiasma de su quehacer cotidiano. FOSSA Ad Astra ofrece la posibilidad a instituciones educativas de trasmitir conocimientos teóricos que ilustren la belleza de la ingeniería. Estas sesiones acompañadas de pequeños talleres hacen que alumnado y profesorado puedan acercarse de manera más concreta a las explicaciones que pueda hacer cualquier profesional.

Kits educativos: En FOSSA Ad Astra creemos que la forma idónea de innovar y experimentar con las nuevas tecnologías es accediendo a material didáctico que sea una réplica del producto final. Por ello, enviamos nuestros kits de forma gratuita a escuelas y universidades para que los alumnos practiquen y prueben la tecnología en su estado puro.

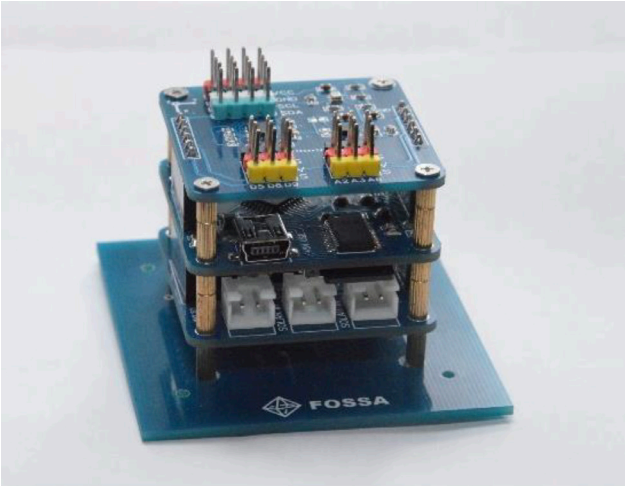


Figura 4. Kit Educativo PocketQube Lora creado para enseñar y experimentar con tecnologías satelitales (Fuente: FOSSA Systems).

Colaboración con diferentes empresas madrileñas del sector espacial: FOSSA Systems colabora con otras empresas madrileñas involucradas en la industria espacial con el objetivo de impulsar el *NewSpace*. Entre otras actividades se encuentran la divulgación, investigación y generación de conocimiento que recientemente y con la ayuda programas de colaboración con la Agencia Espacial Europea trata de llevar recursos a colegios e institutos para despertar la atracción por el espacio.

Concursos y desafíos: Con el objetivo de fomentar la curiosidad e impulsar procedimientos que permitan resolver diferentes problemas, FOSSA Ad Astra lanza concursos, desafíos y retos a nivel regional y nacional. La temática de estos desafíos busca impulsar el desarrollo de las nuevas tecnologías IoT y despertar la creatividad en la sociedad por dar soluciones que nos permitan construir un futuro mejor para todos.

Puesta en órbita de proyectos de centros educativos: FOSSA Systems ofrece a instituciones educativas la posibilidad de lanzar al espacio proyectos realizados por los propios estudiantes. Existen dos modalidades de participación para involucrar a las instituciones en este tipo de proyectos y permitir que los estudiantes puedan verificar la utilidad de sus estudios y su aprendizaje:

1. Mediante la incorporación a los picosatélites de FOSSA Systems de cargas de pago diseñadas por los estudiantes.

2. A través de la integración y puesta en órbita de picosatélites desarrollados desde los centros educativos.

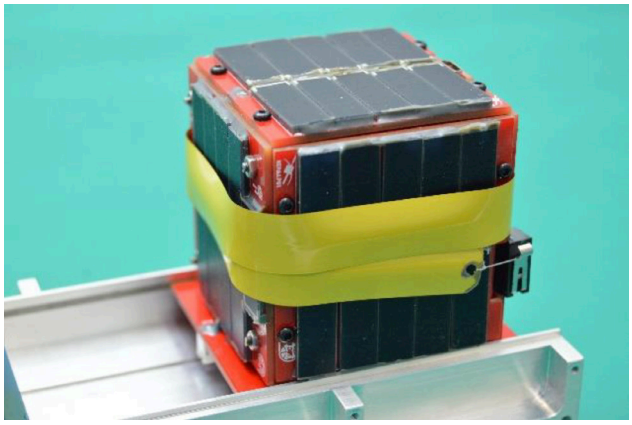


Figura 5. Proceso de integración del SANOSAT-1 desarrollado por ORION Space con el objetivo de promover la educación espacial en Nepal (Fuente: FOSSA Systems).

Reconocimientos: Aprovecho para agradecer a todo el equipo de FOSSA Systems por la dedicación y esfuerzo. También me gustaría hacer un reconocimiento especial al MINSC por su colaboración y apoyo para impulsar la innovación tecnológica en Madrid.

El caso del globo estratosférico de InZpace que diseminó el conocimiento espacial entre los alumnos de bachillerato del Colegio Árula

[1] Lorenzo Tarabini – InZpace (info@inzpace.com), [1] Jordi Xuclá (info@inzpace.com) – InZpace, [1] Guillermo Rodríguez – InZpace (info@inzpace.com), [2] Marta Rodríguez– Colegio Árula (m.rodriguez@colegioarula.com), [2] Mar Blas – Colegio Árula (m.blas@colegioarula.com)

[1]InZpace

[1]Colegio Arula

Introducción: El 28 de noviembre de 2021 los alumnos de bachillerato del Colegio Árula pudieron asistir *in situ* al lanzamiento de un globo estratosférico desarrollado y operado por la PYME española InZpace. El colegio y la empresa coronaban así uno de los momentos más importantes del proceso que habían esbozado conjuntamente unos meses antes, cuando surgió entre ellos la posibilidad de que InZpace aportara su experiencia en misiones de globos estratosféricos para que los alumnos de bachillerato del Colegio Árula se aproximaran al conocimiento del medio espacial.

El proceso se estructuró en tres fases:

Estudio y preparación: El Colegio Árula articuló las clases de tal modo que los alumnos estudiaran y entendieran las dificultades tecnológicas de la misión: flotación, arquitectura espacial, dimensionamiento de cargas de pago, estabilidad y control, límite elástico, telemetría, etc.

InZpace, por su parte, preparó y adaptó su experiencia y conocimiento en lo relativo a misiones de globos estratosféricos (19 misiones hasta la fecha en España e Italia) a esta misión en concreto cuya finalidad era la educación.

La PYME InZpace opera proporcionando servicios de vuelo estratosférico desde 2015, siendo sus clientes principales empresas que buscan formas alternativas de marketing lanzando sus productos a la estratosfera a alturas superiores a los 30.000 m, desde donde se puede observar la curvatura de la Tierra y la franja azul de la troposfera. La tecnología de InZpace incluye cámaras 4K adaptada al medio estratosférico, tres sistemas independientes de telemetría, un sistema activo de recuperación, capacidad de estabilización horizontal y un conjunto de sensores para medir velocidad, aceleración, temperatura, viento relativo, humedad, presión y nivel de radiación ionizante.

Esta fase incluyó un encuentro entre los participantes en el que, además de revisar los conceptos principales de la misión y la preparación de la misma, los estudiantes pudieron conocer los orígenes y la forma de trabajar de InZpace; la constante búsqueda de soluciones creativas por parte del equipo consiguió transmitir a los alumnos la idea de que, efectivamente, el espacio no es inalcanzable y es viable trabajar con él.

Lanzamiento y operaciones: El 28 de noviembre de 2021 tuvo lugar el lanzamiento del globo estratosférico desde las orillas del pantano del Guarajaz, cerca de Layos (Toledo). Allí se dieron cita los alumnos del colegio con los desarrolladores y operadores del globo estratosférico.

Figura 1. Preparación de la misión InZpace19 en el colegio Árula el 14 de Noviembre de 2021

Al alcanzar el sitio de lanzamiento el equipo de InZpace realizó una revisión rutinaria y las comprobaciones del control del correcto funcionamiento de la electrónica de vuelo. Luego con la ayuda de los estudiantes se procedió al llenado del globo metereológico de latex con 5.600 litros de helio.

Finalmente se realizaron las conexiones de la capsula con la electrónica al paracaídas y del paracaídas al globo y, finalmente, se procedió al lanzamiento. Afortunadamente, la ausencia de viento hizo las operaciones en tierra relativamente sencillas.

Después del lanzamiento el equipo de InZpace realizó el seguimiento del vuelo desde dos vehículos equipados con los sistemas de recepción de la telemetría, mientras que los alumnos asistieron en directo a la evolución del vuelo siguiendo las señales enviadas a una

página internet dedicada a la actividad. Así pudieron comprobar que, transcurridos los primeros 100 minutos de la ascensión, la capsula alcanzó la altura de 30.445m, para luego descender bajo paracaídas y posteriormente tocar suelo tras 50 minutos de bajada.

Figura 2 Sitio de lanzamiento

Figura 3 Llenado del globo meteorológico

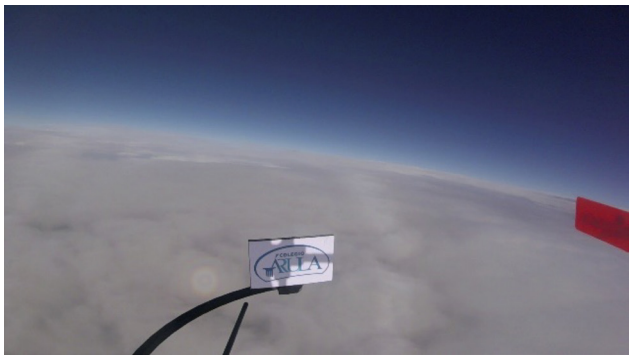


Figura 4 Altura 2.000m, superando nubes bajas

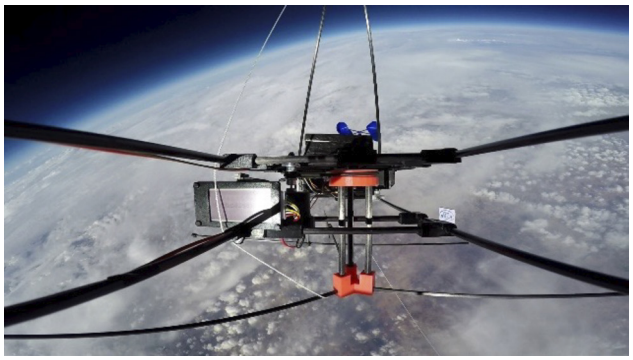


Figura 5 Altura 30.000m

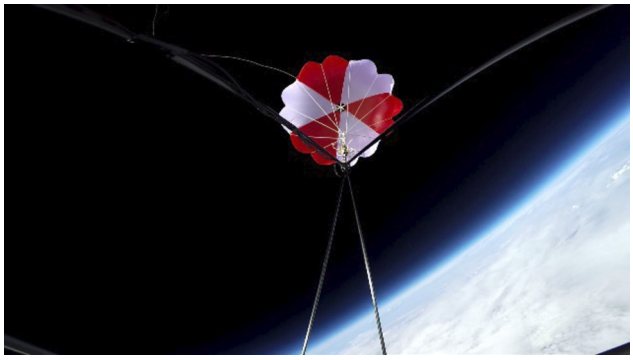


Figura 6 Descenso bajo paracaídas

La misión acabó con el aterrizaje de la capsula a una distancia de 80 km y su posterior recuperación por parte del equipo de InZpace.

Figura 7 Aterrizaje de la Misión InZpace19

Procesado de datos y análisis de resultados: Los datos recogidos por el equipo de InZpace procedieron de los equipos de la carga de pago que principalmente eran medidas de los parámetros principales de la estratosfera: nivel de radiación ionizante, temperatura, presión, humedad y velocidad del viento.

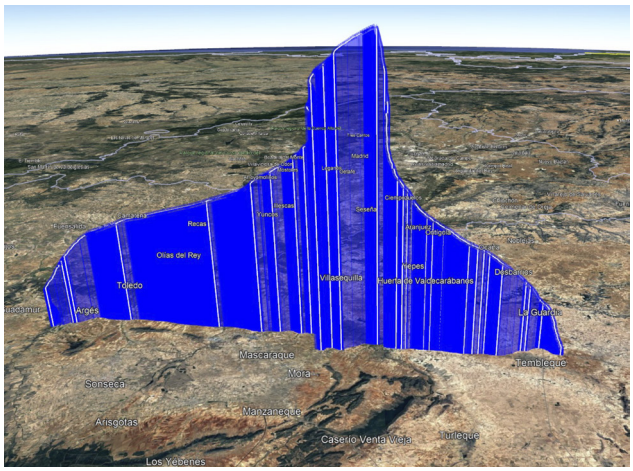


Figura 8 Perfil de vuelo de la misión

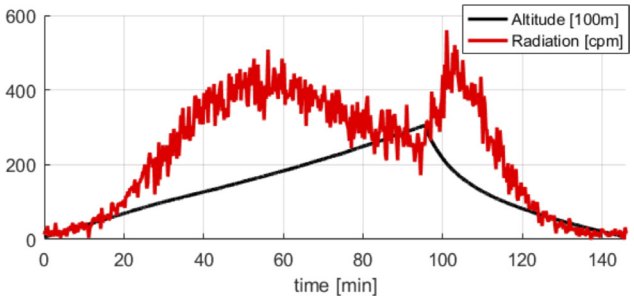


Figura 9 Perfil registrado de radiación ionizante y altura a lo largo del vuelo.

La presentación y el análisis de estos datos, propuestos a los alumnos en forma de problemas prácticos a resolver, está prevista para finales de junio, momento en el que habrán acabado sus obligaciones lectivas y podrán dedicarse a la asimilación de la vivencia espacial.

Conclusiones y lecciones aprendidas: La presentación incluirá una sección final con las conclusiones de la actividad, así como una enumeración y análisis de las lecciones aprendidas.

Introducción a un marco común para los estudios de ingeniería espacial

Laura García Insa[1], Manuel Sanjurjo-Rivo[1], Pablo Fajardo[1], Rosa Mª Pulido Puerto[2], Francisco Javier Morales Comalat[2]

El sector espacial destaca por su eficiencia y competitividad. Para ello, requiere de recursos humanos con una formación muy especializada y capaz de realizar un aprendizaje continuo. Esta característica se ha acentuado en los últimos años, en los que la industria espacial ha evolucionado de manera significativa. La oferta académica en ingeniería espacial, sin embargo, no ha evolucionado al mismo ritmo. Este trabajo propone un nuevo enfoque para identificar las brechas entre la educación espacial europea y las capacidades demandadas por la industria. El objetivo principal de la investigación es proporcionar una visión de las habilidades y competencias que la actual industria espacial europea requiere y alienta a tener a los recién graduados, con el fin de establecer un marco común para contrastar los resultados educativos con las demandas del sector.

La revisión del sector espacial realizada en este estudio se divide en dos partes. Por un lado, se han analizado los cursos espaciales a nivel de posgrado que se ofrecen en diferentes universidades europeas. Se han evaluado un total de veintisiete másteres de once países europeos diferentes clasificando los cursos de cada programa en una taxonomía y ponderando los ECTS para una comparación más precisa. En particular, se ha considerado la Taxonomía Espacial de la Plataforma Tecnológica Aeroespacial Española (PAE) para esta tarea. Además, las competencias adicionales impartidas en las distintas titulaciones se evalúan mediante la comprobación de acreditaciones y auditorías de calidad, considerando el certificado de la etiqueta EUR-ACE® como el sistema de garantía de calidad de referencia.

Por otro lado, se han identificado las necesidades de las industrias europeas a la hora de contratar ingenieros recién graduados. Conocer cómo se distribuyen las industrias europeas en las distintas ramas espaciales permitirá estimar cuáles son las necesidades formativas de los diferentes másteres de Ingeniería Espacial. Además, el estudio tiene como objetivo comprobar si las habilidades interpersonales obtenidas en los títulos con sello EUR-ACE® son las que busca la industria espacial, o si es necesario añadir nuevas competencias a los resultados de los estudios de máster.

El principal resultado de este trabajo es, por tanto, la introducción de una base común para evaluar el sector espacial a nivel europeo, tanto en universidades como en empresas. Esto permite que cada entidad analice y contraste sus datos con los de los demás organismos, ayudando en su plan de acción. El objetivo de un estándar europeo compartido es avanzar hacia un sector espacial europeo actualizado y más eficiente.

1. Horizonte Espacio Isdefe, Universidad Carlos III de Madrid.
2. Horizonte Espacio Isdefe, Isdefe.

Promoviendo la ingeniería de sistemas en España: la AEIS

D. Zorita[1], A. Fraga[2]

[1]Asociación Española de IS y SENER Aeroespacial

[2]Asociación Española de IS y Universidad Carlos III de Madrid

Introducción: La Ingeniería de Sistemas (IS) es una disciplina con gran penetración en el sector aeroespacial. La Asociación Española de Ingeniería de Sistemas es el Capítulo Español de INCOSE (International Council on Systems Engineering). Engloba a más de 100 miembros de más de 25 organismos entre empresas privadas, empresas públicas, universidades, institutos de investigación, administraciones y ejército.

La Ingeniería de Sistemas: En su definición formal, la Ingeniería de Sistemas proporciona el enfoque multidisciplinar que dirige el esfuerzo técnico necesario para transformar un requisito en una solución de sistema. Dicho de manera más llana, es la disciplina responsable de la coordinación técnica del resto de disciplinas ingenieriles.

El número creciente de iteraciones en un sistema grande y complejo genera un enorme riesgo de desvío con respecto a los objetivos iniciales, haciendo necesaria una capa que organice y garantice la consistencia de todos los actores, entendiendo el sistema de interés como un todo, y usando una metodología y unos procesos dedicados.

ES MEJOR HACER LAS COSAS SISTEMÁTICAMENTE,
YA QUE SÓLO SOMOS HUMANOS,
Y EL DESORDEN ES NUESTRO PEOR ENEMIGO.
HESIODO, CERCA DEL 700 A.C.

La Asociación Española de Ingeniería de Sistemas: La AEIS tiene como mandato el compartir, promover y avanzar en la mejora de la ingeniería de Sistemas en todo el mundo, para el beneficio de la humanidad y el planeta. Se trata de una organización sin ánimo de lucro, como también lo es su matriz el INCOSE. Sus objetivos son:

- Ser el punto de encuentro para la difusión de los conocimientos de IS
- Promover la colaboración internacional en IS, su educación y su investigación
- Asegurar el establecimiento de los más altos y competitivos niveles profesionales en la práctica de IS
- Conseguir mejorar la carrera profesional de las personas que se dedican a la práctica de la IS
- Fomentar el apoyo gubernamental e industrial de programas educativos y de investigación con el fin de mejorar el proceso de IS y su práctica

La ponencia en el Congreso: La propuesta de ponencia es para presentar la problemática que trata de resolver la Ingeniería de Sistemas, haciendo hincapié en su aplicación extensa en el sector espacial, presentar la AEIS, y dar a conocer sus múltiples actividades, sean Congresos, Charlas temáticas, Grupos de trabajo, Publicaciones, Comités asesores, Recursos, etc.

Figura 1. I Congreso Nacional de Ingeniería de Sistemas, 2018 (créditos ISDEFE)

Operaciones de preparación, lanzamiento y post-lanzamiento de un cohete supersónico hecho por estudiantes en España

Alba Badia Rifà[1], Daniel Cantos Gálvez[2], Adam El Ghaib Bougrine[2], Javier Hidalgo Marí[2], Marc Martí Arasa[2], Arnau Pena Sapena[2]

[1]Cosmic Research (alba.badia@cosmicresearch.org) / [2]Cosmic Research

Introducción: Este resumen presenta las operaciones de preparación, lanzamiento y post-lanzamiento, así como los resultados del vuelo de un cohete supersónico desarrollado por estudiantes en España, Bondar. Los estudiantes son miembros de la asociación Cosmic Research, vinculada a la Universidad Politécnica de Cataluña. Dos estudiantes de BiSky Team, un equipo de cohetería de la Universidad del País Basco, participaron en el desarrollo de la aviónica. El cohete fue lanzado el 30 de noviembre de 2021 desde el Centro de Experimentación de El Arenosillo (CEDEA), con la colaboración del Instituto Nacional de Técnica Aeroespacial (INTA). Tras un lanzamiento exitoso, Bondar se convirtió en el cohete estudiantil español de mayor apogeo, alcanzando 7,8 km sobre el nivel del mar.

Sistemas de la misión

Cohete: Bondar es un cohete supersónico de aluminio de longitud 2,6 m, estabilizado pasivamente por aletas. Lleva una aviónica personalizada para detección de apogeo, control de la separación y envío de datos. Es un cohete de sondeo con capacidad para una carga de pago de hasta 0,5 kg.

Figura 1. Render del cohete Bondar

Plataforma de lanzamiento: Estructura estabilizada horizontalmente con ángulo de elevación variable. Está formada por una torre y un raíl de 6 metros que aportan una guía mecánica para el cohete durante su despegue.

Simulador de vuelo: Simulador estocástico de 6 grados de libertad desarrollado por la asociación, que usa modelos semi-empíricos para predecir la trayectoria del cohete.

Estación de tierra: Dos antenas instaladas en los sistemas optrónicos del CEDEA que procesaban la telemetría del cohete en vuelo y la transmitían al centro de control.

Figura 2. Imagen de la plataforma antes del lanzamiento

Operaciones

Pre-lanzamiento: Comprenden una revisión de sistemas, montaje de éstos (salvo las secciones reservadas para cuenta atrás), así como pruebas de recepción, de inyección de datos y un ensayo de las operaciones de lanzamiento. El último paso es una simulación de trayectoria.

Lanzamiento: Las operaciones de lanzamiento empiezan con el ensamblaje de motor y de los sistemas de recuperación y aviónica. Continúa con el transporte del cohete hasta el punto de lanzamiento y la integración de éste en la plataforma, así como los tests finales de recepción. Tras la introducción del ignitor y las últimas simulaciones, se procede a la verificación de la huella de seguridad y revisión de los criterios GO/NO-GO y, finalmente, la ignición.

Post-lanzamiento: El cohete abandona la plataforma a 40 m/s. Sostiene un vuelo propulsado durante 6 s, hasta que se consume el combustible. Tras un ascenso no propulsado de 30 s, el cohete alcanza el apogeo, que es detectado por la aviónica. Esta ordena la separación y liberación de los paracaídas. Los módulos inferiores se descartan y el módulo aviónica desciende de manera controlada hasta el mar, donde eventualmente es recogido.

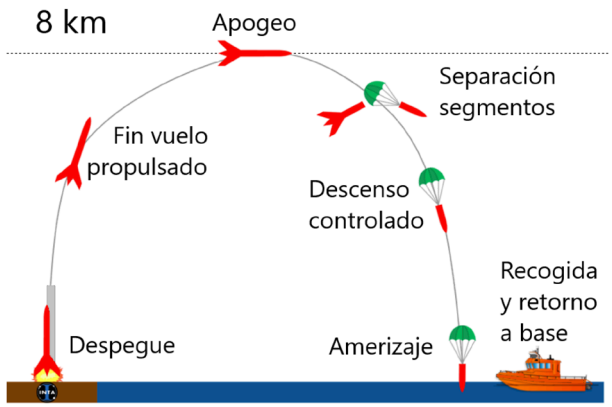


Figura 3. Operaciones post-lanzamiento

Documentación: Comprenden: una descripción de sistemas, dos análisis de riesgos, para tierra y vuelo, sendos análisis estructurales para cohete y plataforma, y finalmente un análisis aerodinámico. Los análisis de riesgos siguen una metodología propuesta por el CEDEA que considera severidad y frecuencia para determinar la criticalidad de los riesgos, y así pues, la necesidad o no de estrategias de mitigación. Los análisis estructurales consideran un AMFE (Análisis Modal de Fallos y Efectos) sobre los sistemas, de los que se extraen modos de fallo (estructurales, térmicos, vibracionales…) que se estudian y descartan de acuerdo a estudios de tipo FEA (Finite Element Analysis) y ensayos de laboratorio. Finalmente el análisis aerodinámico determina la trayectoria del cohete, tanto en un vuelo nominal como en condiciones adversas (explosión del motor, rotura de aletas…).

Resultados y discusión

Los datos usados para el análisis del vuelo provienen de tres fuentes:

A. Simulador propio: durante las operaciones de lanzamiento se realizan simulaciones finales.

B. Aviónica a bordo: emite datos cada 0,3 s a la estación de tierra.

C. Sistemas de INTA: aportan información de trayectoria a 50 Hz.

Aceleración:

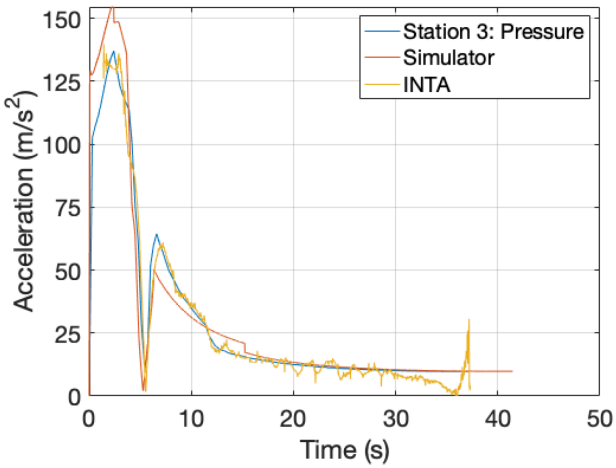


Figura 4. Aceleración durante el vuelo

Los ratios de aceleración durante la fase subsónica son prácticamente idénticos. Sin embargo, el pico tras el fin de combustión (6 s) indica una mayor presencia de drag supersónico, que desacelera el cohete a región subsónica en 12 s contra los 15 s esperados por el simulador.

Las discrepancias de drag se deben a este drag supersónico, que se puede hipotetizar relacionado con la presencia de tornillos y el gran volumen de los soportes para las aletas. Mejoras constructivas y en el simulador serán necesarias para futuros cohetes.

Velocidad:

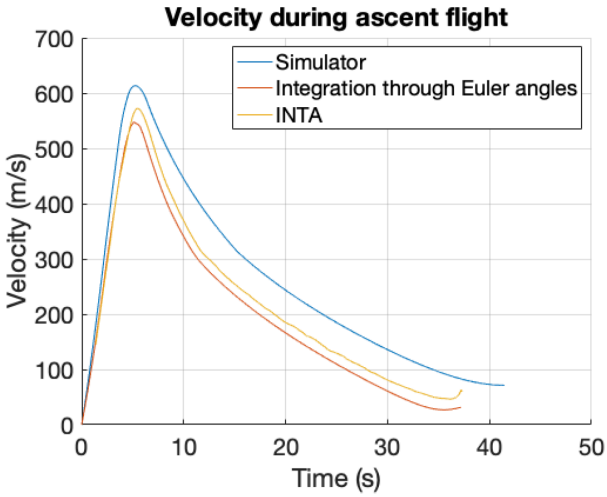


Figura 5. Velocidad durante el vuelo

El incremento del drag supersónico se observa también a partir de los 300 m/s. Esto fortalece la hipótesis anterior.

El ratio de desaceleración por debajo de Mach 1 es semejante, así que se puede asumir el modelo subsónico como correcto.

Trayectoria:

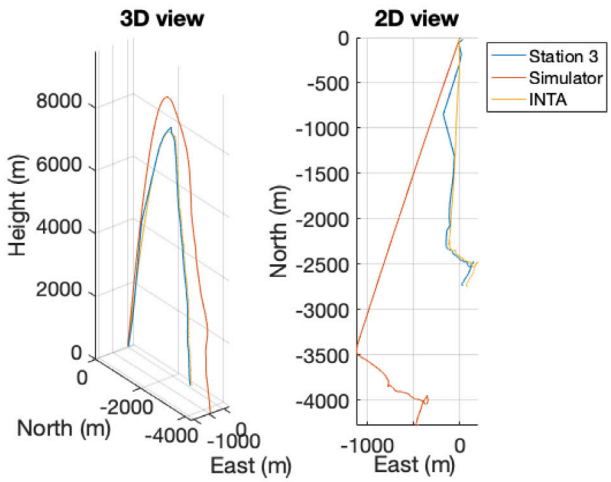


Figura 6. Trayectoria del cohete Bondar

La discrepancia en apogeo (10 km esperados contra 8 km reales) se puede observar claramente en el gráfico de la izquierda, debido al mayor drag explicado anteriormente.

En el gráfico de la derecha se observa la discrepancia de azimut, que fue detectado durante las operaciones de pre-lanzamiento, pero se juzgó dentro de los márgenes de las simulaciones.

Conclusiones: La misión Bondar permitió al equipo familiarizarse con los sistemas implicados en una misión de estas características. Extensos tests, documentación y redacción de operaciones fueron necesarias para llevar a cabo la misión bajo los requisitos del INTA-CEDEA.

El lanzamiento sirvió como validación del simulador de trayectoria, marcando las áreas que requieren de mayor refinamiento. Una mayor atención a la aerodinámica será necesaria para futuros cohetes, así como una mejor caracterización del cohete.

Con una velocidad máxima de 572 m/s (según datos de INTA), alcanzó Mach 1,7 y una aceleración máxima de 14 G. Mayor drag, unido a un menor rendimiento del motor, limitaron el apogeo del cohete a 7,8 km, 2,2 km menos de lo esperado. No obstante, eso no evitó que Bondar se convirtiera en el cohete más potente jamás lanzado por estudiantes en España.

Reconocimientos: Cosmic Research quiere agradecer la ayuda de las entidades que dieron apoyo al proyecto, así como al personal del CEDEA y BiSky Team. También quiere agradecer el apoyo de la Universidad Politécnica de Cataluña, la Generalitat, HP, Siemens, ASPY y de la ciudad de Terrassa. Finalmente, la asociación quiere agradecer el esfuerzo de los antiguos miembros que contribuyeron significativamente al éxito de la misión Bondar.

Bisky Team, formando la siguiente generación de científicos

Jon Pérez[1], Ignacio Amundarain[2], Samuel Cano[3], Marco N. Garañeda[3], Aitor Barrena[4], Unai Ruiz[5], Daniel Pérez[7], Ibai Pereda[8]

Introducción: En los últimos años el sector espacial ha vivido un crecimiento importante, creándose multitud de pequeñas empresas que se engloban dentro del concepto de *New Space*. En paralelo, también ha habido una revolución en el plano académico, donde se han formado un gran número de equipos de estudiantes dedicados al diseño de cohetes. Todos estos equipos compiten en la actualidad por ser los primeros estudiantes en Europa en llegar a la línea de Karman, el límite entre la atmósfera y el espacio.

En España, durante los últimos 5 años han surgido varios equipos que trabajan con ese mismo propósito, entre los que se encuentra BiSKY Team.

BiSKY Team fue fundado en 2018 por un grupo de estudiantes de la Universidad del País Vasco (UPV/EHU). El equipo pretendía cubrir el vacío que existía en asociaciones de estudiantes que se dedicasen a actividades relacionadas con Espacio. Desde entonces el equipo ha lanzado 5 cohetes y ha probado con éxito un motor cohete híbrido de diseño propio, siendo el primer y único equipo de estudiantes español que trabaja en este tipo de motores en la actualidad.

Objetivos: El proyecto tiene varios objetivos tanto tangibles como intangibles .

La misión más "material" del equipo, es desarrollar lanzadores suborbitales que alcancen la altura de 100 km y que sean capaces de transportar micro experimentos y *cubesats*.

En cuanto a los objetivos menos tangibles, se encuentran los siguientes:

- Tecnología. Desarrollo de tecnología puntera e innovadora para la propulsión y recuperación de los cohetes.
- Mujeres en la ciencia. Queremos ser inspiración para animar a las mujeres a estudiar carreras STEM y demostrar que ellas también pueden ser grandes científicas e ingenieras.
- Educación. Promoción del sector aeroespacial, de la ciencia y la ingeniería, proporcionando formación en estos ámbitos a los estudiantes.
- Cooperación. Fomentar la colaboración entre estudiantes de distintas carreras y formaciones y empresas del sector.

Desarrollos: Actualmente el equipo ha completado con éxito varios proyectos, los cuales se dividen en dos líneas de desarrollo que sigue el equipo: cohetes sólidos y motores de propulsión híbrida.

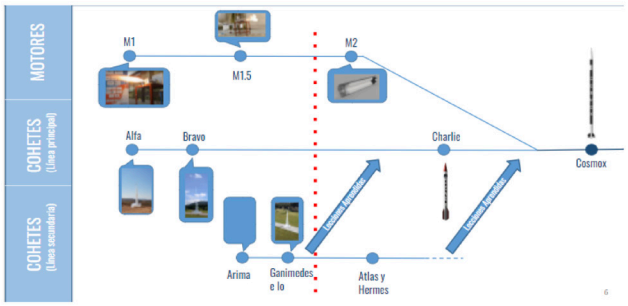


Figura 1. Hoja de ruta del equipo BiSKY.

La línea de cohetes con motor sólido permite al equipo desarrollar todas las tecnologías a excepción del sistema de propulsión, que es comercial. Entre los elementos que se diseñan están la aviónica, las superficies aerodinámicas, la estructura o el sistema de recuperación del cohete. Durante estos 4 años se han lanzado los cohetes *Alpha*, *Bravo*, *Arima*, *Ganimedes* e *Io*. Cada uno de estos cohetes ha sido más grande que el anterior, y todos ellos han sido diseñados para volar a alturas inferiores al kilómetro. Actualmente el equipo está realizando los preparativos para el lanzamiento de Charlie, que con sus 3,3 m de envergadura y 50 kg de masa supone un salto de escala importante respecto a anteriores lanzamientos, con él se alcanzará un apogeo de 3 km.

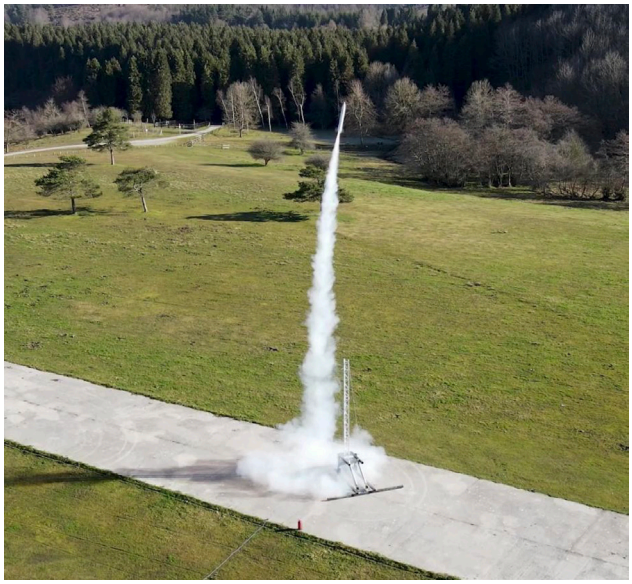


Figura 2. Lanzamiento del cohete Ganimedes

En cuanto al desarrollo del sistema de propulsión, BiSKY Team ha estado trabajando en bancos de ensayos para probar sus propios motores cohete híbridos. En 2019 se encendió con éxito *M1*, el primer motor de este tipo desarrollado en el equipo, el cual sirvió como demostrador tecnológico. A lo largo de los múltiples encendidos que se han realizado, se ha obtenido un empuje de 300 N. Actualmente, el equipo se halla ultimando los trabajos en el banco de ensayos *M2*, el cual está diseñado para generar unos 4000 N de empuje.

Futuros Proyectos: Todos los desarrollos que se han mencionado anteriormente van encaminados a tener todas las tecnologías que integran un cohete. Estos cohetes con propulsión propia serán la familia de cohetes *Cosmox*. Con ellos se pretende alcanzar la meta que desde un inicio ha tenido el equipo: llegar al espacio.

Beneficios: La mencionada interdisciplinariedad del proyecto es un aspecto clave de los beneficios educativos que obtienen los estudiantes que participan en BiSKY Team. Permite la puesta en común de conocimientos entre los alumnos de diferentes titulaciones universitarias en el marco del diseño de un cohete. Este marco también proporciona a los miembros del equipo un enfoque práctico y la aplicación de sus conocimientos, ya sean los propios o los adquiridos en las interacciones con otros miembros con conocimientos en otras áreas. Este enfoque práctico de la experiencia de aprendizaje complementa perfectamente la formación, a veces demasiado teórica, recibida en la universidad.

Aparte de los conocimientos compartidos y las aplicaciones prácticas, la participación en un proyecto como BiSKY Team tiene también un beneficio inherente en forma de autoformación necesaria. Aunque la mayoría de los conceptos necesarios para el diseño y el funcionamiento de un vehículo espacial son demasiado específicos para desarrollarlos con todo detalle en clase, la base sobre la que construir las habilidades necesarias está totalmente cubierta. Esto ofrece a los estudiantes la oportunidad (o la obligación) perfecta para adquirir los conocimientos por sí mismos y luego demostrar su comprensión con la aplicación de sus recién adquiridos conocimientos en un cohete, un conjunto de habilidades que es realmente valioso si el estudiante va a entrar en el mercado profesional.

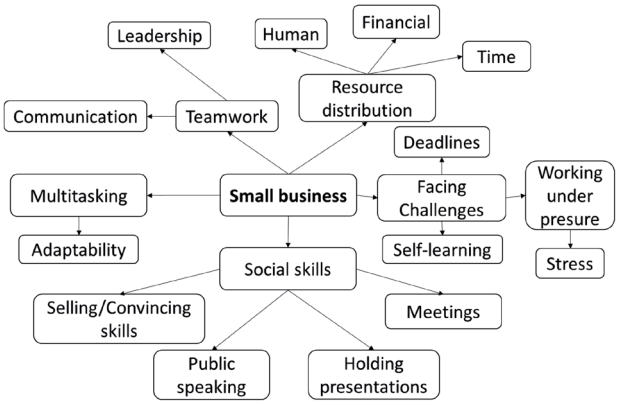


Figura 3. Competencias transversales adquiridas por los miembros del equipo BiSKY.

Las diferentes procedencias de los miembros del equipo BiSKY también ofrecen a los participantes una excelente oportunidad de establecer contactos fuera de sus campos de estudio específicos, construyendo sólidas relaciones con futuros profesionales de la amplia gama de campos involucrados en el proyecto. Además de la creación de redes dentro del equipo, BiSKY Team favorece la expansión de la red de sus miembros al ser un proyecto que participa activamente en eventos relacionados con actividades aeroespaciales como conferencias, simposios y competiciones de cohetería. Esto también permite a sus participantes ampliar su perspectiva del sector espacial y de los actores del NewSpace que, en el futuro, serán algunas de las entidades que los empleen.

Conclusión: BiSKY Team es un equipo de cohetería a nivel universitario que nace en septiembre de 2018 con el objetivo de diseñar y fabricar sus propios cohetes híbridos. Se trata de un proyecto novedoso en España, donde hasta ahora no ha habido ninguna otra entidad que desarrolle motores cohete híbridos. Un grupo de estudiantes de la Universidad del País Vasco dió a luz a este proyecto con el fin de potenciar el aprendizaje de la tecnología y la ciencia aeroespacial dentro de los compañeros de ingeniería y ciencias de forma práctica. Pero no sólo los estudiantes implicados se benefician del proyecto, sino que el equipo también da protagonismo a sus interlocutores, como las empresas patrocinadoras, los institutos de formación profesional y los jóvenes escolares. El Equipo pretende captar el interés de los jóvenes escolares y de las mujeres, promoviendo la participación femenina en este sector. En consecuencia, el equipo BiSKY participa continuamente en eventos relacionados con la actividad aeroespacial: conferencias, simposios, concursos de cohetería, etc.

En cuanto al procedimiento técnico, la planificación del equipo se divide en dos áreas de trabajo para construir un cohete híbrido de diseño propio. La primera se centra en el desarrollo de una aviónica propia completa y en las pruebas del simulador de vuelo del Equipo con los cohetes Alpha, Bravo, Arima, Ganímedes, Io y Charlie. El segundo es el diseño de los motores de los cohetes híbridos; el equipo cuenta con un banco de ensayos operativo llamado M1 y por otra parte, se está desarrollando otro banco de pruebas de mayor tamaño con el fin de garantizar los conocimientos necesarios para desarrollar el primer cohete híbrido del equipo, Cosmox.

Por último, el trabajo futuro se centrará en el desarrollo del primer cohete híbrido del equipo BiSKY, así como en la mejora de su tecnología año tras año. De este modo, el equipo podrá apoyar a los grupos de investigación que necesitan lanzadores para diferentes experimentos. Al mismo tiempo, ganar reputación puede atraer la atención de jóvenes estudiantes que podrían querer involucrarse en el sector aeroespacial. Esto puede contribuir a reforzar la red de ciencia y tecnología aeroespacial.

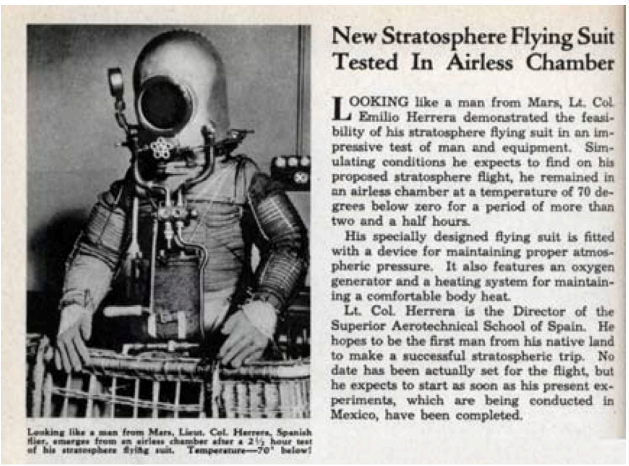
Geología y arquitectura planetaria: génesis de un binomio

Yasmina Eid-Macheh-Sánchez[1], Juanjo García-Valverde[2], Jesús Martinez-Frías[3]

[1]Universidad Politécnica de Valencia y GAREID PROYECTOS, E-mail: yasmina@gareidproyectos.com,
[2] GAREID PROYECTOS, Valencia, [3] Instituto de Geociencias, IGEO (CSIC-UCM), Madrid

Introducción: "La humanidad se está abriendo al espacio en toda su complejidad socio-cultural e interdisciplinar. La arquitectura lunar y planetaria ejemplifica muy bien este proceso, que conlleva la implicación e interacción de áreas científicas como la geología. A través de la geología planetaria se conocen los materiales de nuestro satélite y de Marte, los dos próximos objetivos en nuestra salida al espacio. Dichos materiales constituyen recursos *"in situ"* que pueden ser aprovechados y utilizados en las futuras misiones para la construcción y establecimiento de bases semipermanentes y permanentes" [1], este es el binomio arquitectura-geología que aquí debemos poner en valor. La Arquitectura Planetaria o Astroarquitectura, se encarga de estudiar y diseñar las mejores opciones de habitabilidad en estos espacios, para la especie humana. Análisis y planteamientos que requieren un buen conocimiento de la geología de los cuerpos planetarios, para la utilización y aprovechamiento de sus recursos in-situ (ISRU) [2], tanto en la faceta referente al material a emplear en los hábitats como en su conveniencia como estructura natural (tubos de lava, p.e.), contamos con recursos geológicos existentes más allá de la Tierra. Los futuros hábitats extraterrestres cumplirán con la función de recinto preparado para dar cobijo, seguridad y servir de espacio donde desarrollar las actividades cotidianas a sus habitantes. Al mismo tiempo, debe ser la técnica, o método de proyección y construcción arquitectónica, en consonancia con las propiedades de los materiales (rocas y minerales) existentes –y todo aquello que pueda alterar su sustentación y construcción–, la metodología que desarrolle estos espacios. En esta ponencia se exponen de manera sintética los principales antecedentes de estas disciplinas y se evalúan actividades futuras, especialmente desde la perspectiva de las actividades que en este contexto venimos desarrollando este equipo interdisciplinar desde España.

Génesis: Una vez superadas las barreras de la hidrosfera y la troposfera, los humanos estaban en disposición de subir un escalón más; las capas altas de la atmósfera, y la exploración del espacio exterior. Desde que se diera el primer salto de los humanos en poder elevarse al cielo -utilizando un globo aerostático el 21 de noviembre de 1783-, realizado por Pilâtre de Rozier y el marqués d'Arlandes, que volaron durante 25 minutos a una altura de 100 metros sobre París, el siguiente paso era llegar a la estratosfera, y sería el ingeniero militar y aerospacial español Emilio Herrera Linares, quién diseñaría un globo y lo que podría ser la génesis del primer traje espacial, con el fin de superar la barrera de los 20.000 metros, todo listo para realizar dicha hazaña en 1936, aunque quedaría truncado por el comienzo de la Guerra Civil (Fig. 1).



Looking like a man from Mars, Lieut. Col. Herrera, Spanish flier, emerges from an airless chamber after a 2½ hour test of his stratosphere flying suit. Temperature—70° below!

New Stratosphere Flying Suit Tested In Airless Chamber

LOOKING like a man from Mars, Lt. Col. Emilio Herrera demonstrated the feasibility of his stratosphere flying suit in an impressive test of man and equipment. Simulating conditions he expects to find on his proposed stratosphere flight, he remained in an airless chamber at a temperature of 70 degrees below zero for a period of more than two and a half hours.

His specially designed flying suit is fitted with a device for maintaining proper atmospheric pressure. It also features an oxygen generator and a heating system for maintaining a comfortable body heat.

Lt. Col. Herrera is the Director of the Superior Aerotechnical School of Spain. He hopes to be the first man from his native land to make a successful stratospheric trip. No date has been actually set for the flight, but he expects to start as soon as his present experiments, which are being conducted in Mexico, have been completed.

Figura 1: La prensa internacional se hizo eco del desarrollo de la escafandra estratonáutica. Créditos: Instituto de Cultura e Historia Aeronáutica) [3].

No sería hasta el 12 de abril de 1961, que Yuri Alekséyevich Gagarin, superara los 100 kilómetros de altitud (la llamada Línea de Kármán) y completara una órbita terrestre, siendo este acontecimiento relativamente cercano a nuestros días [4]. Siguiendo con los hitos que han marcado los inicios del desarrollo de la disciplina que podemos denominar Arquitectura Planetaria, cabe recordar al cosmonauta Guerman Stepánovich Titov que, entre el 6 y el 7 de agosto de 1961, fue el primero en permanecer en el espacio más de 24 horas, siendo necesario ocupar parte de ese tiempo en descansar/dormir al interior del vehículo espacial, con lo que ello conlleva; el habitáculo de la Vostok 2 [4] ya no servía únicamente como medio de transporte -con requerimientos de seguridad y habitabilidad-, sino que tuvo que ser capaz de proporcionar oxígeno, alimento y descanso a su habitante. Del mismo modo, podemos fijar como primer hábitat extraterrestre en la superficie de otro cuerpo celeste al módulo lunar "Eagle" del Apolo 11, que aterrizó en la Luna el 20 de julio de 1969, donde permanecerían Neil A. Armstrong y Edwin E. Aldrin Jr. durante 21 horas y 36 minutos; es allí donde trabajaron, se alimentaron y conciliaron 7 horas de sueño, entre otras [5]. Tres años después, 75 horas de permanencia en la superficie lunar, la última misión Apolo –A. 17 (1972)-; poco más de 3 días [6], donde el

comandante de la misión E.Cernan y el piloto del módulo lunar y geólogo Harrison H. Schmitt (primer y único científico en pisar la Luna), se convertían entonces en los humanos con mayor tiempo de permanencia en un hábitat emplazado en un cuerpo extraterrestre, hasta hoy día (Fig. 2).

Figura 2: El astronauta y geólogo Harrison Schmitt dentro del módulo lunar después de un EVA. Créditos: NASA

Años posteriores, se conseguirían más retos relacionados con el avance de la exploración espacial gracias a las necesidades habitacionales que se iban planteando, haciéndose necesario el aporte de la arquitectura a las disciplinas que ya estaban empleándose a tal fin. La arquitecta Galina Balashova (Fig. 3), fue la primera en formar parte en estos equipos interdisciplinares, siendo la responsable del diseño en el inicio del programa espacial soviético por medio de la distribución de los espacios destinados a los cosmonautas, teniendo en cuenta los colores, las formas y los materiales a emplear para hacer más humanos estos espacios. Diseñó el interior de la nave espacial Soyuz y las estaciones espaciales Saliut y Mir, y fue la asesora para el programa Buran; su trabajo lo desempeñó desde 1957 a 1991 [7], y deberíamos considerarla la precursora de la Arquitectura Planetaria (o, Cosmo-Arquitectura, siguiendo la tradición rusa de anteponer con el término Cosmo aquellas acepciones relacionadas con el espacio).

Figura 3: La arquitecta G. Balashova en el prototipo de la cápsula espacial Soyuz 19 que diseñó en 1975 (Meuser, 2015)

En España, debemos citar al arquitecto Emilio Pérez Piñero (1935-1972) (Fig. 4), "medalla de Oro" en la XI Exposición Internacional de Patentes de Bruselas, y Premio Auguste Perret de la Unión Internacional de Arquitectos en 1972, cuya aportación con su obra fue diseñar elementos estructurales de montaje y desmontaje rápido y económico, cosa esta que llamó la atención de la NASA en 1969; la agencia, proyectaba construir invernaderos en la Luna a partir de una estructura modular automática desplegable de Pérez Piñero [8].

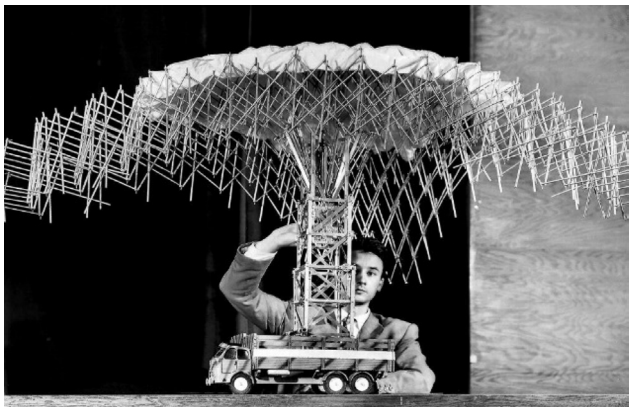


Figura 4: Fotografía de modelo a escala. Cúpula Desplegable Teatro VI Congreso Unión Internacional de Arquitectos. Emilio Pérez Piñero. 1961.

Conclusiones: La arquitectura va resolviendo los retos propios de construir y habitar un cuerpo planetario en consonancia con la geología del lugar adquiriendo de este modo, el conocimiento del medio donde pretende ubicarse, así como de los recursos naturales susceptibles de ser utilizados en la misma. Es por todo ello que, por medio de la puesta en valor de este binomio interdisciplinar, hemos propuesto varios proyectos realizables tanto en la Luna (FOCARIS) como en Marte (FALLAMARS).

Bibliografía

[1] Eid-Macheh-Sánchez, Y., Matínez-Frías, J., García-Valverde, J., Blanca- Giménez, V. (2022) "Geología y Arquitectura Planetaria: análisis bibliográfico y situación actual". Tierra y Tecnología, 59. https://dx.doi.org/10.21028/yes.2022.02.23.

[2] Kurt Sacksteder and Gerald Sanders (January 2007) "In-Situ Resource Utilization for Lunar and Mars Exploration," AIAA 2007-345. 45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. https://doi.org/10.2514/6.2007-345.

[3] García- López, Julia (2013) "Emilio Herrera, el abuelo granadino de los trajes espaciales" SINC https://www.agenciasinc.es/Reportajes/Emilio- Herrera-el-abuelo-granadino-de-los-trajes- espaciales.

[4] ROSCOSMOS (2022) "Chronicle of Soviet-Russian Space Program" State Space Corporation ROSCOSMOS, http://en.roscosmos.ru/174/.

[5] Loff, S (2019) "Apollo 11 Mission Overview -The Eagle has landed. NASA, https://www.nasa.gov/mission_pages/apollo/missio ns/apollo11.html.

[6] NASA (2018) "Apollo 17", https://www.nasa.gov/mission_pages/apollo/missio ns/apollo17.html.

[7] Meuser, P. (2015) "Galina Balashova. Architect of the Soviet Space Programme", Ed. DomPublishers. Cornelia Dörries. Berlin., 160p. [8] Fundación Emilio Pérez Piñero http://www.perezpinero.org/

Agenda estratégica para el I+D+I espacial en España

A. Catalán

Plataforma Tecnológica Aeroespacial Española

Introducción: La PAE reúne a más de 100 entidades españolas con actividad en el I+D+I aeroespacial. La mayor parte son empresas (grandes y pequeñas), centros tecnológicos y universidades (incluyendo diversos grupos de investigación aplicada y científica)

La PAE constituye pues un foro privilegiado para identificar las áreas tecnológicas que hay que desarrollar en España para conseguir el crecimiento del sector espacial. Con este propósito, la PAE ha preparado la Agenda Estratégica del I+D+I Espacial, que constituye uno de los princip0ales cometidos de las Plataformas Tecnológicas, según el Sistema Español de Ciencia, Tecnología e Innovación.

Oportunidad: El objetivo de la Agenda es, por un lado, servir de guía a cualquier Administración Pública interesada en apoyar el espacio y, por el otro, servir a las propias entidades del sector para organizar sus esfuerzos en I+D+I de una forma coordinada para obtener los resultados más eficaces.

Con la creación de la Agencia Espacial Española, el plan España Digital, el crecimiento de la actividad espacial en la UE y la ESA y de las nuevas oportunidades comerciales del espacio (Downstream y New Space), pensamos que la Agenda puede ser de gran utilidad

El Espacio y los ODS: La Agenda 2030 de la ONU estableció 17 objetivos de desarrollo sostenible, que fueron aprobados en la Asamblea General del 2015.

La actividad espacial facilita el cumplimiento de esos objetivos y, la Agenda Estratégica, recoge cómo las aplicaciones del espació ayudan a conseguirlo: el impacto de la Observación de la Tierra, incluyendo la Meteorología, las Comunicaciones, los Sistemas de Posicionamiento Global, la Seguridad, Exploración y Ciencia

Retos tecnológicos Las líneas tecnológicas identificadas como estratégicas se agrupan en 5 grandes retos:

1. Reto 1: El Espacio al servicio del futuro de la sociedad. El espacio debe cumplir con lo que la sociedad espera de él. Por tanto, este reto identifica las necesidades de la sociedad en su conjunto para proponer líneas de actuación para mejorar los servicios que los sistemas espaciales proporcionan a la sociedad.

2. Reto 2 – Competitividad. Identificación de Tecnologías prioritarias para aumentar la competitividad del sector espacial español a nivel europeo y, cada vez más, a nivel global.

3. Reto 3 – Tecnologías y aplicaciones críticas para la no dependencia. Los países avanzados consideran estratégicas muchas de las actividades relacionadas con el espacio. Éstas proporcionan capacidades únicas en áreas críticas como comunicaciones, seguridad, defensa, protección de infraestructuras, navegación. Este reto identifica qué tecnologías hay que desarrollar para garantizar la no dependencia nacional

4. Reto 4 – Aplicaciones y servicios basados en el espacio. El mayor efecto multiplicador de las inversiones en el espacio se produce a través del desarrollo de aplicaciones y servicios basados en Datos Espaciales. El despliegue de los satélites de Navegación, la constelación Copérnico, los satélites de Comunicaciones, permiten desarrollar una serie de aplicaciones y servicios que afectan a gran parte de la economía

5. Apoyo decidido a la I+D+I espacial y la Formación. Necesidad de un Plan a largo Plazo que combine desarrollos nacionales, colaboraciones bilaterales entre países y participación en programas de organizaciones internacionales. Por otra parte, la sostenibilidad a largo plazo de la industria espacial española depende de la formación de los profesionales y, por tanto, se han identificado una serie de acciones para adaptar la formación de profesionales superiores y técnicos a las necesidades del sector.

Líneas troncales La Agenda presenta también las líneas troncales que son aquéllas prioritarias para desarrollar el sector espacial español: Lanzadores, Instrumentación científica, Telecomunicaciones Avanzadas, Observación de la Tierra, SSA, Comunicaciones Seguras, Materiales avanzados, Fabricación avanzada, Control de misiones, Mecanismos, Componentes para la no dependencia, Uso de datos del espacio

Tecnologías disruptivas La Agenda identifica también las tecnologías disruptivas, es decir, aquellas tecnologías emergentes que pueden servir para posicionar a España en un futuro: Materiales multifuncionales e inteligentes, Limpieza Espacial, Sistemas de navegación para vehículos autónomos y robótica, Segmento terreno avanzado, Satélites fraccionados, Industrialización de constelaciones, IA, Propulsión eléctrica, SST, Ciberseguridad para segmentos vuelo y terreno, Ciencia y Exploración espacial

Líneas Tecnológicas. La Agenda identifica 67 Líneas de Acción Tecnológica (LAT), agrupadas en torno a los Retos tecnológicos mencionados anteriormente. Estos Retos se desglosan en 23 áreas de acción que, a su vez van clasificando las distintas LAT, en un árbol estructurado.

Hoja de Ruta. La Agenda propone una hoja de ruta, con un desarrollo temporal de las LAT teniendo en cuenta su nivel de prioridad, pero sin olvidar que, muchas de las que podrían considerarse a largo plazo, es necesarias arrancarlas cuanto antes para garantizar que se cumplan los plazos. Se ha tenido en cuenta también que las lAT sólo pueden comenzar cuando las capacidades necesarias para llevarlas a cabo existan.

Clasificación según la taxonomía espacial. La PAE ha desarrollado una taxonomía espacial que permite clasificar cualquier información del sector de una forma estructurada. La taxonomía clasifica la información según cuatro aspectos:

1. Cómo se hacen as cosas (Tecnologías)
2. Actividades (Segmentos de actividad)
3. Beneficios para la sociedad (Soluciones para la sociedad)
4. Relación con otros sectores de actividad.

El sistema permite clasificar las actividades para diversos fines. En particular para tener una imagen del sector es España: a qué tecnologías se dedican las entidades españolas. La comparación de las capacidades existentes con las áreas propuestas de acción tecnológica muestra una buena coherencia en términos generales, aunque:

- hay algunas áreas de desarrollo en las hay desajustes entre la intensidad de actividad propuesta y las capacidades: Comunicaciones, Operaciones y Tecnología de datos
- en los dominios de Diseño de sistemas y Estructuras, las líneas de desarrollo propuestas las iniciativas propuestas son inferiores a las capacidades existentes

Recomendaciones: La Agenda presenta las recomendaciones principales:

1. Las líneas presentadas en la Agenda permiten continuar con el desarrollo tecnológico en aquellos ámbitos en los que España ya es excelente, creciendo desde nuestras fortalezas para mejorar la competitividad en el mercado global y, a la vez, introducen las tecnologías en las que se debe invertir para generar nuevos nichos de excelencia y competitividad futura.

2. Necesidad de un programa Espacial Nacional estable, incluyendo colaboraciones bilaterales con otros países contemplando:

   a. Refuerzo de las actividades vinculadas al New Space

   b. Desarrollos iniciales en las tecnologías emergentes y críticas

   c. Observación de la Tierra, Posicionamiento, telecomunicaciones y SSA

   d. Fomento del trabajo colaborativo ciencia-industria

   e. Desarrollo del sector downstream

3. La Agenda se ofrece a las AAPP tanto estatales como de las CCAA para guiar sus propios planes de desarrollo tecnológico.

4. Es necesario fomentar la colaboración flexible entre industrias, universidades, centros tecnológicos a lo largo de todo el ciclo de desarrollo tecnológico y de toda la cadena de valor.

5. Las universidades y centros tecnológicos pueden utilizar esta Agenda para definir sus propias estrategias de I+D+I y planes docentes.

Reconocimientos: La Agenda fue realizada entre 2020 y 2021 de una forma colegiada por las entidades miembros de la PAE. Hay muchas personas a las que hay que agradecer este documento, pero, especialmente, hay que resaltar el trabajo realizado por Vicente Gómez Molinero en la realización de este trabajo. Vicente fue Secretario General de la PAE en el período de elaboración de la Agenda

La transferencia de tecnología para el desarrollo del sector aeroespacial en países emergentes

Itzel Rocillo

Especialista en propiedad intelectual, México

La transferencia de tecnología (ToT), es el proceso mediante el cual, las organizaciones transfieren tecnología, habilidades y conocimientos entre sí. Estas transferencias se producen para que otra serie de organizaciones con menores recursos puedan acceder a los avances científicos, de forma más fácil y accesible. Es así como, las ToT permiten el desarrollo tecnológico de las organizaciones, así como la creación de valor en sus productos y servicios [1]

Una parte importante de la transferencia de tecnología es la protección de la propiedad intelectual (PI) asociada a las innovaciones desarrolladas en las instituciones de investigación. Esto puede derivar en concesión de licencias de patentes a empresas externas o la creación de nuevas empresas para licenciar la PI.

Esto es relevante para el sector aeroespacial, ya que se requiere de múltiples invenciones e innovación para su funcionamiento, lo cual eleva el costo de investigación y comercialización, es necesario explorar alternativas legales para facilitar y abaratar el uso de tecnología entre la industria, por otro lado, también es necesario recalcar la importancia de la protección que ofrece la propiedad industrial a las invenciones, aunque lamentablemente en ocasiones esta se vuelve un monopolio que frena a otros agentes interesados en el uso de patentes. Por esto mismo, es necesario utilizar la figura de transferencia de tecnología, para seguir protegiendo e incentivando las actividades inventivas dentro del sector y a su vez abriendo la posibilidad de utilizar estas mismas.

Con ello se democratiza el conocimiento, se fortalece la economía, además de la cooperación nacional e internacional.

Es urgente para el sector aeroespacial comenzar a utilizar estas herramientas para su desarrollo.

Bibliografía

[1]Transferencia de tecnología, https://economipedia.com/definiciones/transferencia-de-tecnologia.html

Industria turística espacial en España: retos y oportunidades

César Llorente-López

CEO Mallorca Space Port. Professor at University of Balearic Islands. info.mallorcaspaceport@gmail.com

Introducción: Las empresas públicas y privadas españolas del sector aeroespacial participan de la que ha sido denominada la quinta revolución industrial, [1] (Martínez, I., 2019), y que, en 2019, tuvo una facturación de más de 13.400 millones de euros aportante en este mismo ejercicio al PIB español 20.630 millones de euros, empleando además de 57.600 personas con un crecimiento constante en la última década del 83,7% desde el 2008, [2] (ICEX, 2021).

Este mismo sector se ha convertido en estratégico para la economía española, con una ocupación de alta calidad y con unas altas tasas de exportación, 71% en 2019, representando el 1% del total del PIB español y el 7,3% del índice español de producción industrial [3] (TEDAE, 2020). Un sector que incluye diferentes líneas de actuación entre las cuales destacamos, el desarrollo y lanzamiento de satélites, la minería espacial y en el que cabría incluir el Turismo Espacial, en adelante TE. "El TE es una modalidad de turismo en el cual se realiza el viaje además de 100 kilómetros de altura de la Tierra, lo cual se considera la frontera del espacio" [4] (Serrano Navalón & Ramón Fernández, 2013).

La industria turística espacial que se derive merece un apartado propio, existiendo en la actualidad interesantes propuestas viables en EE. UU. que incluyen, desde visitas efímeras a la estratosfera (Space Perspective), como al espacio próximo, siendo Virgin Galactic la primera empresa con contar con un puerto espacial privado, con fuertes competidores como Blue Origin y muy en especial SpaceX. También hay propuestas que incluyen la construcción de hoteles en el espacio con Bigelow Aerospace y Axiom como la empresa con la propuesta más avanzada, así como diferentes iniciativas de emprendimiento turístico espacial a nuestro país como IOOI [5] (Zero2Infinity) que compiten con el resto de las iniciativas internacionales para llevar estratonautas mediante cabinas presurizadas impulsadas por globos aerostáticos a la estratosfera. Zero2infinity, ha construido el primero estratopuerto operativo en Jaén, así como dos prototipos dirigidos a subir a personas, Bloom, y satélites, Bloostar, plenamente operativos.

España, como país con una madura industria turística, especialmente significativa en algunas comunidades autónomas como Baleares, debería tener una estrategia propia para avanzarse a los futuros acontecimientos, y analizar las claves para abordar y explotar este novedoso sector turístico, dando las sugerencias necesarias para preparar al sector y aprovechar el impulso.

El objetivo de esta comunicación es presentar las conclusiones del estudio llevado a cabo en el marco del trabajo de fin de grado de administración de empresas del autor [6] (Llorente-López, C. 2021) y proporcionar una hoja de ruta al sector turístico para aprovechar la pujanza de este nuevo destino.

Objetivo de la investigación: El objetivo de este trabajo es identificar los retos y oportunidades que puede suponer para la reinvención del modelo turístico español la nueva industria del TE.

A tal efecto y para responder a esta pregunta se ha llevado a cabo:

1. Una revisión de la información existente sobre TE priorizando documentos de análisis, libros, artículos de investigación económica.
2. Un análisis de las propuestas actuales sobre TE a nivel mundial de la iniciativa privada.
3. Un análisis del ecosistema espacial español y la capacidad competitiva de este y del sector turístico para lograr este nuevo reto.
4. La Identificación de los actores de emprendimiento espacial y del futuro embrión del TE.
5. Un panel con diferentes actores y *Stakeholders* del sector estatal, para conocer sus perspectivas sobre los retos y las oportunidades a los que se enfrenta este sector incipiente del turismo.
6. Una encuesta a la población en dos de las comunidades autónomas con un mayor impacto en el turismo, Catalunya y las Illes Balears.
7. Un análisis DAFO con las informaciones anteriores para proponer las líneas estratégicas que se podrían llevar a cabo para el desarrollo del sector del TE

Conclusiones parciales en la investigación: Las conclusiones que presentamos se basan en los diversos análisis realizados, A) el análisis económico realizado en base a los informes y estadísticas existentes sobre industria espacial y TE, B) el análisis de la competitividad turística y la capacidad de Cataluña y Baleares de lograr este reto, así como en el análisis de este sector incipiente por C) de un lado por los expertos identificados y que hemos podido contactar para la realización de una entrevista, y de otro de una D) encuesta hecha en la población general para averiguar cuáles son sus actitudes enfrente el TE y qué costes piensan que estarían dispuestos a lograr por este tipo de turismo.

A. *Conclusiones de los Informes económicos actuales*: Podemos concluir que los indicadores existentes tanto la industria aeroespacial mundial, europea y española tienen una previsión de crecimien-

to sostenido que, en el caso específico del subsector del TE, presenta unas perspectivas todavía más esperanzadoras.

B. *Conclusiones parciales de la competitividad del turismo para afrontar el TE*: Podemos concluir que existen las bases de un tejido asociativo y empresarial interesado, que permita la gestación del TE en España, podemos decir que no solo existe este embrión y una red con conocimiento, en las CCAA analizadas, que es extensible al resto de las comunidades, sino que lo TE puede representar un revulsivo para transitar hacia un modelo de turismo experiencial de alto valor añadido desestacionalizante.

C. *Conclusiones parciales a los expertos analizados*: Las conclusiones parciales de este panel de expertos indican que los principales retos a los que se enfrenta el TE según los expertos entrevistados son los costes que aparecen como elemento transversal, aparece también de manera recurrente los aspectos de seguridad y condición médica de los turistas espaciales porque sea factible este tipo de turismo. La ausencia de infraestructuras a Europa y el desarrollo incluso incipiente de los medios de transporte son otros de los elementos.

Podemos concluir que el sector turístico español estaría preparado para afrontar el reto del TE, y observamos que los expertos ven con esperanza el TE, que de momento depende de forma exclusiva de la fuerza del emprendimiento, dado que las instituciones no lo contemplan de momento. Aun así, la fuerza de la iniciativa privada es un buen indicador.

D. *Conclusiones parciales a los posibles usuarios*: Observamos que el público en general desconoce básicamente esta nueva propuesta turística, y vemos como los Baby boomers y la población más joven, son los colectivos que, habiendo participado unos en los años 70 y los otros en la actualidad, ven con más interés este nuevo tipo de turismo, hecho que nos alienta al representar unos el colectivo con el poder económico para hacerlo, y el otro el colectivo que será el principal actor económico en la próxima década.

Recomendaciones Generales: El análisis efectuado nos permite extraer algunas conclusiones significativas ante los retos y oportunidades del TE a nuestro país:

1. El TE es ya un hecho y su eclosión es una cuestión de meses y no años. Los pasos dados por el millonario Denis Tito al 2001 como primer turista espacial serían una anécdota, comparado con el devenir del TE a partir de septiembre de 2021 si se cumplen las fechas de Virgin Galactic, Blue Origin y SpaceX.

2. Las propuestas de Axiom y de Bigelow, entre otros, de construir hoteles en el espacio parecen fuertes y arraigadas, así como el primer viaje privado alrededor de la Luna programado para el 2024 por SpaceX.

3. A nivel local, hay empresas en el arco mediterráneo como Zero2infinity o MallorcaSpacePort, que abren nuevas vías de entender el espacio de una forma más sostenible e inclusiva, y otras como PLD Aerospace que darán a nuestro país de capacidad para poner en órbita mercancías y pasajeros.

4. España está en una buena posición para captar el turismo de lujo que nutriría las primeras fases del TE, como ha pasado ya con otras experiencias turísticas en el pasado.

5. Las personas entrevistadas, definen dos grupos los baby boomers, (+ de 50 años) y los jóvenes (entre 19 y 25 años), interesados por éste.

6. El sector turístico está maduro y preparado para afrontar la postpandemia con una oferta renovada disruptora, que además puede devolver una propuesta de alto valor añadido al sector.

7. Nos encontramos en un momento capital de la historia que en los próximos años marcará la pauta de los reguladores futuros del TE.

La pregunta que hay que hacerse es: ¿Seremos capaces de afrontar este reto?

Bibliografía

[1] Martínez, I. 2019. La quinta revolución Industrial. Planeta. 2019.

[2] Icex.es. Recuperado el 6 de marzo de 2022, de https://www.icex.es/icex/es/navegacion-principal/que-es-icex/sala-de-prensa/sala-prensa/NEW2019810855.html.

[3] Tedae.org. Recuperado el 6 de marzo de 2022, de https://www.tedae.org/uploads/files/1643099459_memoria-actividades-2020-tedae-final-ok-actualizado-pdf.pdf

[4] Serrano Navalón, A. I., & Fernández, F. R. (2013). Turismo Espacial: Cuestiones legales que afectan a este tipo de turismo. Turismo e Sociedade, 6(3). doi:10.5380/TEs.v6i3.28304.

[5] Infoespacial.com. 2021. J.M. López (Cero 2 Infinity): "Tenemos ofertas de 1.052 millones de euros para Bloostar" - Noticias Infoespacial España. [online] Available at: <http://www.infoespacial.com/es/2018/05/07/noticia-zero2infinity-tenemos-ofertas-valor-millones-euros-bloostar.html> [Accessed 2 April 2021].

[6] Llorente-López, C. 2021. Retos y oportunidades de la industria turística espacial en Cataluña y las Islas Baleares. Administración de Empresas UOC.

Financiación de la mineria espacial mediante activos digitales

Ignacio Ozcariz Arraiza[1]

[1](RQuantech Sarl – Ginebra – Suiza- i.ozcariz@rquantech.com

Introducción: El espacio es el próximo campo minero para la humanidad. RQuanTech Sarl ofrece a los emprendedores de este nuevo mundo su vehículo "Space Mineral Resources SA (SMR)" para apoyar los costos asociados a sus planes de minería de la luna y los asteroides para cualquier tipo de recursos minerales.

Los metales estructurales se minarán y utilizarán como materiales de construcción en el espacio. La obtención de estos materiales más allá de la influencia gravitacional de la Tierra permite la construcción de estructuras de bajo costo que no están limitadas por el tamaño.

Los metales preciosos se utilizarán para la fabricación en el espacio de productos electrónicos de alta gama, equipos de laboratorio y naves espaciales.

Otros materiales especiales como el tritio, muy difícil de obtener en la Tierra, serán extraídos en la Luna. Una parte de estos recursos también serían enviados a la Tierra para su comercialización.

RQuanTech Sarl (RQT) ha desarrollado durante los últimos cinco años un mecanismo de titulización de materias primas que permite la emisión de eContracts/Tokens representativos de los recursos minerales a obtener en el espacio.

La venta de tokens de recursos espaciales (SRT) a través de las ofertas iniciales de contratos electrónicos (IeCO) es el mecanismo que RQuanTech Sarl (RQT) se presenta a la comunidad espacial para financiar sus actividades.

Figura 1. Plans for asteroid mining emerge. BBC News

El Mercado: Según el informe "Garantizar la viabilidad económica de los asentamientos lunares " [1] "La inversión pública en actividades espaciales estaría motivada por el interés nacional, el desarrollo económico y el apoyo público, mientras que la inversión privada estaría motivada por la seguridad jurídica e institucional, los riesgos conocibles y las expectativas realizables".

Todo esto significa que las iniciativas espaciales privadas son potencialmente una buena propuesta de inversión para el capital privado y fondos de inversion. La idea es ofrecer a los inversores una potencial rentabilidad de su capital en un horizonte temporal < 10 años.

Contemplando la extracción de recursos en la Luna y los asteroides, los costos asociados aún son muy altos, pero pueden justifican la inversión en casos especiales como el regolito de la Luna, y otros materiales en los asteroides no disponibles en la tierra. La minería robótica, por otro lado, ahora está disponible en la Tierra y puede ser parte de los modelos comerciales para la minería en los cuerpos del espacio exterior.

Todas estas variables claramente están siendo enfocadas hoy y el establecimiento de la credibilidad institucional para reducir el riesgo para la reputación de las actividades espaciales está en marcha; nuevas empresas están reduciendo el costo de acceso al espacio y también se están construyendo infraestructuras espaciales privadas.

El Marco Regulatorio. Las inversiones potenciales se beneficiarán de la Ley de Competitividad de Lanzamientos Espaciales Comerciales de EE. UU. (H.R. 2262) [2] que reconoce el derecho de los ciudadanos estadounidenses a poseer los recursos de asteroides que obtienen y alienta el comercio exploración y utilización de recursos de asteroides.

Además, en Europa se beneficiarán de la ley "Loi du 20 juillet 2017 sur l'exploration et l'utilisation des ressources de l'espace." [3] aprobada por la Cámara de Diputados de Luxemburgo en 2017 reconociendo el derecho a los recursos basados en el espacio con el objetivo de hacer avanzar la industria de los recursos espaciales. "Les ressources de l'espace sont susceptibles d'appropriation.

El resto de la ley establece un sistema para que el gobierno autorice y supervise la extracción de recursos y otras actividades espaciales, con excepción de los satélites de comunicaciones, que se rigen por otras leyes del país.

Tanto las leyes de los EE. UU. como las de Luxemburgo otorgan la propiedad de los recursos solo después de que hayan sido extraídos, evitando conflictos potenciales con el Tratado del Espacio Exterior, que prohíbe a las empresas reclamar territorio en los cuerpos celestes.

Además, se deben establecer marcos regulatorios con respecto a ISRU para brindar a las entidades privadas Directrices sobre la propiedad y el uso de los recursos.

El Negocio: Se presenta el proceso de titularización que RQT propone como base para el financiamiento de las actividades de minería espacial en la figura 2

No vamos a hacer una descripción profunda de los aspectos técnicos y legales de los pasos involucrados en la emisión de la SRT teniendo en cuenta que tomará cientos de páginas de detalles financieros. De todos modos, todos ellos están a disposición de los socios interesados.

El punto principal aquí es que al final de la cadena hay tokens totalmente respaldados por los activos extraídos en el espacio.

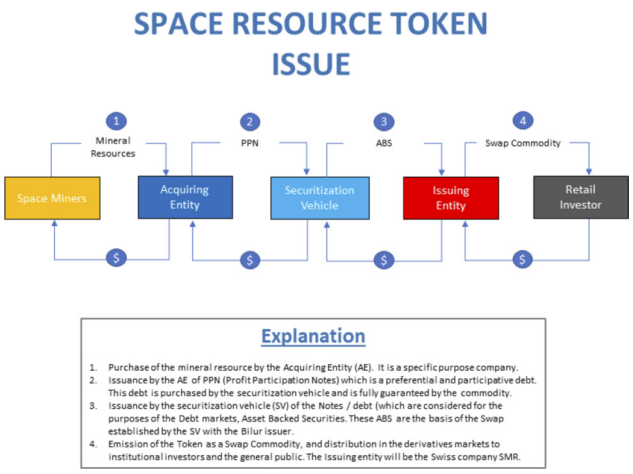


Figura 2. Titularizacion de Recursos Espaciales

Los tokens serán formal y financieramente hablando; el formato electrónico (eContract) soportado por la tecnología Quantum Block (QB), de los Contratos de Swap que contendrán los Valores respaldados por Activos emitidos bajo la estructura de titulización.

La Oferta Inicial de Contratos Electrónicos pondrá en el mercado el número de SRT necesarios para cubrir los costes de la misión espacial, dando una equivalencia inicial del SRT en las monedas Fiat (USD, Euro, Yen o Yuan) según sea necesario.

El número de Números y Series de SRT estará de acuerdo con el lanzamiento de nuevas misiones o actualizaciones de las misiones en marcha bajo el programa y los nuevos IeCO conformarán un nuevo lote de activos de apoyo que se emitirán en el futuro.

Conclusión: Hemos presentado en el documento un enfoque novedoso para financiar las actividades de minería espacial y también una nueva tecnología para emitir tokens que representen activos y comercializarlos.

El primer enfoque podría extenderse a cualquier otra actividad espacial que conlleve cualquier tipo de producto que pueda ser titularizable y el segundo podría admitir un concepto totalmente nuevo para emitir y transferir tokens que representan activos-valores.

Reconocimientos: El autor desea agradecer el apoyo del equipo de la empresa RQuanTech por su total apoyo con las correcciones y maravillosas ideas.

Bibliografía

[1] Todd, J., Lordos, G., Browder, B., Martell, B., and O'Neill, C., "ENSURING ECONOMICALLY VIABLE LUNAR SETTLEMENTS," *ASCEND Co-Lab on Economically Viable Lunar Settlement*, AIAA, Washington, DC, Sep 2020.

[2] *US COMMERCIAL SPACE LAUNCH COMPETITIVENESS ACT*, "Library of Congress", 2015. URL https://www.congress.gov/114/plaws/ publ90/PLAW-114publ90.pdf.

[3] *Loi du 20 juillet 2017 sur l'exploration et l'utilisation des ressources de l'espace*, JOURNAL OFFICIEL DU GRAND DUCHÉ DE LUXEMBOURG, 2017. URL http://data.legilux.public.lu/file/eli-etat-leg-loi-2017-07-20-a674-jo-fr-pdf.pdf

AIR Centre Atlantic Constellation Project

The AIR Centre is an international, distributed and collaborative network institution to foster job creation and knowledge driven economic development in Atlantic regions, providing services to the community to monitor and decisively contribute to reach the UN sustainable development goals. The mission of the AIR Centre includes activities like coastal erosion and protection of bay and stuarine areas, natural disaster monitoring (flood, sea rise, tsunamis, fires), fishing pressure, aquaculture and algae bloom monitoring, water quality, optimization of agriculture and forestry, atmosphere and air quality, renewable energy or biodiversity monitoring.

The complexity of the mission requires a holistic approach where the use of satellites is of paramount importance because it is the only system providing **synoptic measurements** due to its very large field of view. There are existing satellites from Europe (Copernicus's Sentinels), USA (NOAA and NASA) and others AIR Centre national satellites of our country partners.

However those are very large and sophisticated satellites that provide measurements with a very low frequency (every 7 or 10 days some of them) and there is an urgent need to get space data with a higher frequency (every 3 hours) and lower latency (less than 1 hour) for applications like natural disaster monitoring, extreme weather, algae bloom, fisheries protection, search and rescue or detailed modelling of ocean phenomena. The only way to provide space data with high frequency is with a **constellation of satellites.** Today the miniaturization of components made feasible the development of small satellites (micro or nanosatellites) with high performances, this is the base of the "**New Space**", new trend of the space industry in the last years based in the applications of those small systems.

The objective of the AIR Centre flagship project for the effective fulfillment of his mission is the development of a constellation of small satellites called Atlantic Constellation. This constellation shall provide important measurements with an unprecedent frequency allowing innovative applications in ocean, land and atmosphere.

The constellation project has two parts. On one hand the "**up-stream**" which is the development of the satellites (16 small satellites in 4 orbital planes), the ground segment (ground station, control center and processing center) and the launch. On the other hand the "**down-stream**" that is the development of applications based on **Artificial Intelligence**, **Big Data** and other techniques to provide effective services for oceanography, fisheries, agriculture, forestry, environment, natural disasters, renewable energy, oil and gas, mining, smart cities, etc.

The constellation project fits very well in the Spanish and Portuguese plan for economic recovery as it addresses the most important identified objectives and axes of activity of this plan: it generates a large number of high value jobs; it plays a key role in the digital transformation of the countries; it develops innovative areas in the field of artificial intelligence and big data; it optimizes marine resources; it provides unique solutions for agriculture and forestry; it helps green and sustainable economy; it monitors natural disasters like fires; it helps protecting biodiversity; it improves mining and energy activities; it provides monitoring of cities, cadastres and give data for smart city applications; it helps protecting critical infrastructures. In summary it is difficult to find a project better aligned with the Social and Economic Recovery Plan.

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