

UCM – 25 Nov 2025

Instrumentación Espacial

Joan Manel Casalta

Agenda



Introducción al Sector Espacial - Instrumentacion



Instrumentación en misiones de Ciencia



Instrumentación en Observación de la Tierra



Experimentos en vuelos habitados



Desarrollo Instrumentación Científica



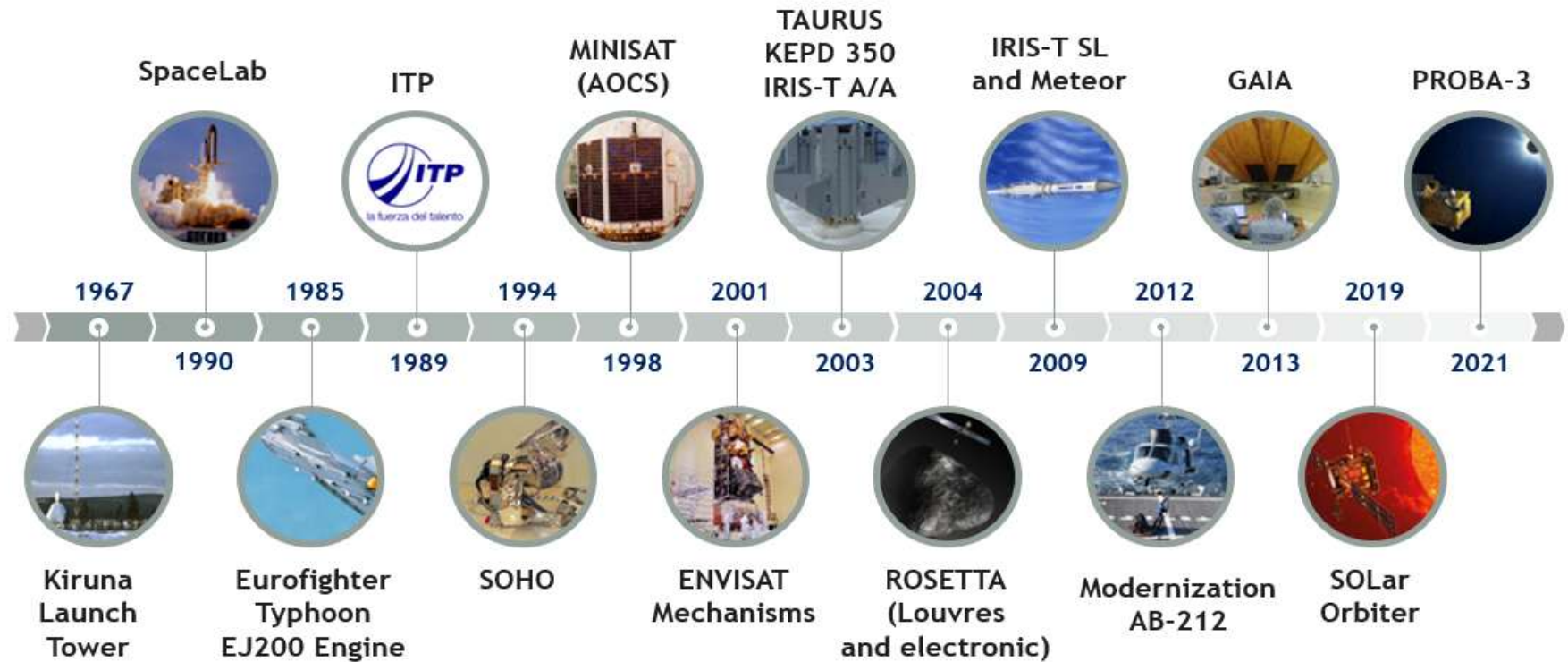
Futuros proyectos de instrumentación. Exploración

SENER Aeroespacial

Fundada en 1957, SENER es la primera ingeniería Española de propiedad privada.



50
1967-2017





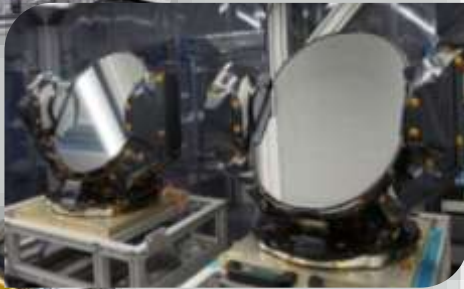
SENER Aeroespacial

Product Lines

Sistemas Electromecánicos



JUICE BOOM



SCANER MTG



M2 ELT CELL



STEERABLE HGA
SOLAR ORBITER

RF & Comunicaciones



ANTENNAS KA/Q



LNAS ONESAT



RAD. S. SPAINSAT



SARP GALILEO

Navegación



SPACE RIDER



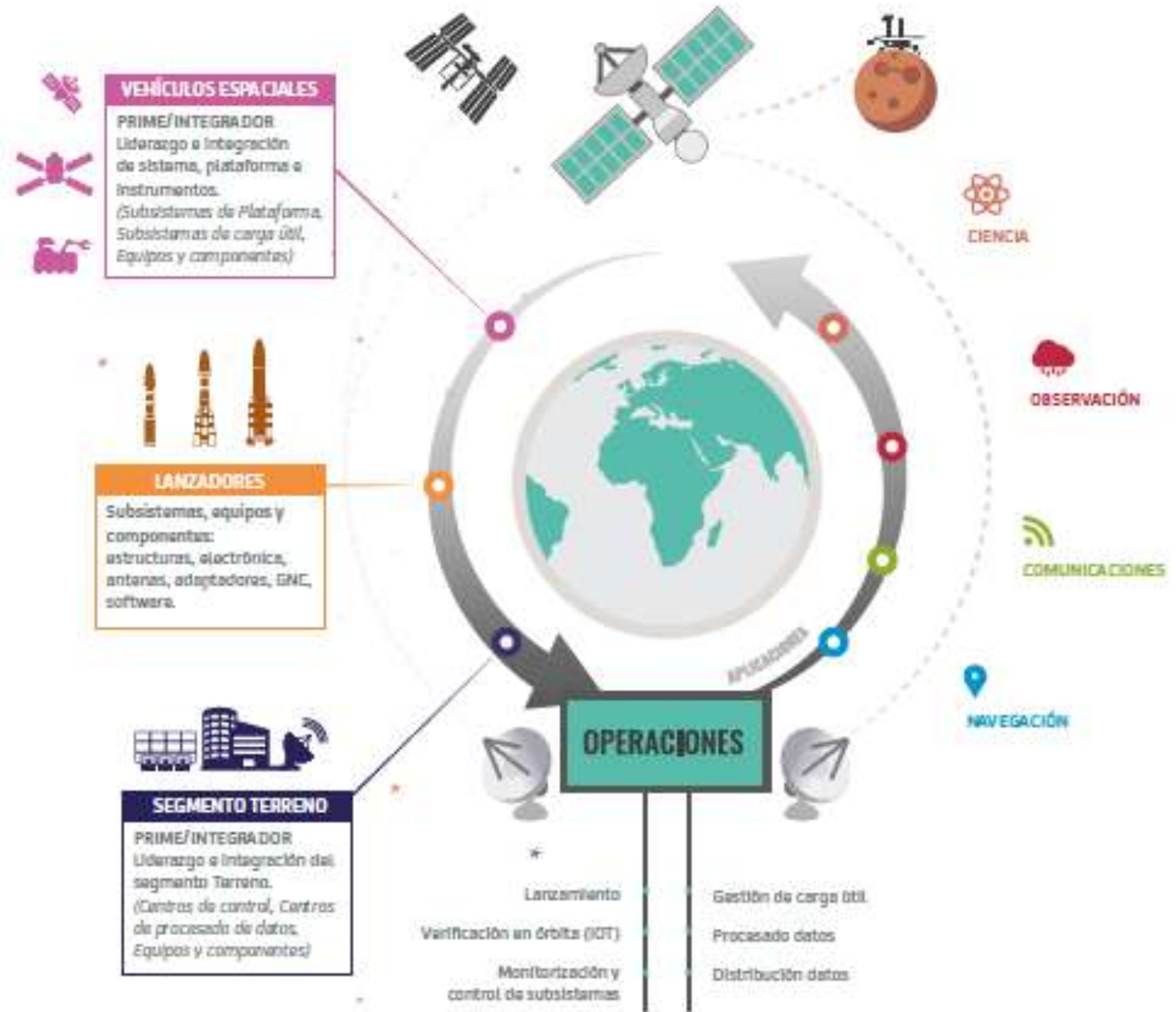
NAVIGA



EUCLID AOCS



Sector Espacial



Fuente: TEDAE



Sector Espacial

Principales cifras espacio e España



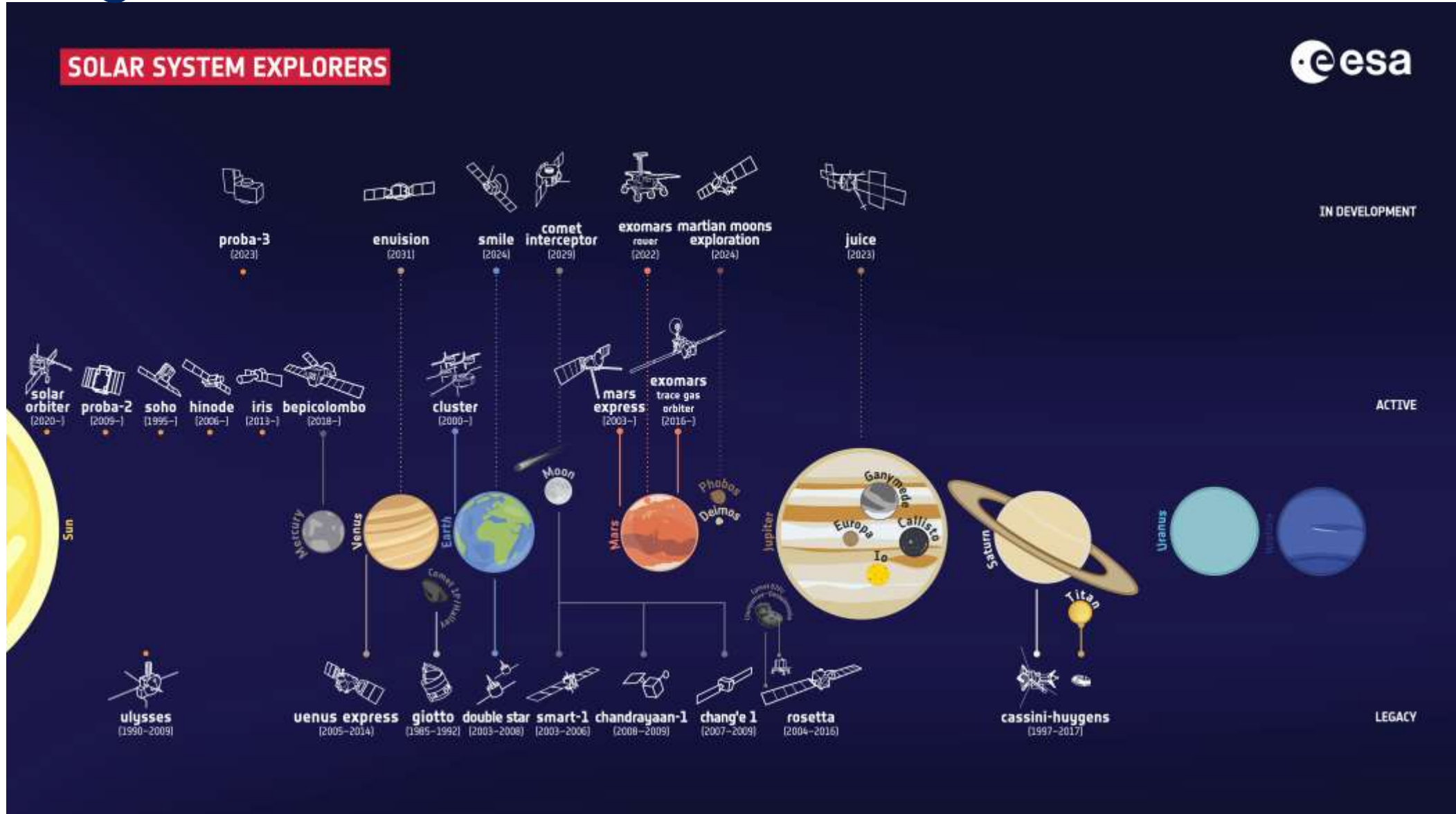
Fuente: TEDAE



Misiones de Ciencia

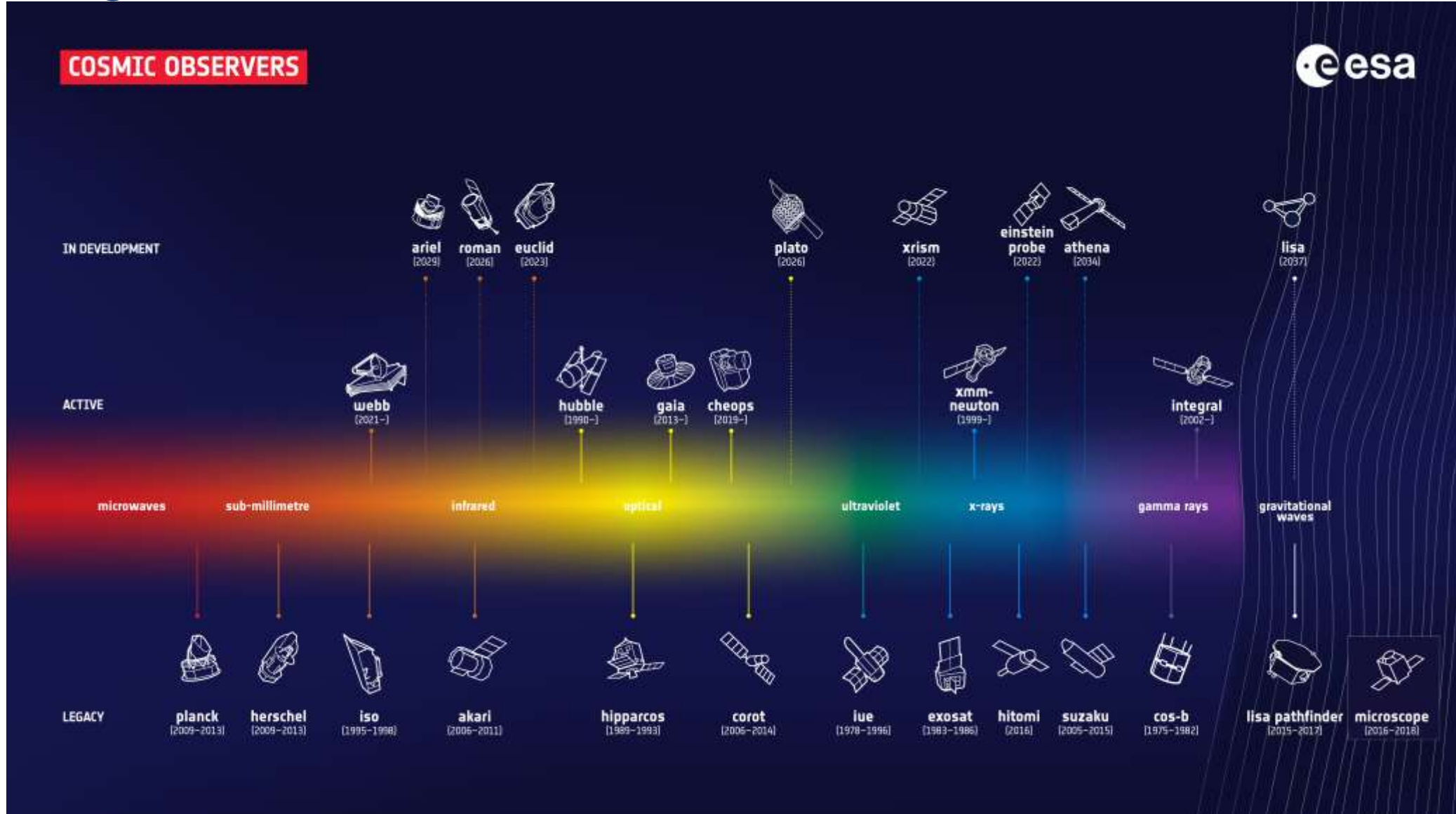


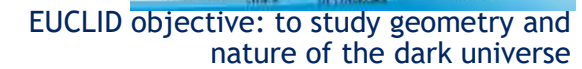
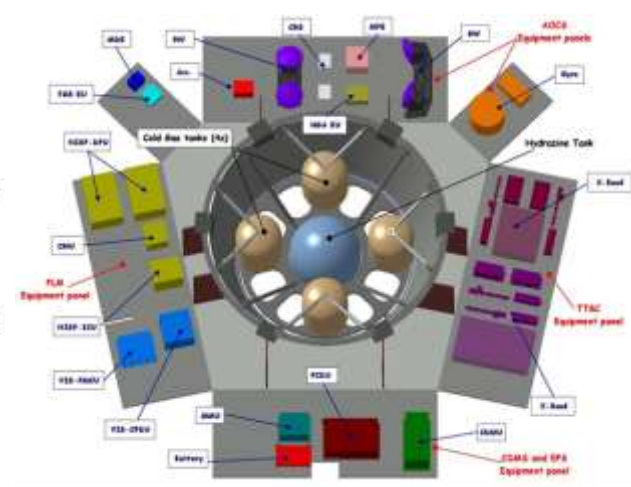
Programa Científico





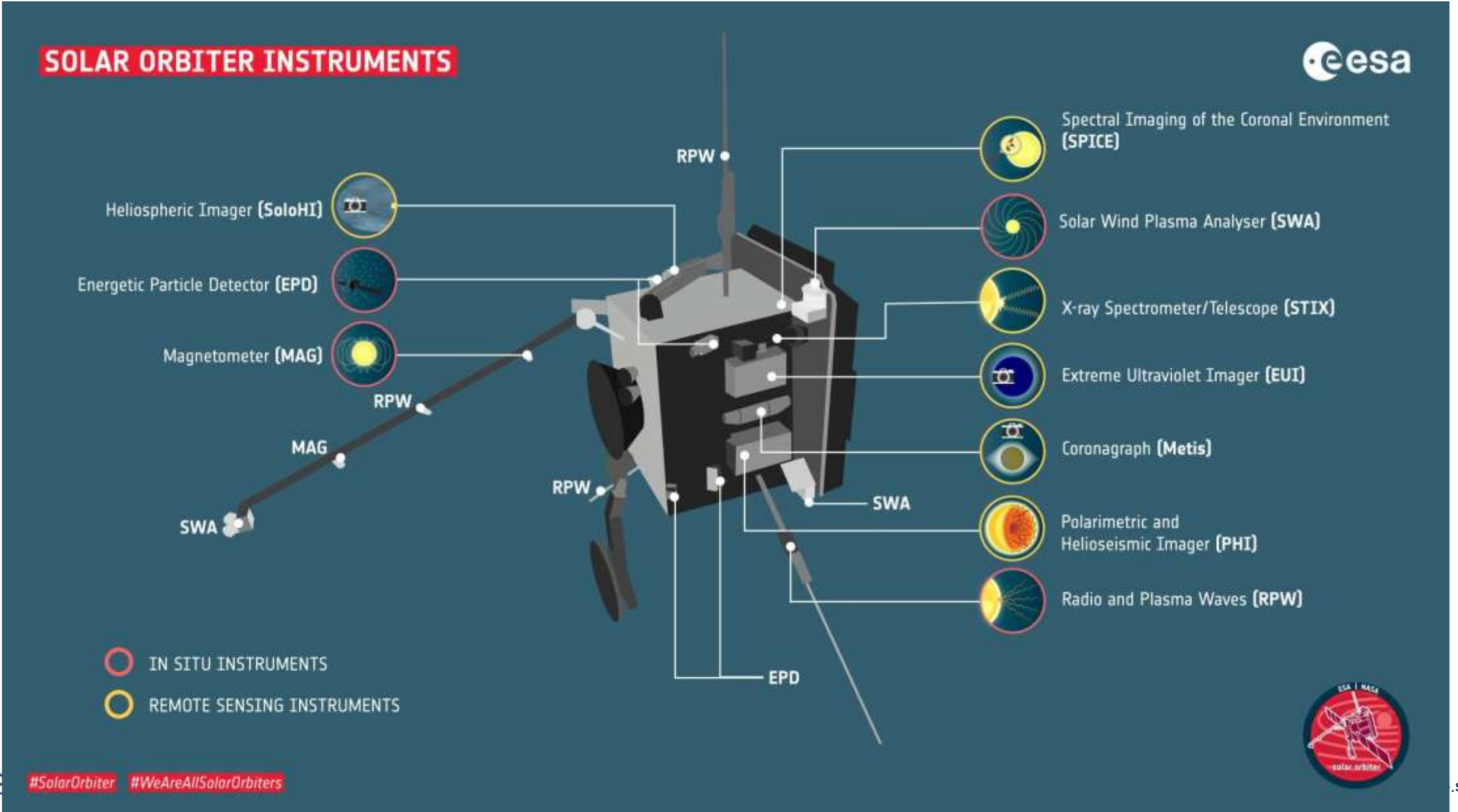
Programa Científico







Programa Científico - Solar Orbiter



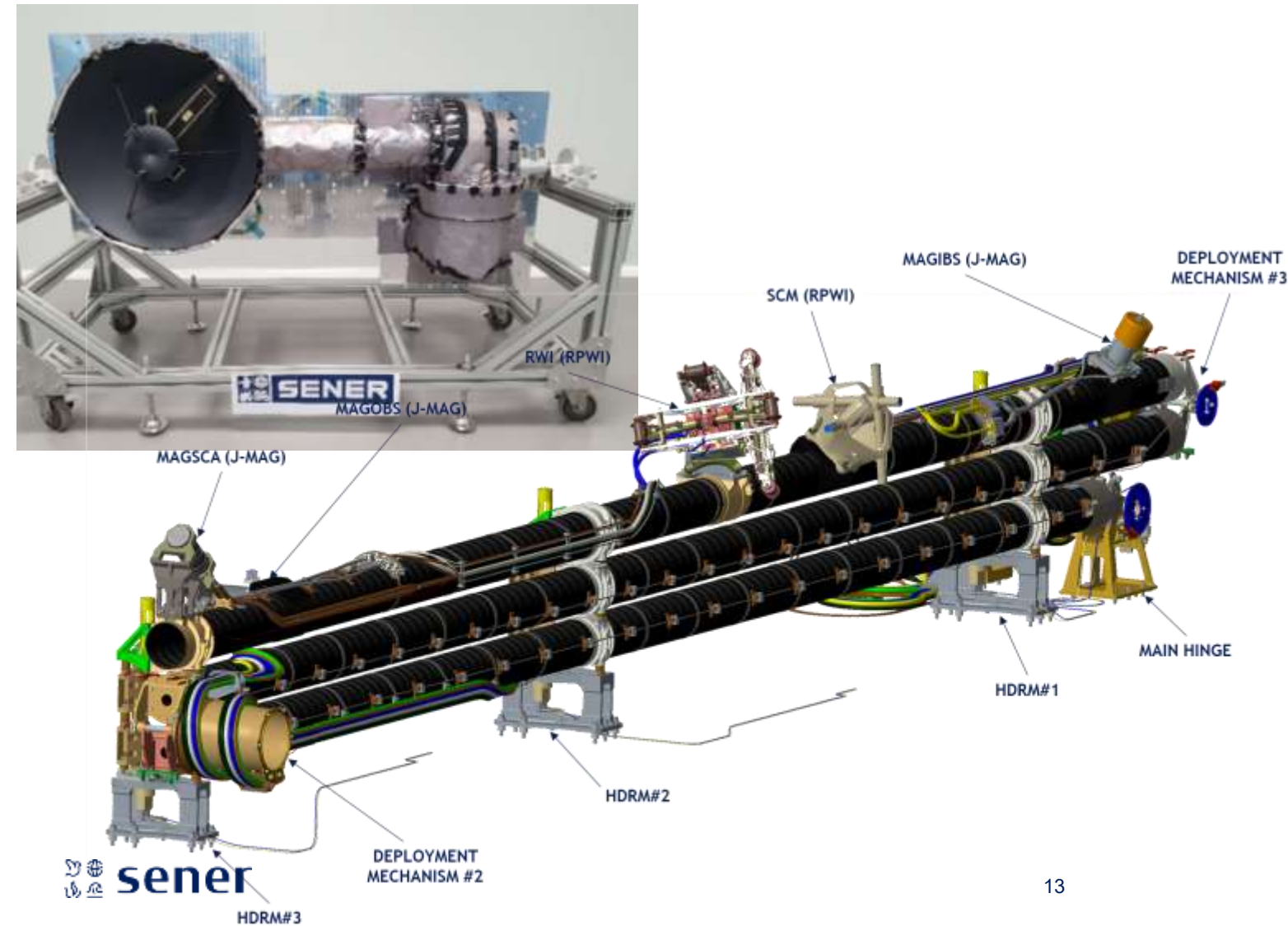


Programa Tecnológico - Proba 3





Juice Mission: Magnetometer Boom & Medium Gain Antenna



- El mayor mástil desplegable de ESA: 10,5 m
- Antena de Media Ganancia
- Componentes para instrumentos:
 - JANUS Rueda filtros + electronics
 - GALA Fuentes de alimentación



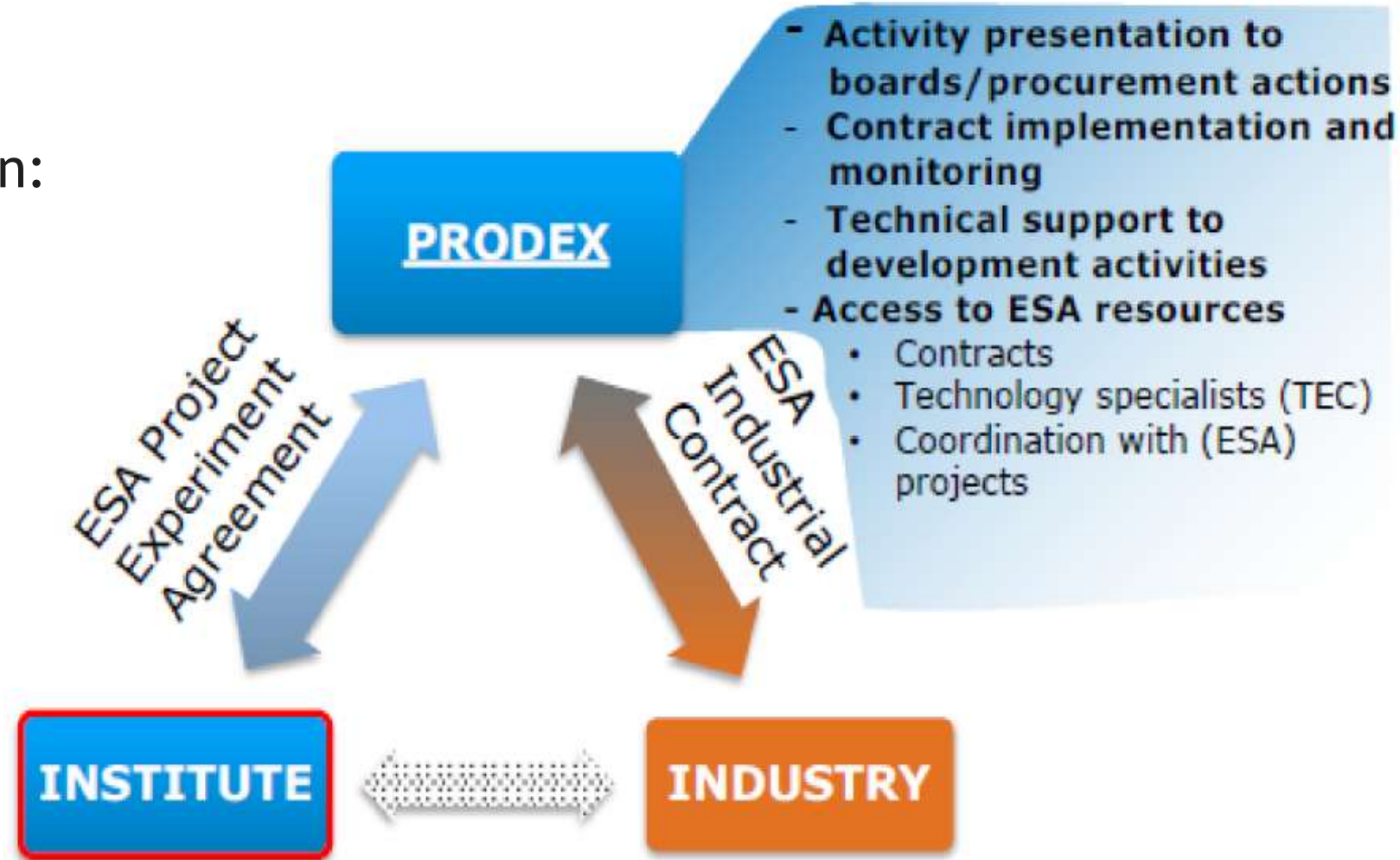
JUICE Mission MAGBOOM by Sener, is on its way to Jupiter!!



Payloads: colaboración Industria - Institutos

Financiación / Colaboración:

- Via Plan Nacional
- PRODEX desde 2021

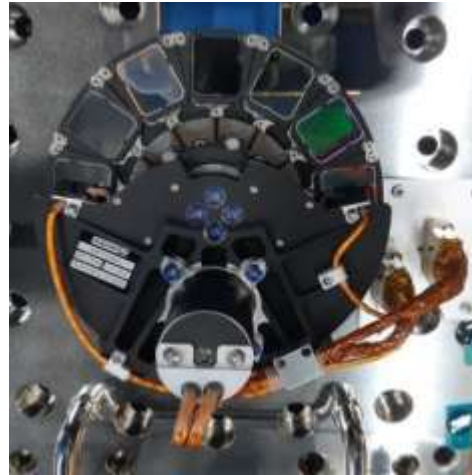




Programa científico - Componentes para instrumentación



LOFT/ WFM Collimator, Mask
& Detector Tray



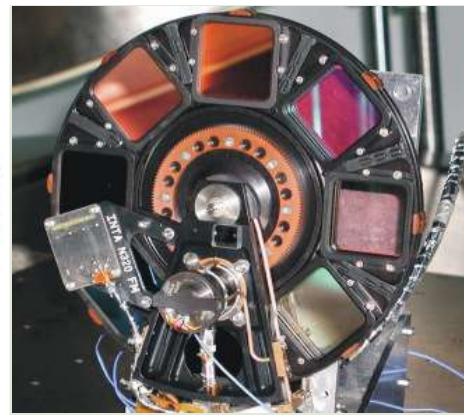
JUICE Janus Filter Wheel



GAIA / EUCLID / ARIEL
M2M Mechanism



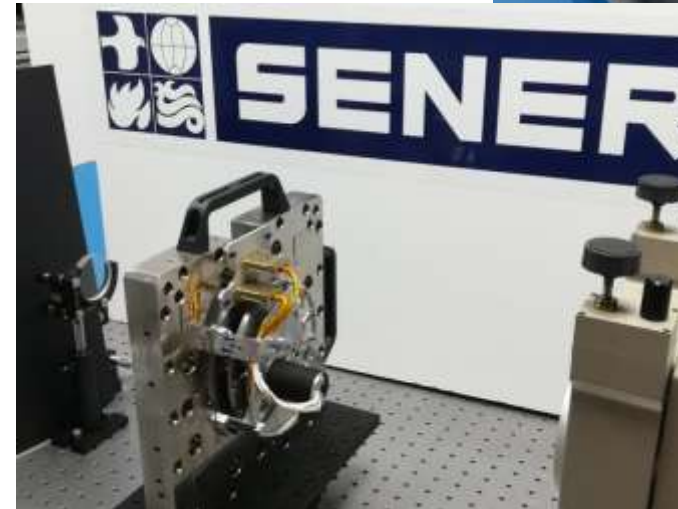
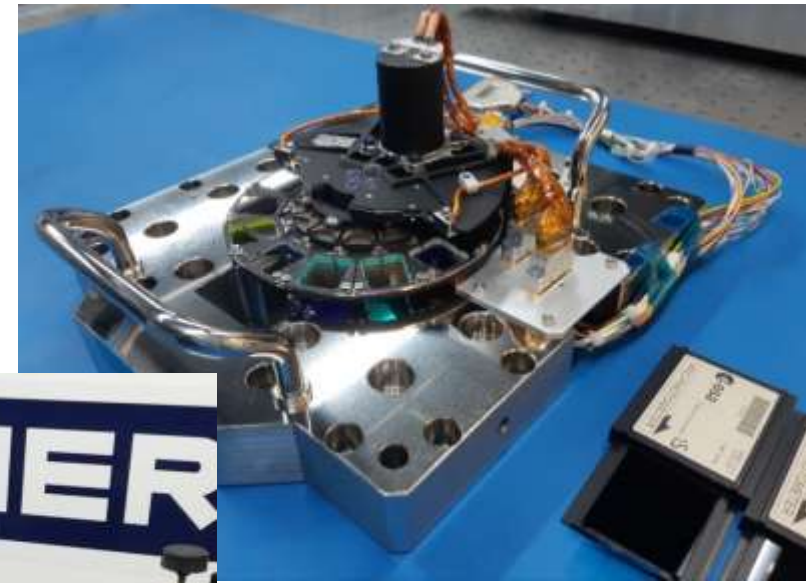
Filter Wheel for NAC Camera (Rosetta satellite)





Juice Misión: JANUS FWM Consorcio

- JANUS cámara óptica a bordo de JUICE (JUperiter ICy moons Explorer) para estudiar las lunas y meteorología de Júpiter.
- Lanzamiento 14/04/2023 -> 8 años en llegar
- Filter Wheel Module (FWM) subsystem: rueda para 13 filtros entre el telescopio y detector.
- PI: Luisa Lara (IAA)



www.group.sener

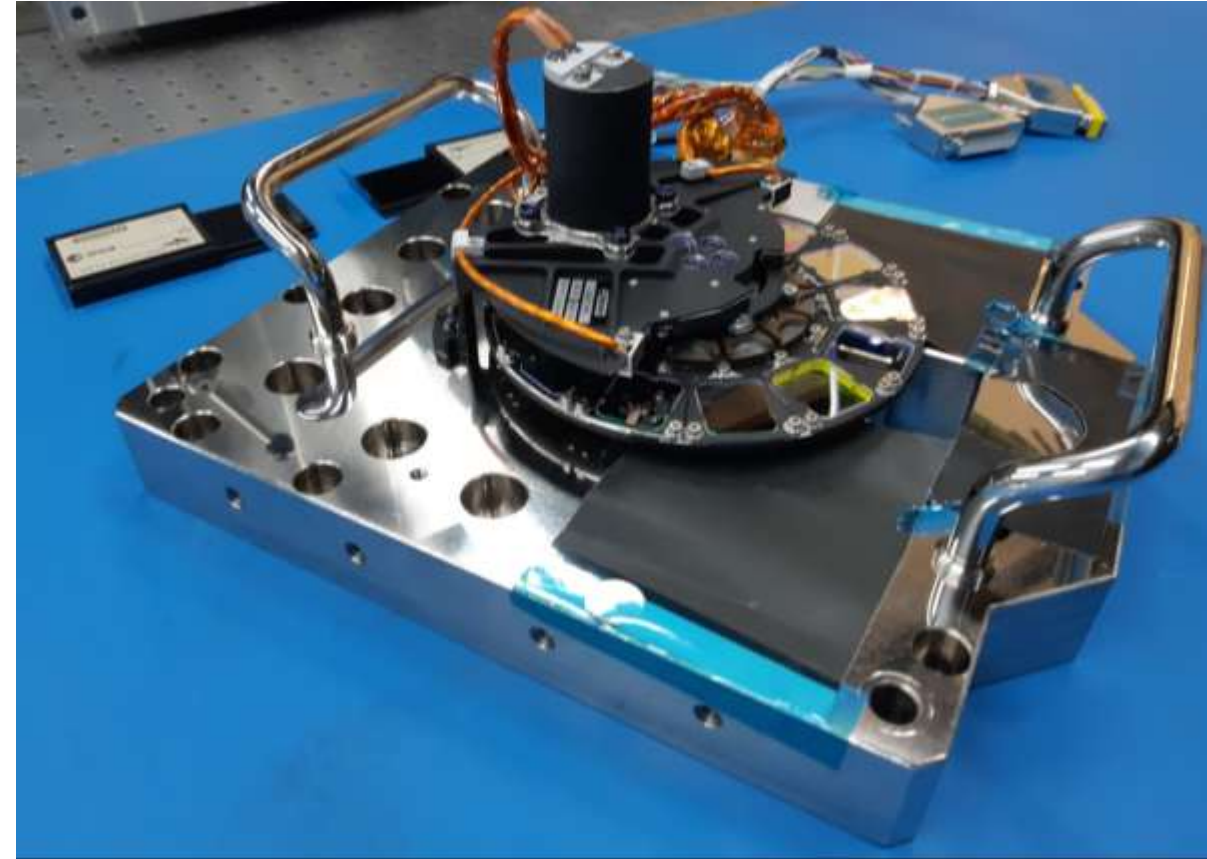


JANUS FWM: Requisitos

Requisitos de diseño:

- Masa and volumen
 - <800g
 - <6,4x10⁻⁴mm³
- Requisitos ópticos:
 - Tilt accuracy < 50arcsec
 - Tilt stability < 140arcsec
 - Optical quality degradation <0,2 fringe (<110nm)
 - Transmitted WFE 50nm
 - FWM interface surfaces within 20µm planarity
- Tiempo de intercambio (inc. estabilizacion)
 - <4s peor caso

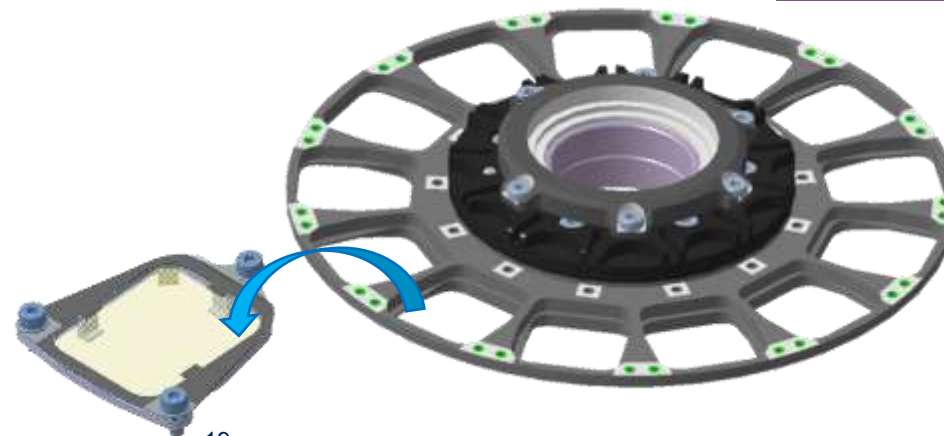
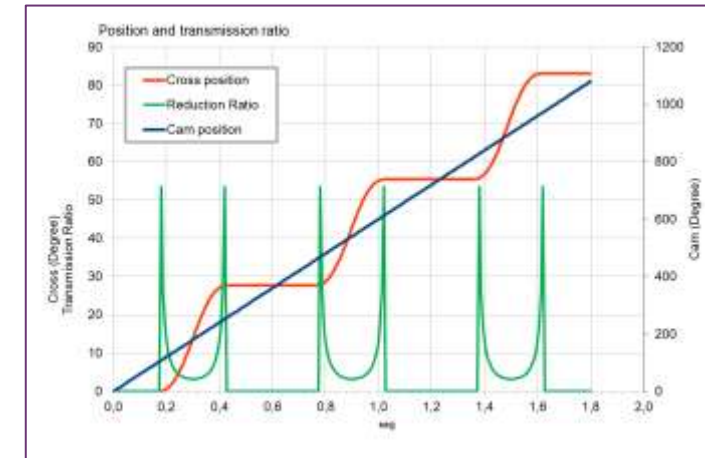
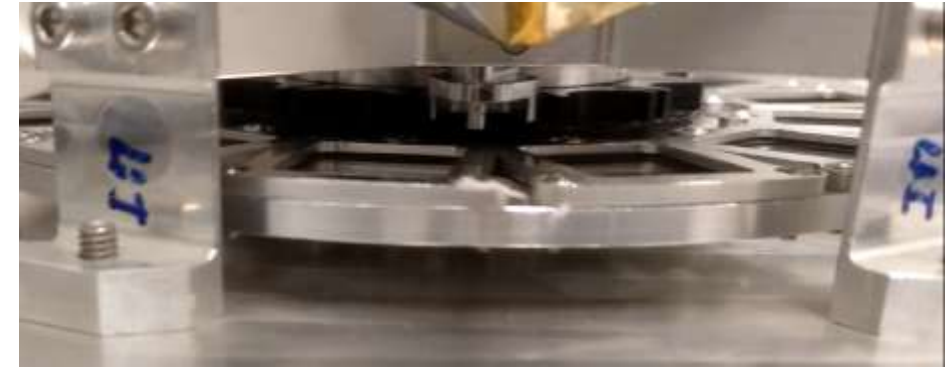
 **sener** Mejor caso <0,8s





JANUS FWM: Mecanismo 1/2

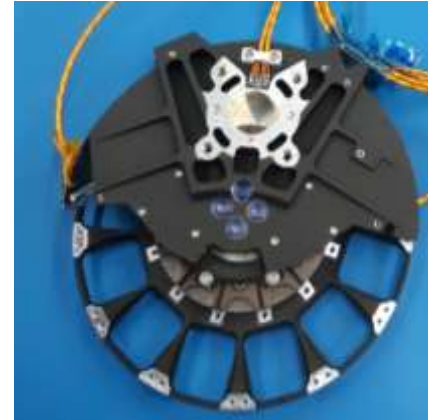
- Mecanismo de Ginebra
- Motor subsistema
 - Leva
 - Stepper motor
- Rueda subsistema
 - Cruz
 - Cojinetes de bola precargados
 - Filtros
- Estructura de soporte
 - Sensores
 - Cableado





JANUS FWM: Mecanismo 2/2

- Mecanismo de Ginebra
- Motor subsistema
 - Leva
 - Stepper motor
- Rueda subsistema
 - Cruz
 - Cojinetes de bola precargados
 - Filtros
- Estructura de soporte
 - Sensores
 - Cableado

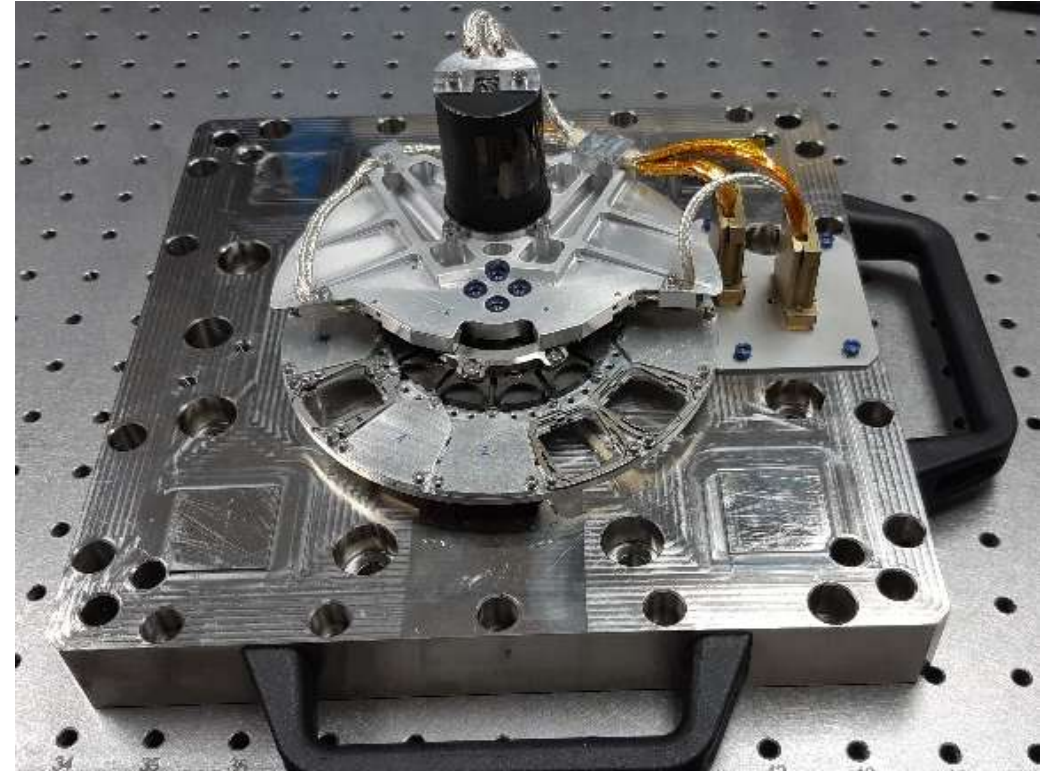




JANUS FWM: Modelo de Calificación

Diferencias respecto al Modelo de Vuelo:

- Las partes estructurales no están pintadas
- Se instalaron tres tipos distintos de filtros:
 - Filter dummies,
 - Filtros con fijación mecánica
 - Filtros fijados con adhesivo
- Filtros no definitivos



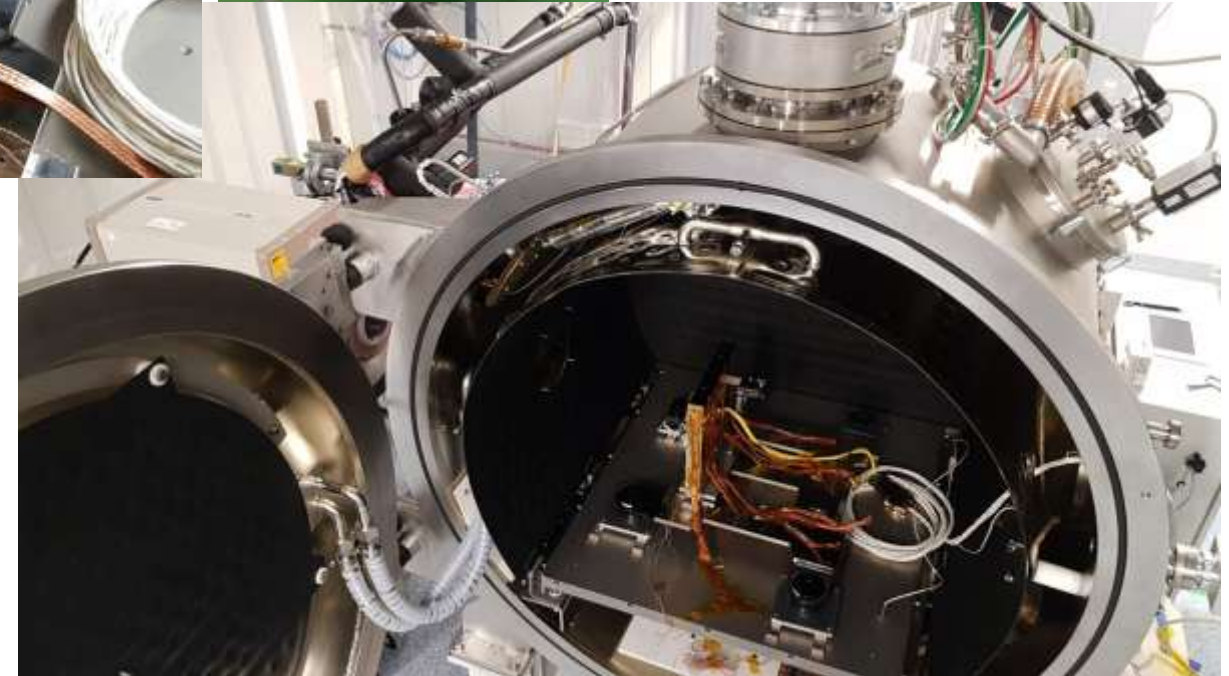
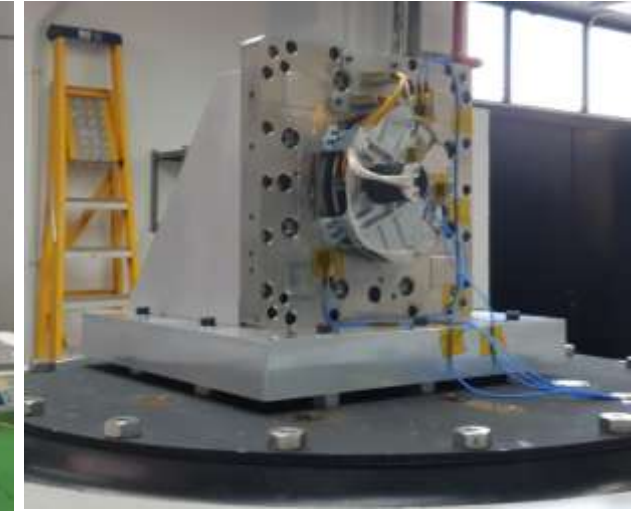
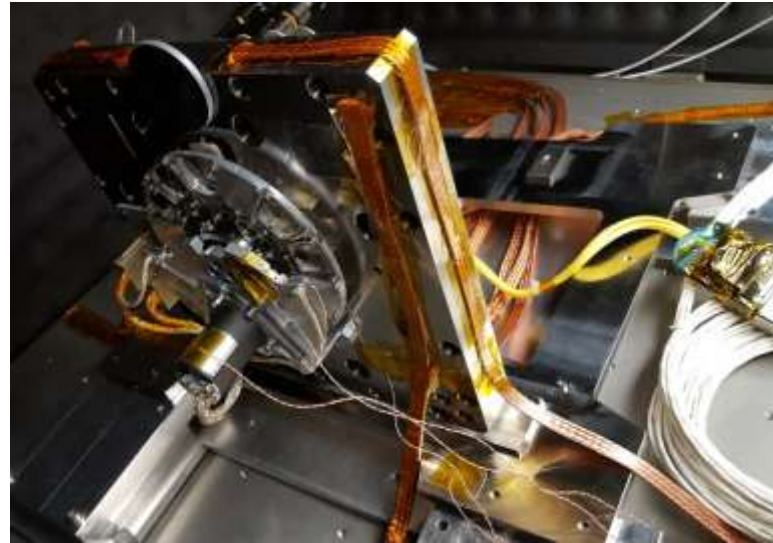


JANUS FWM: Modelo de Calificación

Testing (1/2)

Tests realizados:

- Vibración
- Shock
- Ciclado térmico
- Medidas ópticas
- Test de vida
- Margen de motorización
- Medida fuerzas y torques



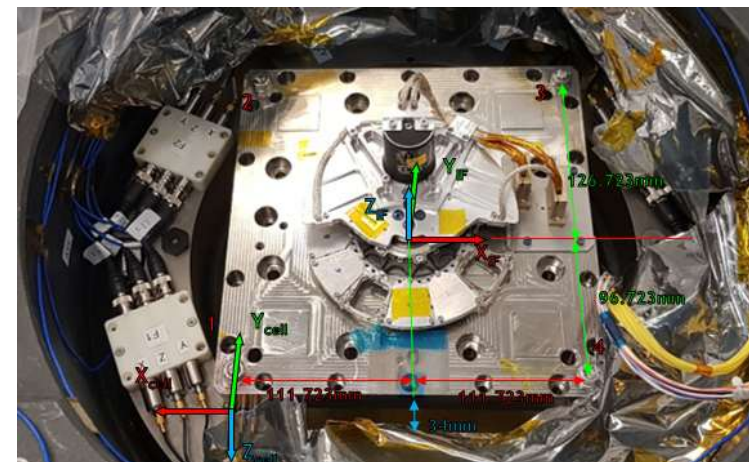
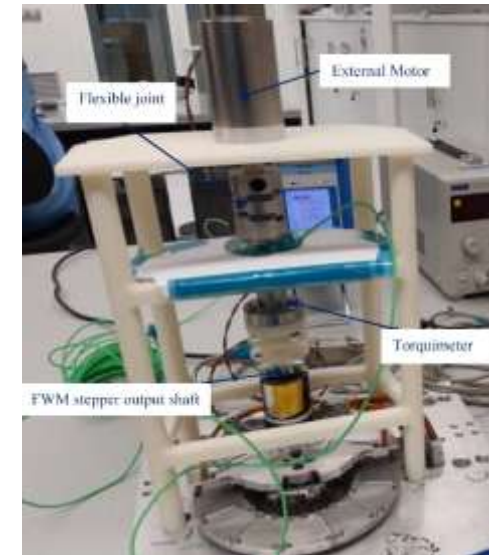
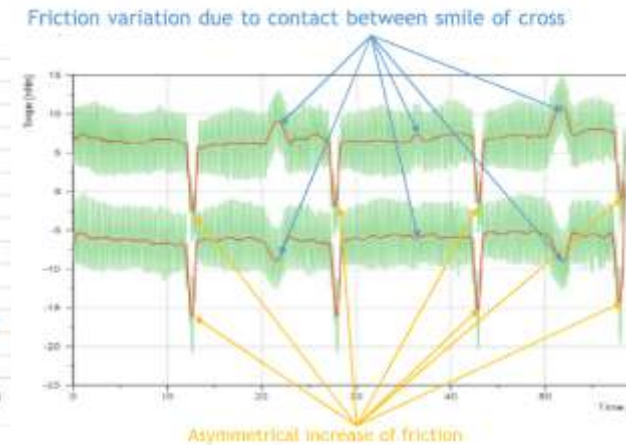
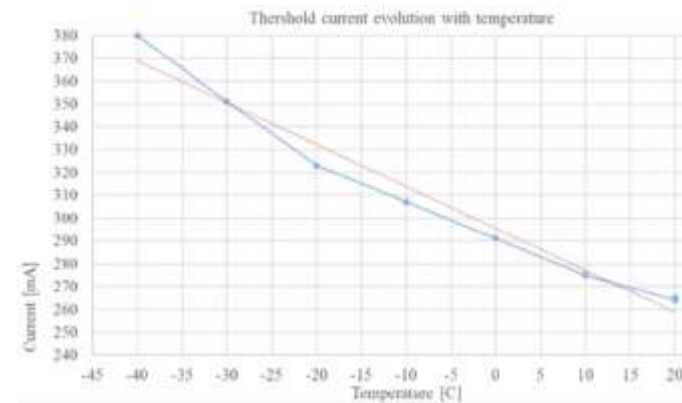
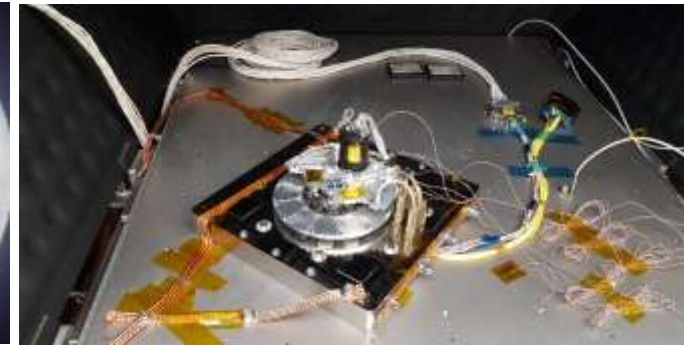


JANUS FWM: Modelo de Calificación

Testing (2/2)

Tests realizados:

- Vibración
- Shock
- Ciclado térmico
- Medidas ópticas
- Test de vida
- Margen de motorización
- Medida fuerzas y torques





JANUS FWM: Modelo de Vuelo

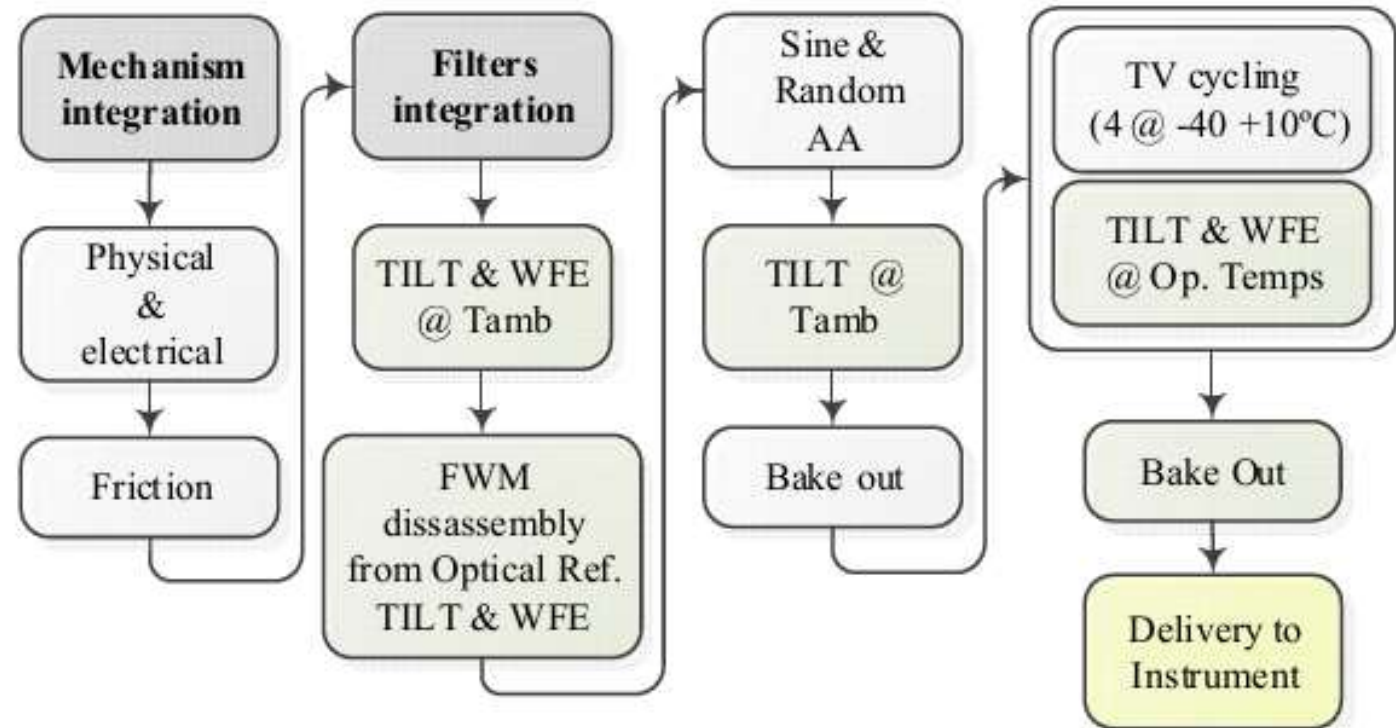
Principales mejoras

- Tolerancia fab y acabado de Leva y Motor
- Definición de control de motor
- Selección de fijación de filtros
- Mejoras interface de filtros
- Mejoras interface motor
- Cableado adicional

También:

- Herramienta de pegado.
- Mejoras en la medidas de fricción
- Mejoras en la placa de referencia
- Nuevo set-up de medidas ópticas en el test de vacío

Test sequence:

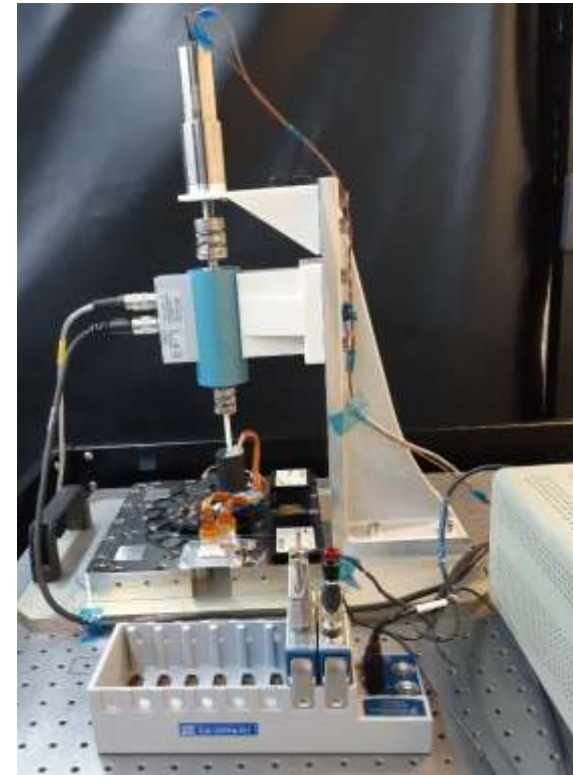
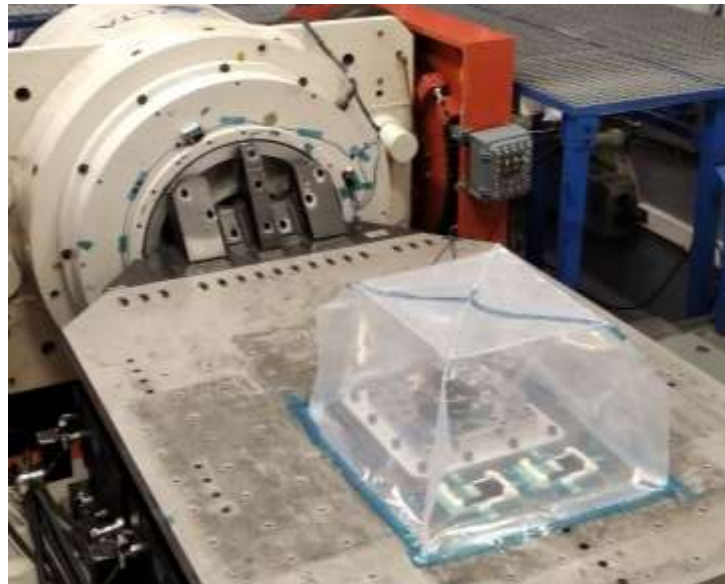
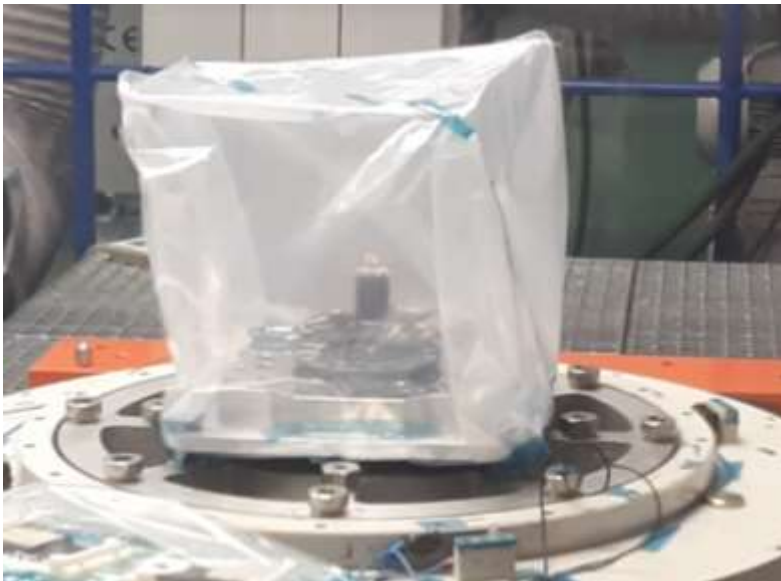
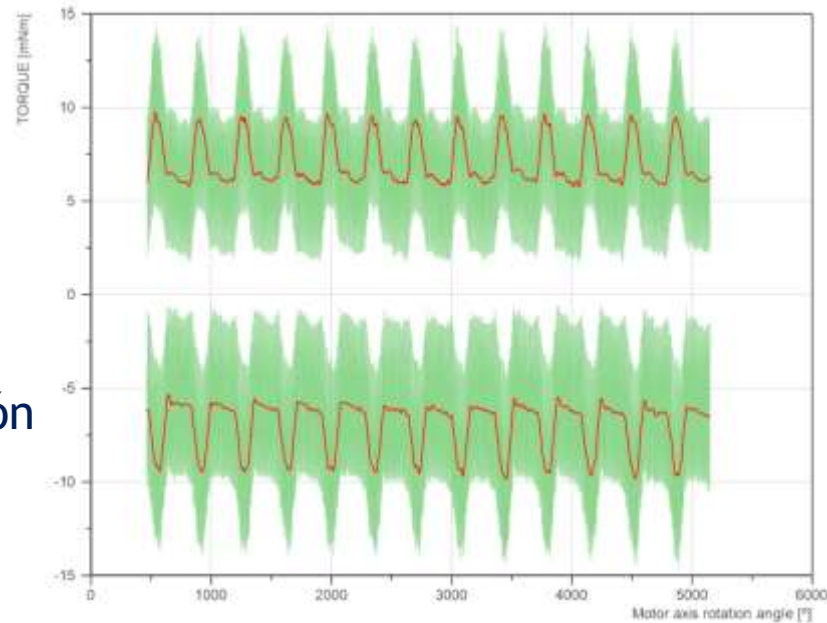




JANUS FWM: Test FM

Testing (1/2)

- Fricción
- Vibración
- Ciclado térmico y margen de monitorización
- Medidas ópticas entre tests y durante los tests de vacío

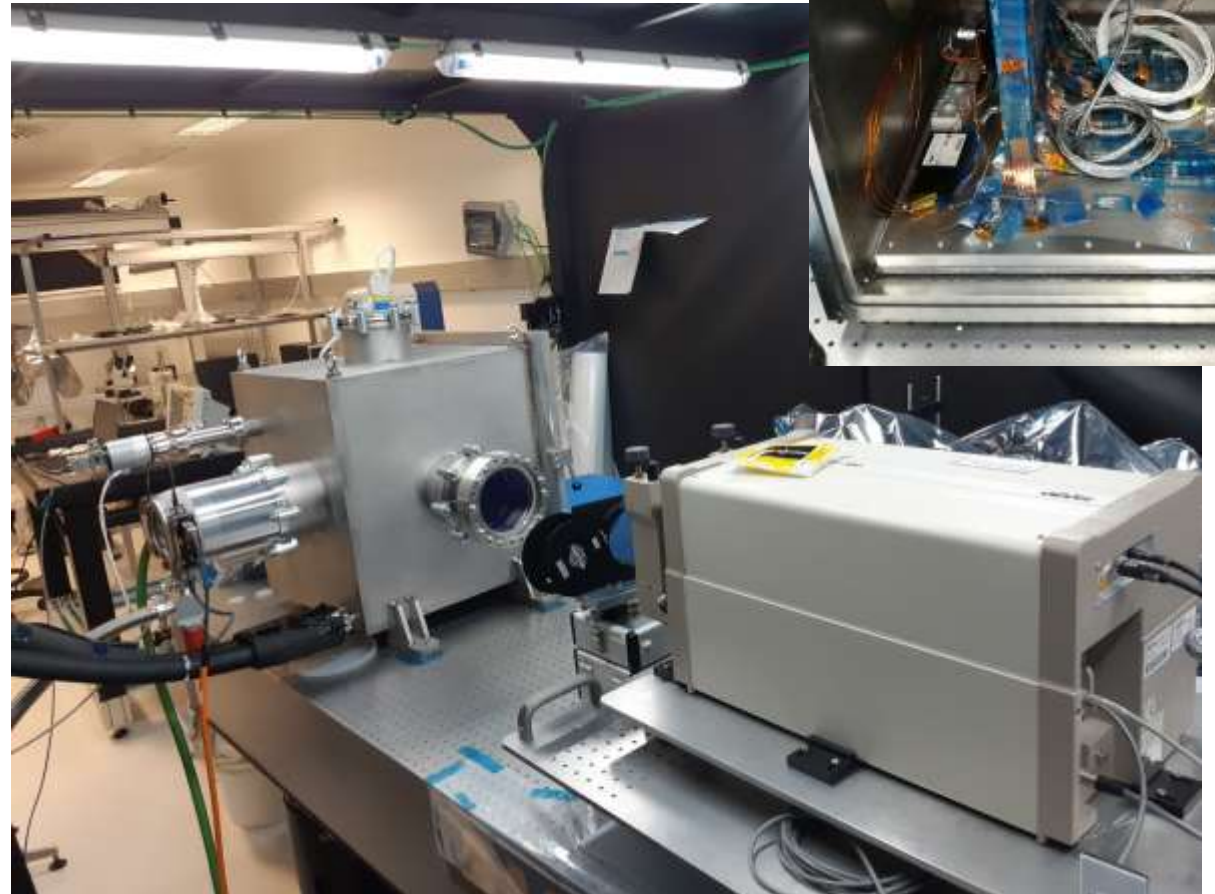
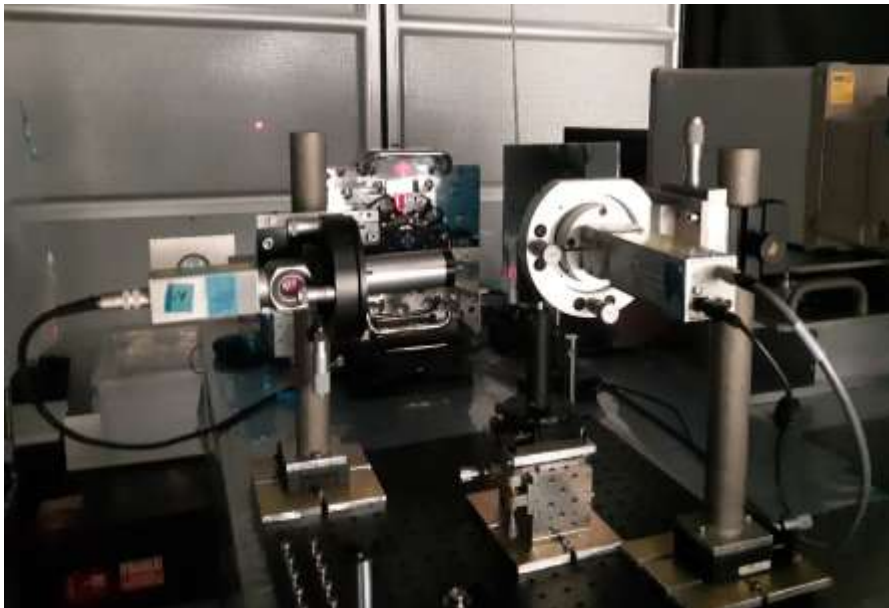




JANUS FWM: Test FM

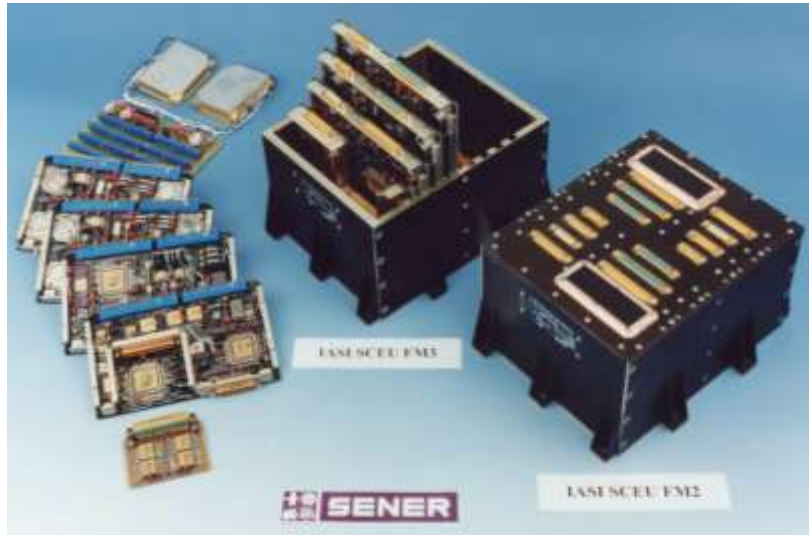
Testing (2/2)

- Fricción
- Vibración
- Ciclado térmico y margen de monitorización
- Medidas ópticas entre tests y durante los tests de vacío





Electrónicas de vuelo



Diseño y fabricación de distintos tipos de electrónicas

- Electrónicas de control de motores
- Fuentes de alimentación
- Procesadores de a bordo (FPGAs; etc)
- Electrónicas de diagnóstico

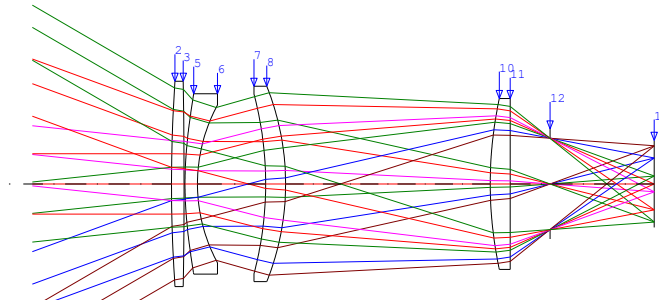
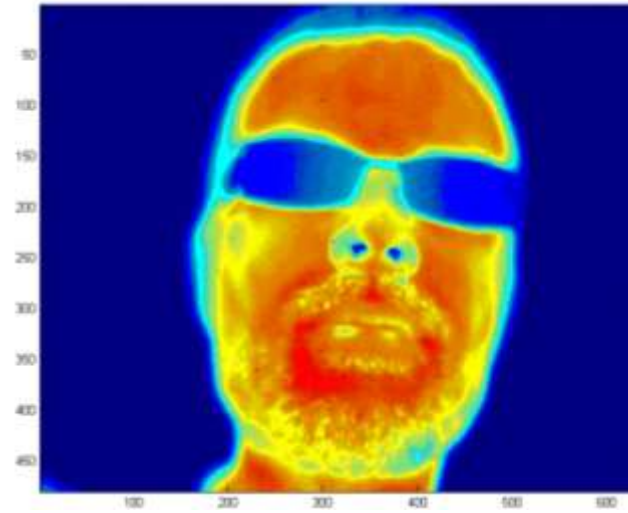
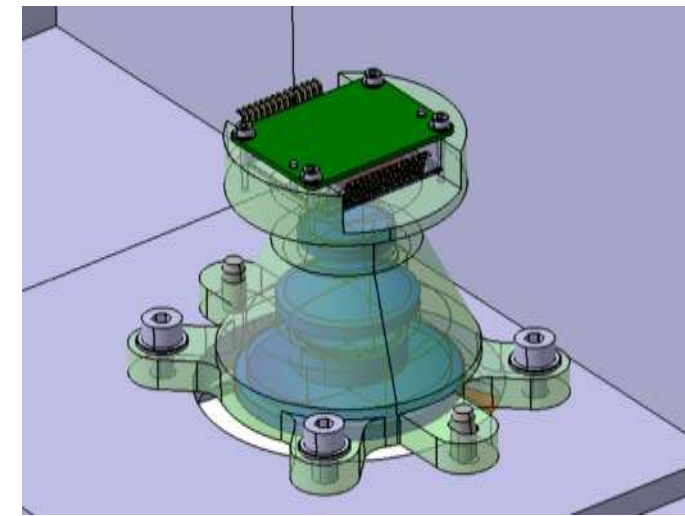




Cámara IR JEM-EUSO

Electrónica de proximidad para microbolómetro IR (8-14 μm):

- Ruido eléctrico mejor que 100 μV de 1Hz a 10MHz.
- Control de temperatura del microbolómetro, de 10°C a 40°C, con estabilidad mejor que 10mK durante 4,8 horas.
- Amplificador de bajo ruido y gran ancho de banda, adaptando las salidas del microbolómetro al conversor analógico a digital.
- Adquisición de datos hasta 10MHz.
- Frecuencia de lectura de fotograma completo 60 Hz
- Matriz de plano focal de 640x480 píxeles



Focal length	15 mm
F-number	1.2
Entrance pupil diameter	12 mm
FOV	60°
Spectral band	8 – 14 μm
Total length	<110 mm
Maximum aperture	< 20 mm
Transmittance	88%
Distortion	10%

Table 9. IRCAM optical parameters

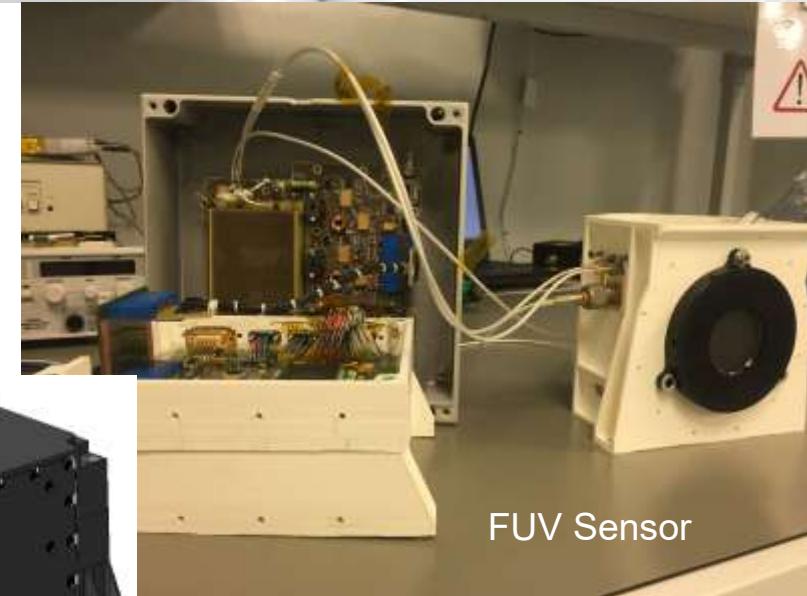


WSO-UV (World Space Observatory - UltraViolet)

- WSO-UV es una misión liderada por la agencia espacial rusa, ROSCOSMOS, que tiene como objetivo observar el universo en el rango ultravioleta, tanto lejano (FUV: 115 - 180 nm) como cercano (NUV: 174 - 305 nm).
- SENER desarrolló y entregó por primera vez el modelo térmico estructural para el instrumento de imágenes ultravioleta ISIS y actualmente se encarga de diseñar, fabricar y validar el instrumento Photon Detector Device (PDD) para la gama FUV.
- SENER es responsable del sensor UV lejano incluyendo el diseño, implementación y verificación del detector y la electrónica asociada en el rango UV crítico.
- PI: Prof. Ana Inés Gómez de Castro (UCM)



ISIS STM



FUV Sensor





ESA M4 - ARIEL M2M

Participación industrial:

- Diseño preliminar y detalle M2M (incl. cryocabling)
- Diseño preliminar TCU (incluye diagnósticos, electrónica control y fuente de alimentación)
- MAIT M2M (verificación criogénica)
- MAIT TCU.
- Ground segment (QA SW): Actividad independiente

Modelos:

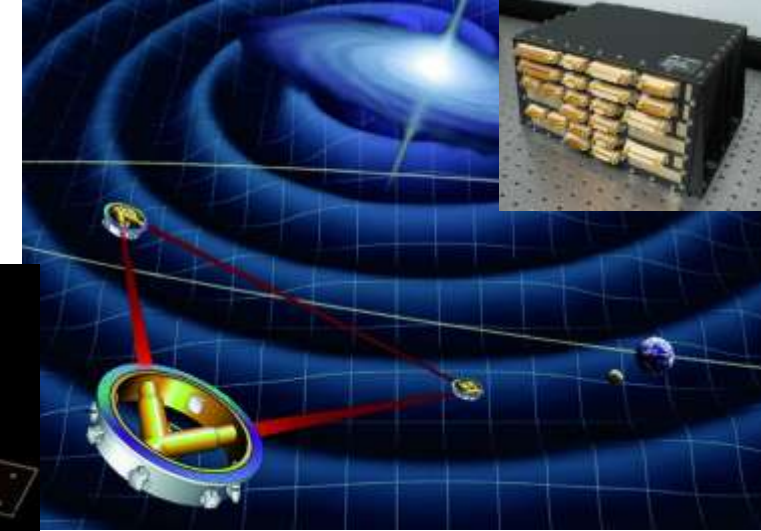
- Structural Thermal Model (STM)
- Avionics model (AVM)
- Performance Verification Model (PVM)
- Proto Flight Model (PFM).

PI: Ignasi Ribas (IEEC)



[illegible]

A satellite with solar panels is shown in orbit above the Earth. In the background, a large, bright, circular object, likely the Sun, is visible, creating a lens flare effect. The Earth's surface shows clouds and landmasses.



- Estudio de Exotiemras
- Origen del Universo
- Lunas heladas del Sistema Solar
- Colaboración NASA: Habex/Luvoir

31



Observación de la Tierra

Ciencia de la tierra y tecnología

1. Atmosfera
2. Hidrosfera
3. Criosfera
4. Biosfera
5. Geosfera





Observación de la Tierra

ATMOSPHERE

Aerosol properties

Atmospheric temperature fields

Atmospheric humidity fields

Atmospheric winds

Cloud type, amount and cloud-top temperature

Cloud particle properties and profile

Liquid water and precipitation rate

Ozone

Radiation budget

Trace gases (excluding ozone)

LAND

Albedo and reflectance

Land topography

Soil moisture

Vegetation

Surface temperature (land)

Multi-purpose imagery (land)

OCEAN

Ocean colour/biology

Ocean topography/currents

Ocean salinity

Ocean surface vector winds

Surface temperature (ocean)

Ocean wave height and spectrum

Multi-purpose imagery (ocean)

SNOW AND ICE

Ice sheet topography

Snow cover, edge and depth

Sea ice cover, edge and thickness

GRAVITY AND MAGNETIC FIELDS

Gravity, magnetic and geodynamic measurements



Observación de la Tierra

Cámaras

IMAGERS

Overview of Earth Observation Sensors

Public Sector Missions

Private Sector Missions

High Resolution

Cartosat (ISRO), Gaofen (CNSA)

MAXAR **planet** **AIRBUS**
And any company launching high resolution imaging satellite

Medium Resolution

Himawari-8 (JMA/JAXA), GOES-18 (NOAA)

pixxel **ORORA** **EarthDaily**
And any company launching infra-red & hyperspectral imaging satellite

Lightning

MTG-II (ESA/EUMETSAT)

N/A

Infrared

Feng-Yun 3E (CMA), Aqua (NASA)

N/A

Ultraviolet / Visible

MicroCarb (CNES), Metop-SG (EUMETSAT)

N/A

Microwave

JPSS-2 (NOAA), Meteor (Roscosmos)

tomorrow **spire** **Planet Labs**

Radio Occultation

(Global Navigation Satellite System-based)

COSMIC-2, GRACE-FO (NASA)

spire **Planet Labs** **PlanetIQ** **Planet Labs**

Cloud & Precipitation

GPM (NASA/JAXA), EarthCare (ESA/JAXA)

tomorrow

Altimeter

Sentinel-3 (ESA), SWOT (NASA)

N/A

Scatterometer

CFOSAT (CNSA), Oceansat-3 (ISRO)

CAWWEATHER

Imaging

Meteor (Roscosmos), NI-SAR (NASA/ISRO)

UMBRA **ICEYE** **Canada Space**

Atmospheric

Aeolus (ESA)

AIRMO

Topographic

ICESat (NASA), GEDI (NASA)

NUVIEW

Earth Radiation / Solar Irradiance Monitor

Feng-Yun 3A (CMA), Electro-M
(Roscosmos)

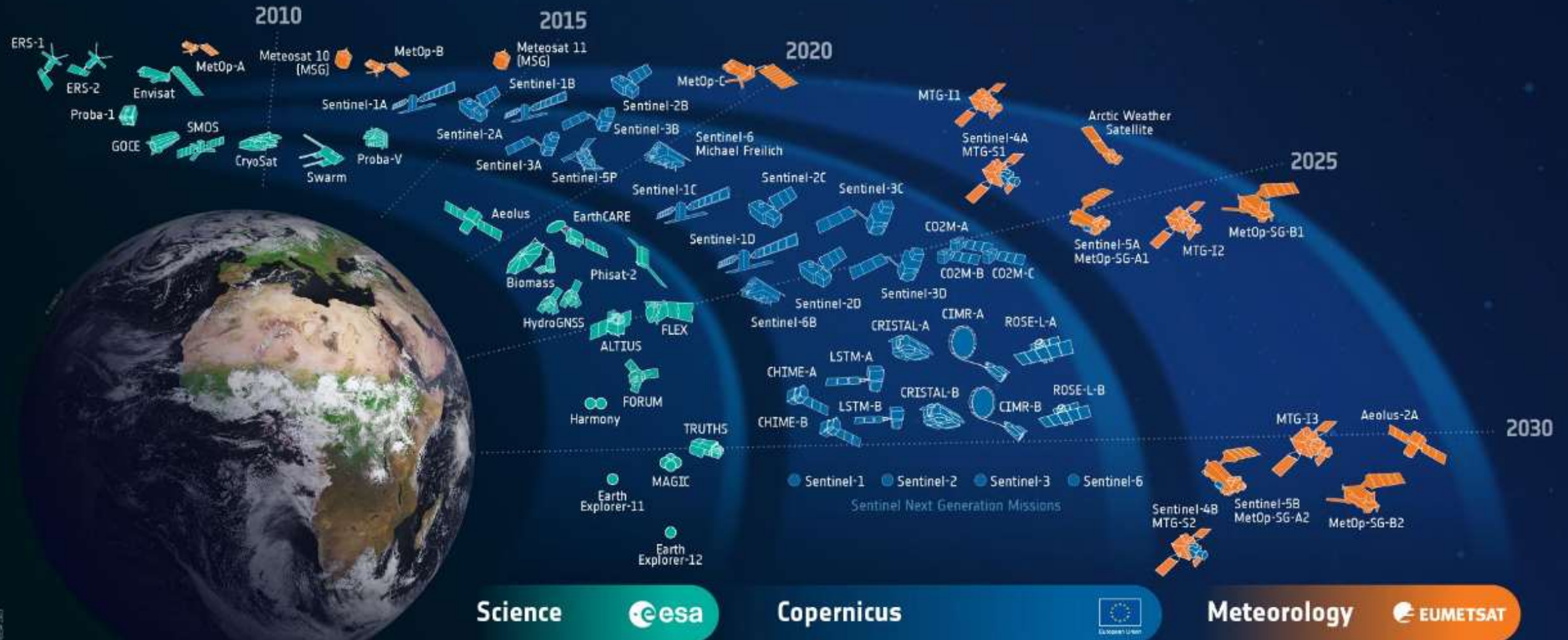
N/A

Source: WMO Oscar

Examples only



ESA - Misiones de Observación la Tierra

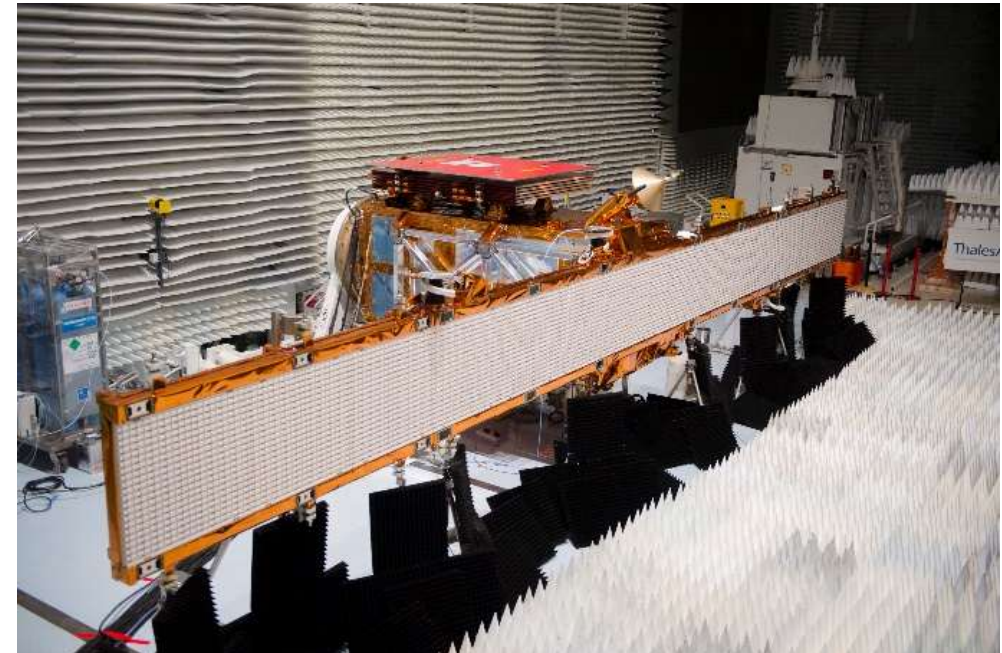




ESA EO - Sentinel 1

SAR Deployment Mechanism (SADM).

- SAR: Radar de Apertura Sintética
- Actividad: Desarrollo de mecanismo (para desplegar la antena SAR de banda C
- SADM entregado para S1-A y S1-2
- S1-C y S1-D (Copernicus) en construcción
- Consolidación en el despliegue de grandes estructuras, incluyendo complejos diseños de paneles SAR.





ESA EO - Sentinel 2

Calibration & Shutter Mechanism (CSM) . MSI Instrument

- Actividad: Desarrollo del mecanismos de calibración y obturación del Instrumento Multiespectral.
- CSM entregado para S1-A y S1-B
- S1-C y S1-D (Copernicus) en construcción

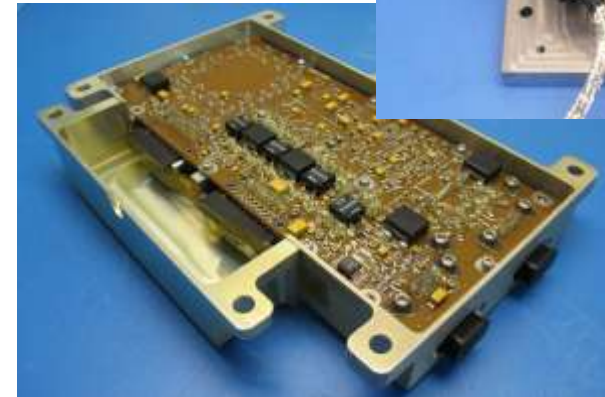




ESA EO - Sentinel 3

Flip Mirror Mechanism. SLSTR Radiometer Instrument

- Actividad: Desarrollo del Mecanismo Flip Mirror y electrónica de control, para proporcionar doble visión.
- Calificado para más de 700 millones de ciclos.
- FMM entregado para S1-A (en vuelo y en funcionamiento) y S1-2
- S1-C y S1-D (Copernicus) en construcción



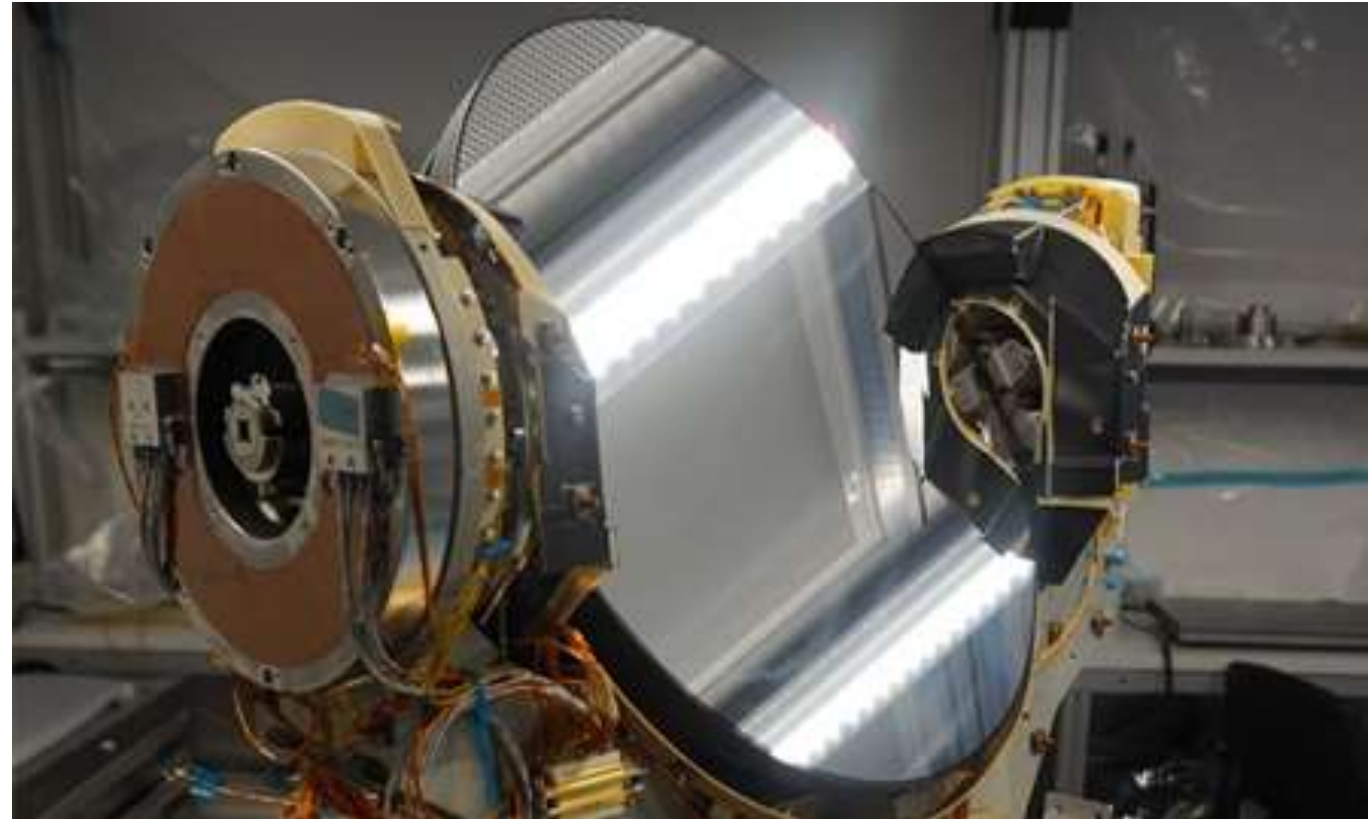


Meteosat Tercera Generación - Escanner

SENER es responsable del diseño, fabricación, integración, ensayo y entrega de dos elementos críticos para el subsistema de la tercera generación de Meteosat (MTG):

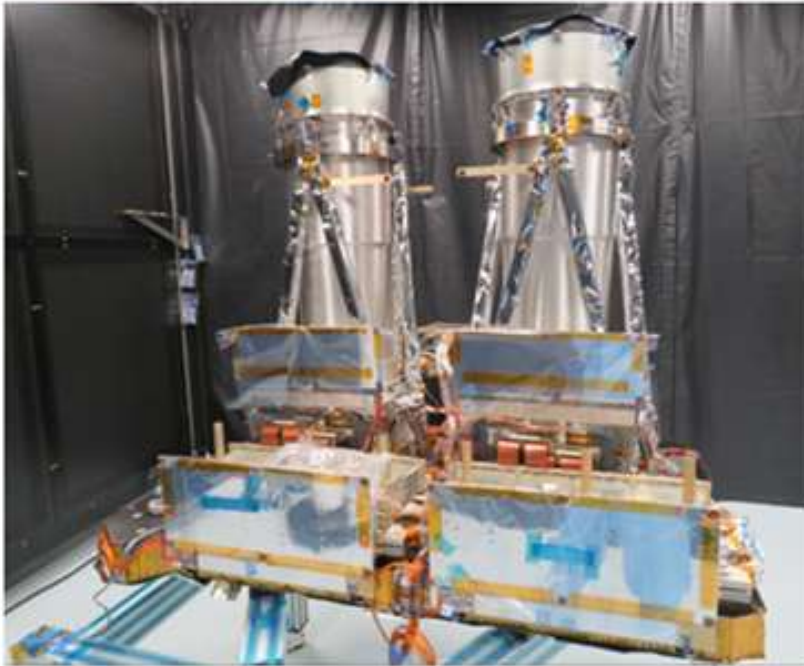
- Los mecanismos de instrumentos de escaneado (FCI e IRS Scan Assembly, SCA) y los correspondientes mecanismos de calibración y obturación (COM)

Los mecanismos de escaneado diseñados y suministrados por SENER para MTG constituyen la tecnología más avanzada en términos de rendimiento, son críticos para la misión y proporcionan imágenes de alta definición por barrido, lo que hace innecesario el movimiento axial permanente del propio satélite presente actualmente en MSG.





Instrumentos Ópticos - SEOSAT



CÁMARA VISIBLE SEOSAT /INGENIO.

- SENER es el Contratista Principal de la Carga Primaria Seosat/Ingenio.
- Cámara visible en configuración twin, para proporcionar imágenes pancromáticas con resolución de 2,5 m, con un ancho de banda de 60 Km, e imágenes RGB de 10 m con resolución de 10 m.
- Actualmente en fase C/D (integración QM en curso).
- Principales subcontratistas:
 - THALES ALENIA ESPAÑA: Vídeo electr.
 - INTA: Instalaciones de Integración/Verificación.

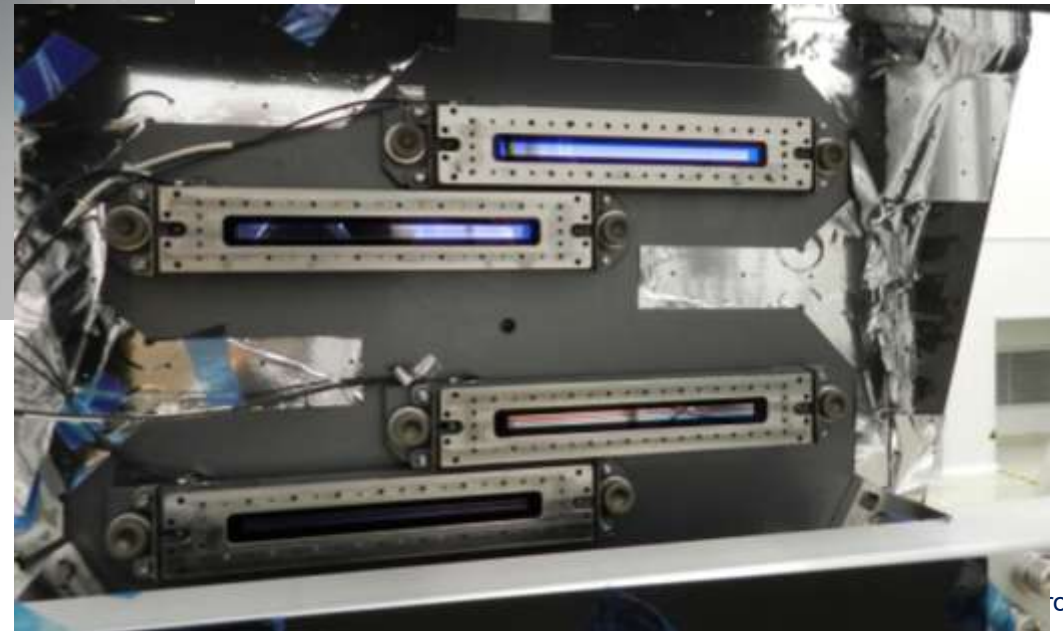


Instrumentos Ópticos - SEOSAT - Plano Focal



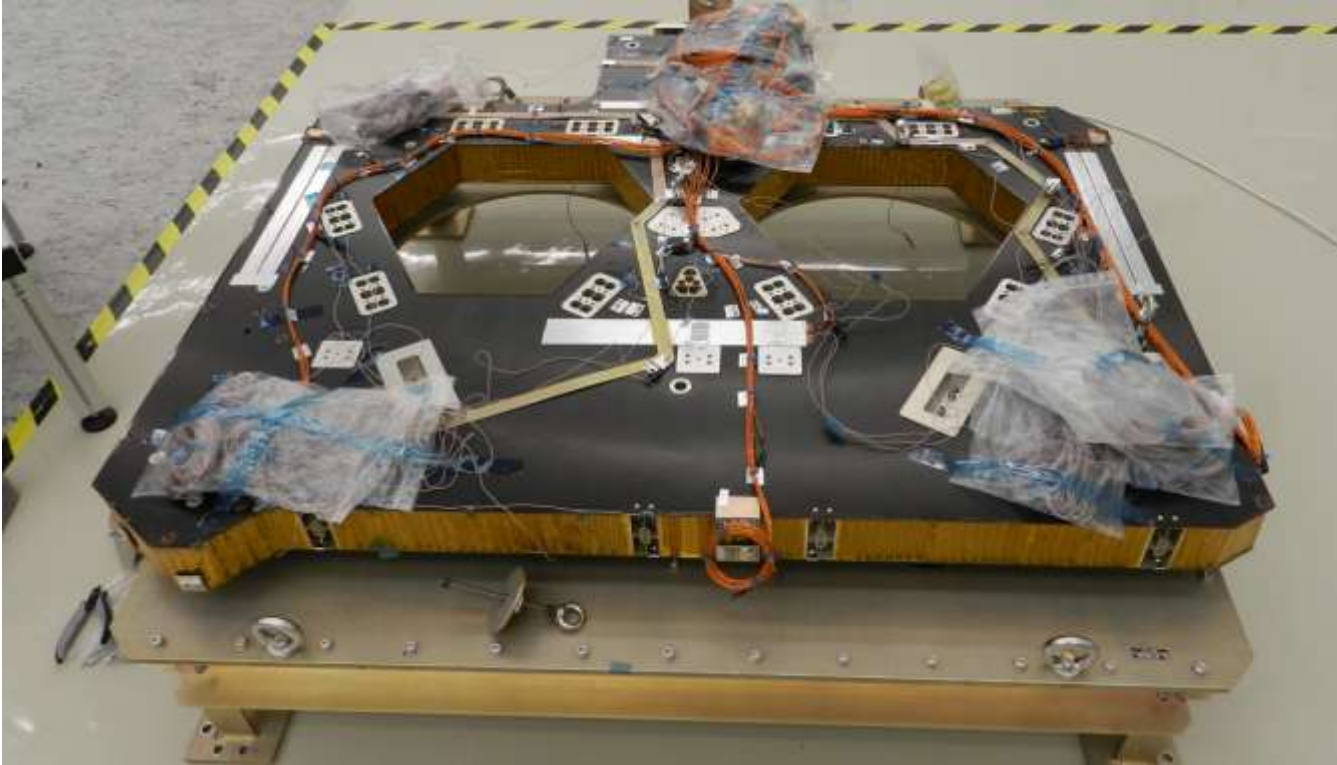
El Plano Focal de SEOSAT está fabricado en SiC para proporcionar una estabilidad termoelástica muy alta.

Contaba con 4 detectores (2 PAN + 2 MS) alineados con tolerancias micrométricas.





Instrumentos Ópticos - SEOSAT - Panel de soporte



Las dos Cámaras de SEOSAT fueron instaladas sobre una estructura sándwich con piel de CFRP y núcleo de aluminio denominada HSSP.

La alineación precisa entre las cámaras está garantizada gracias al HSSP que proporciona una buena estabilidad termoelástica y una alta rigidez con una masa reducida.

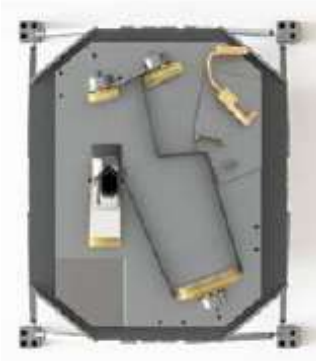
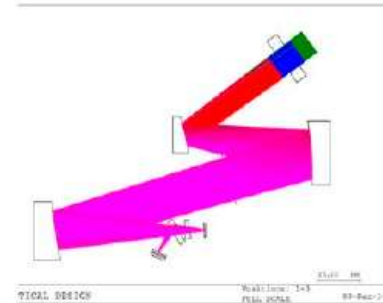




EO - CLIM Proposal

CO2 MONITORING CLOUD IMAGER

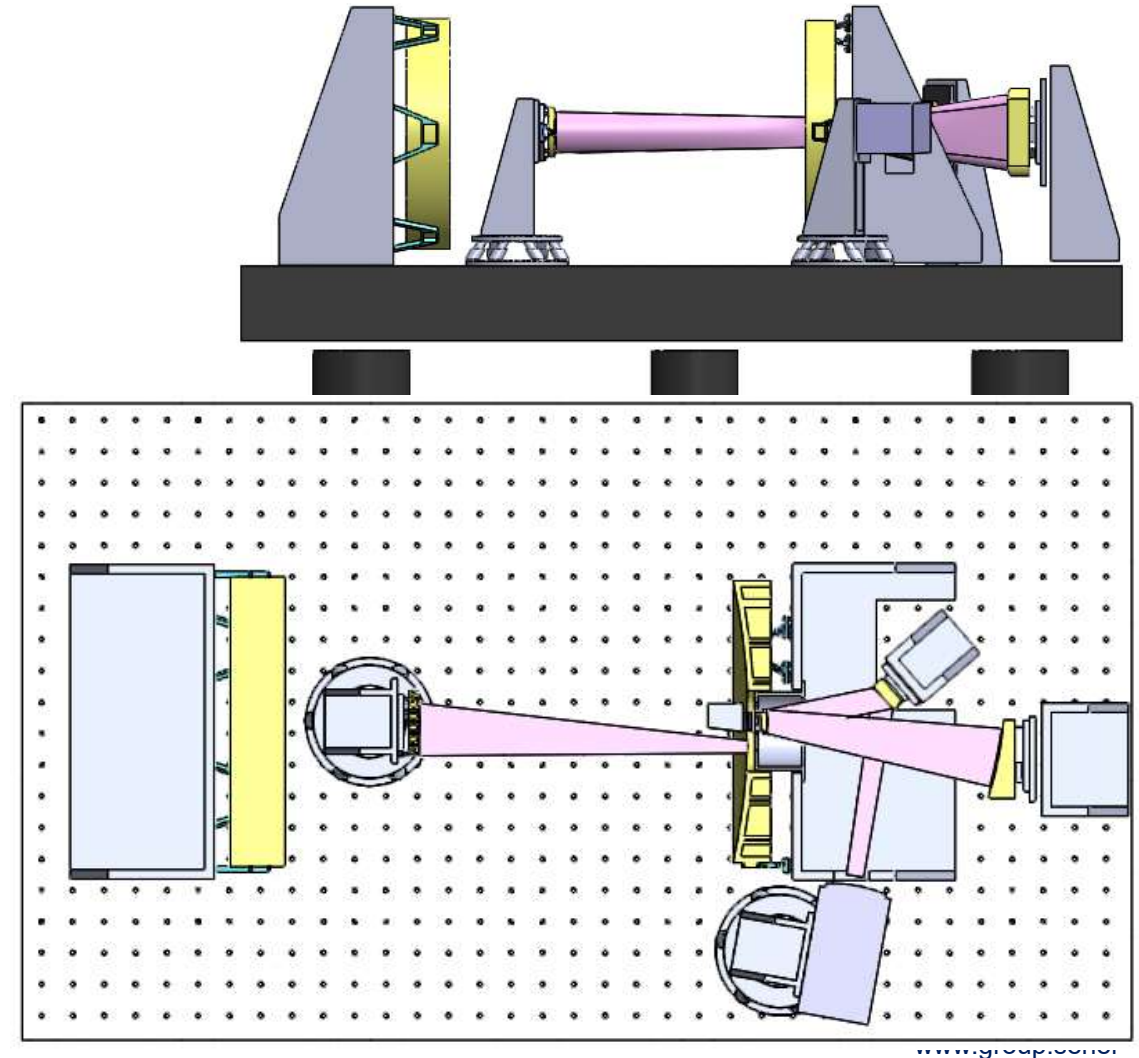
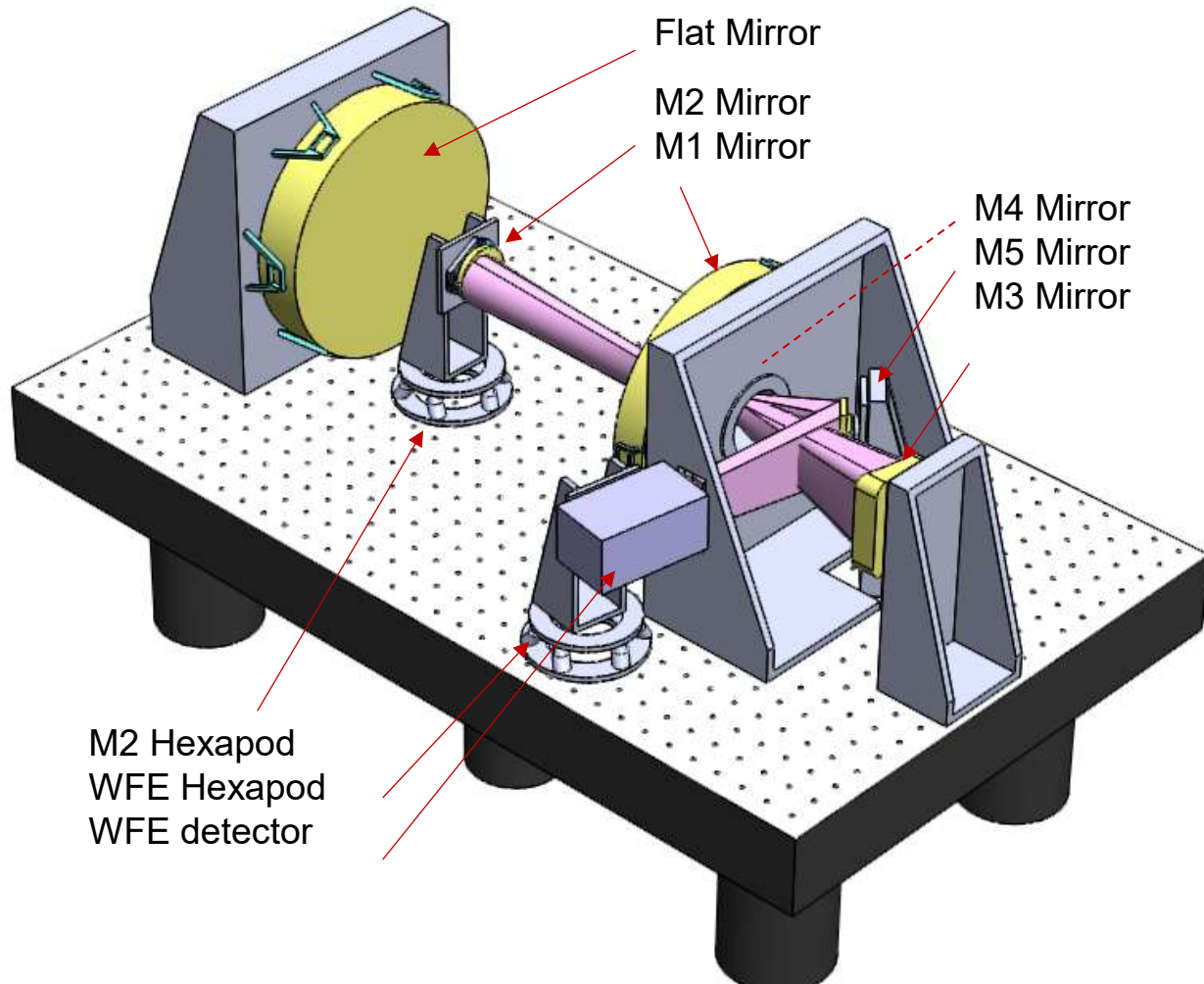
- Bandas
 - VIS (660-680 nm)/NIR (748-757 nm)
 - SWIR (1362-1377 nm)
- Franja = 260 km
- SNR > 200
- La fase B1 finalizó con éxito





Desarrollo Telescopio Óptico

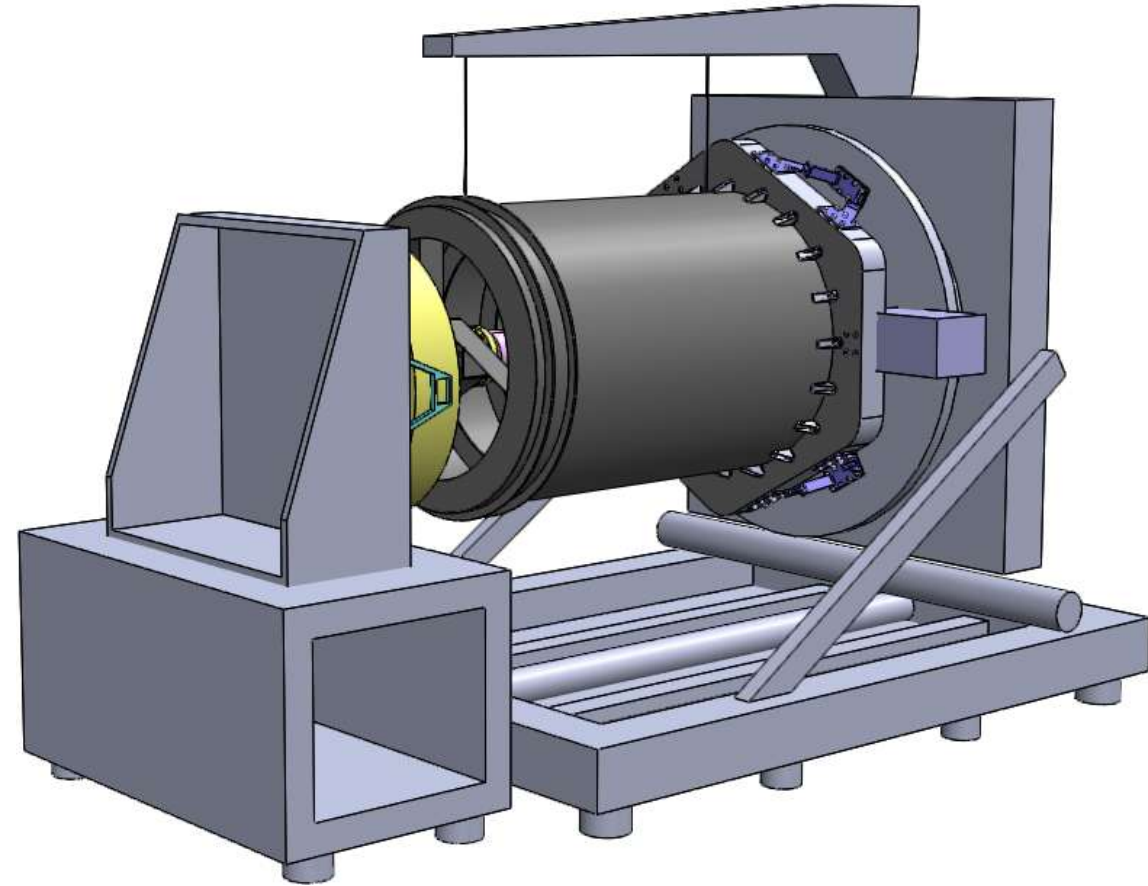
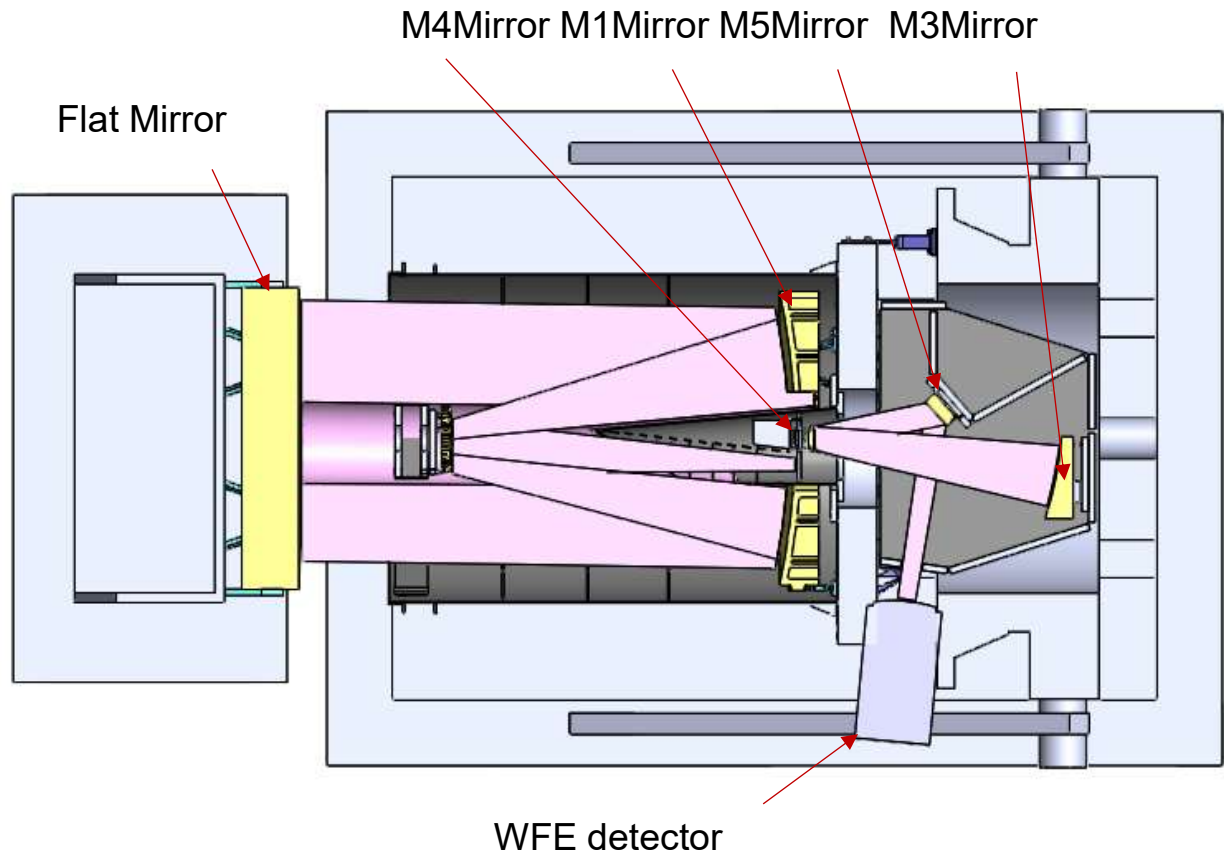
FASE1 – ALINEACIÓN OPTICA





Desarrollo Telescopio Óptico

FASE2 – ALINEACIÓN OPTO MECÁNICA





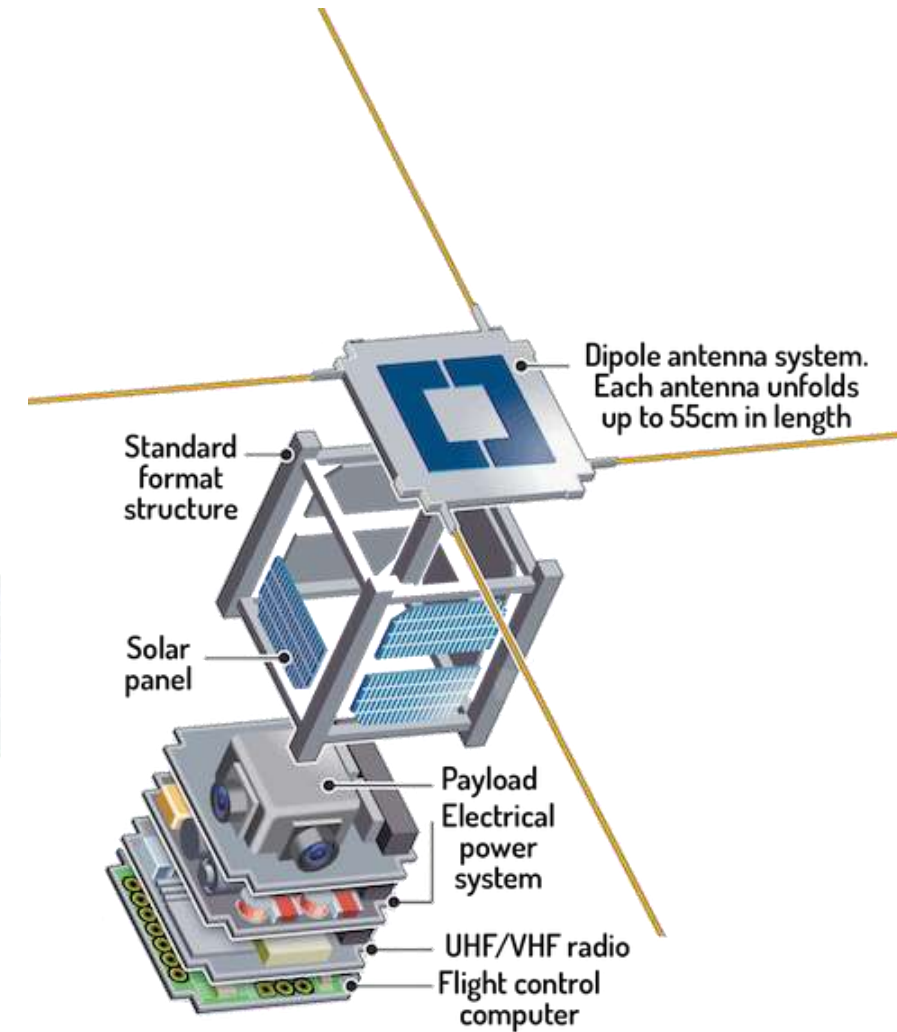
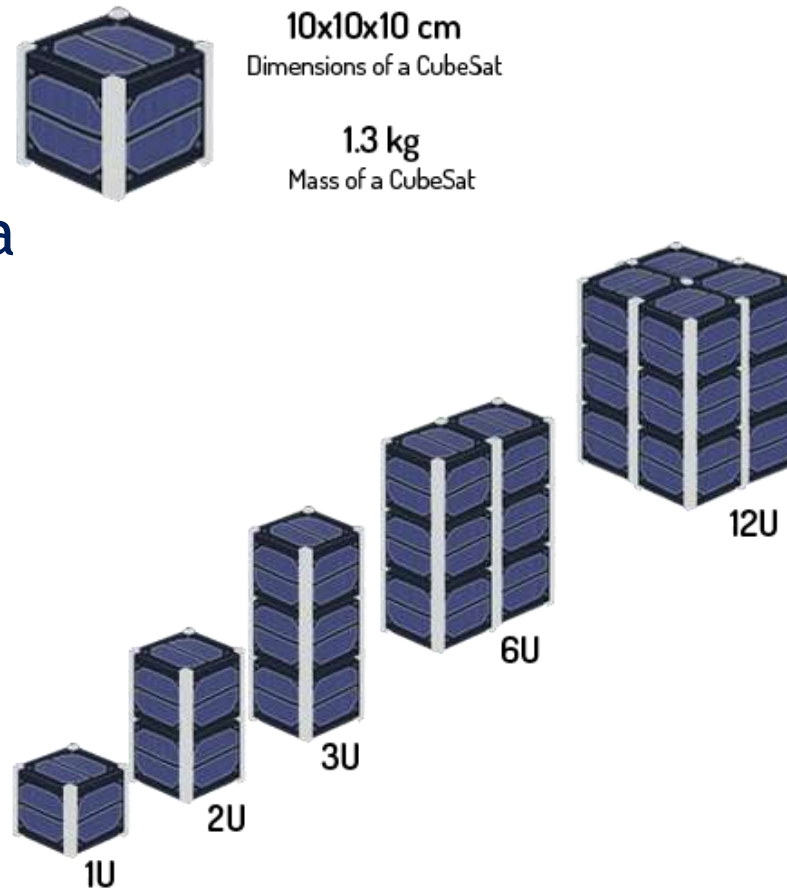
NewSpace - Cubesats

Aplicaciones:

- Observación Tierra
- Comunicaciones - IoT
- Geolocalización-Logística
- Sigint
- Ciencia

Ventajas:

- Precio
- Modularidad
- Tiempo desarrollo



Fuente: Alén Space



Comunicaciones ópticas

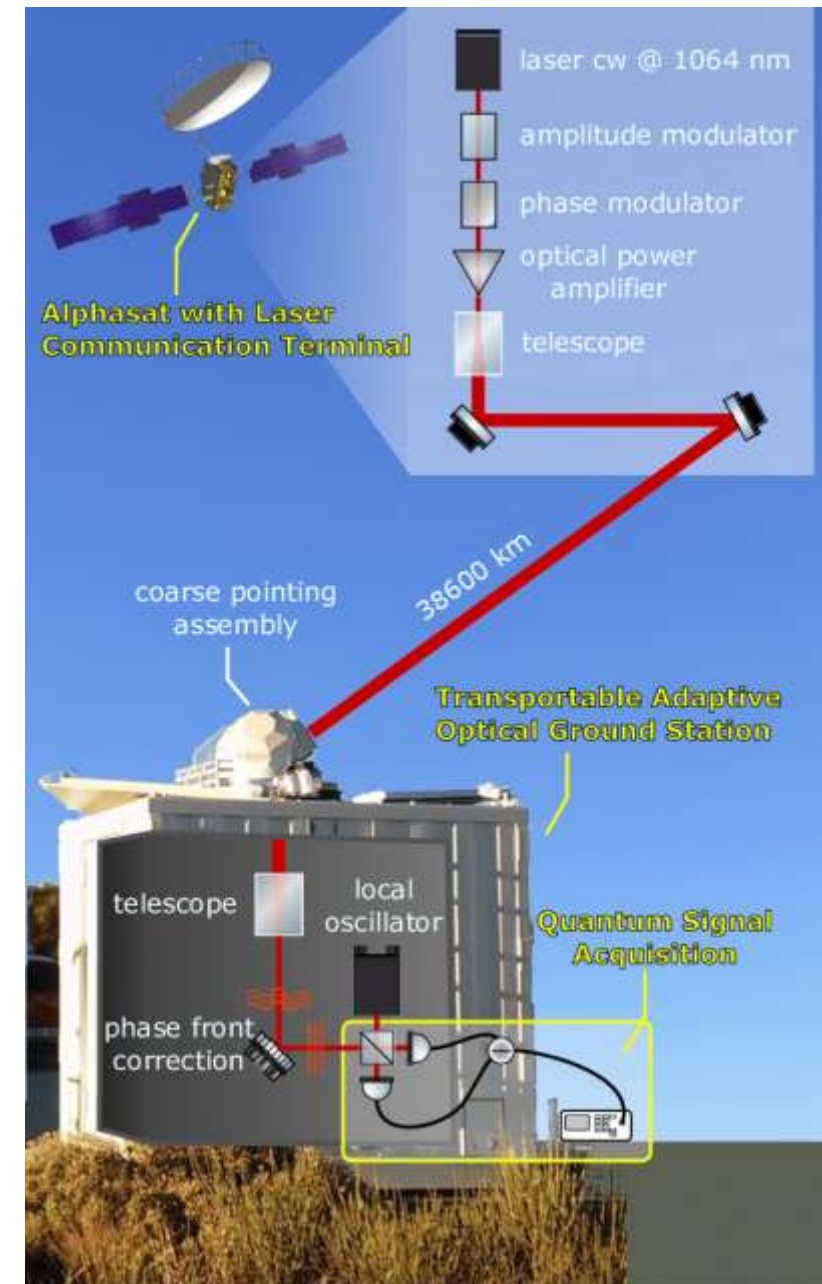
Prestaciones críticas:

- Sistema de comunicaciones láser
- Grandes telescopios para satélites GEO
- Tracking satélites LEO
- Problema cobertura nubes
- Perturbación atmosférica
- Capacidades detección Clave Quántica.

Mercado:

- Programas nacionales
- SAGA (ESA)
- IRIS2 (EU)

Fuente: ADS-EUROSPACE

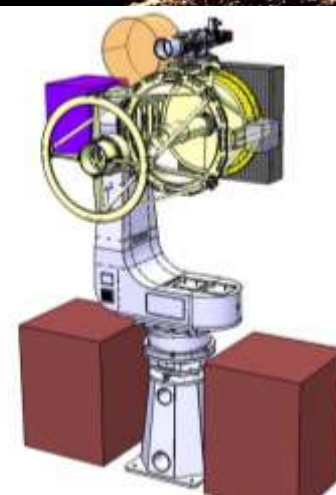
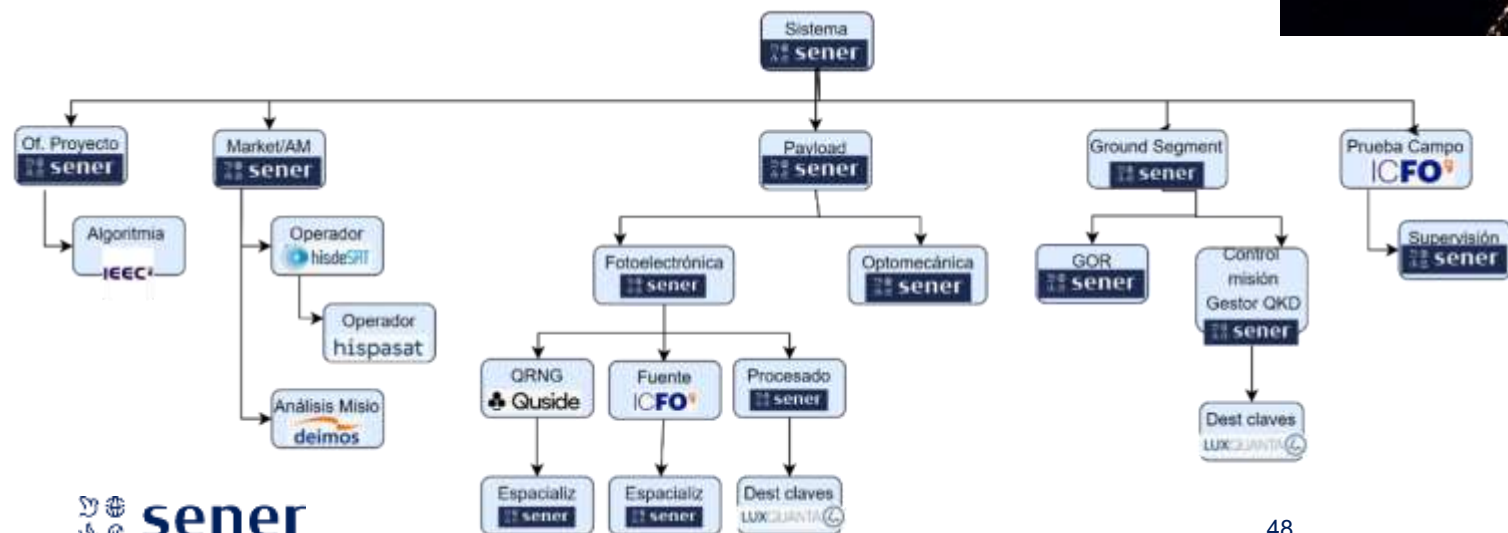
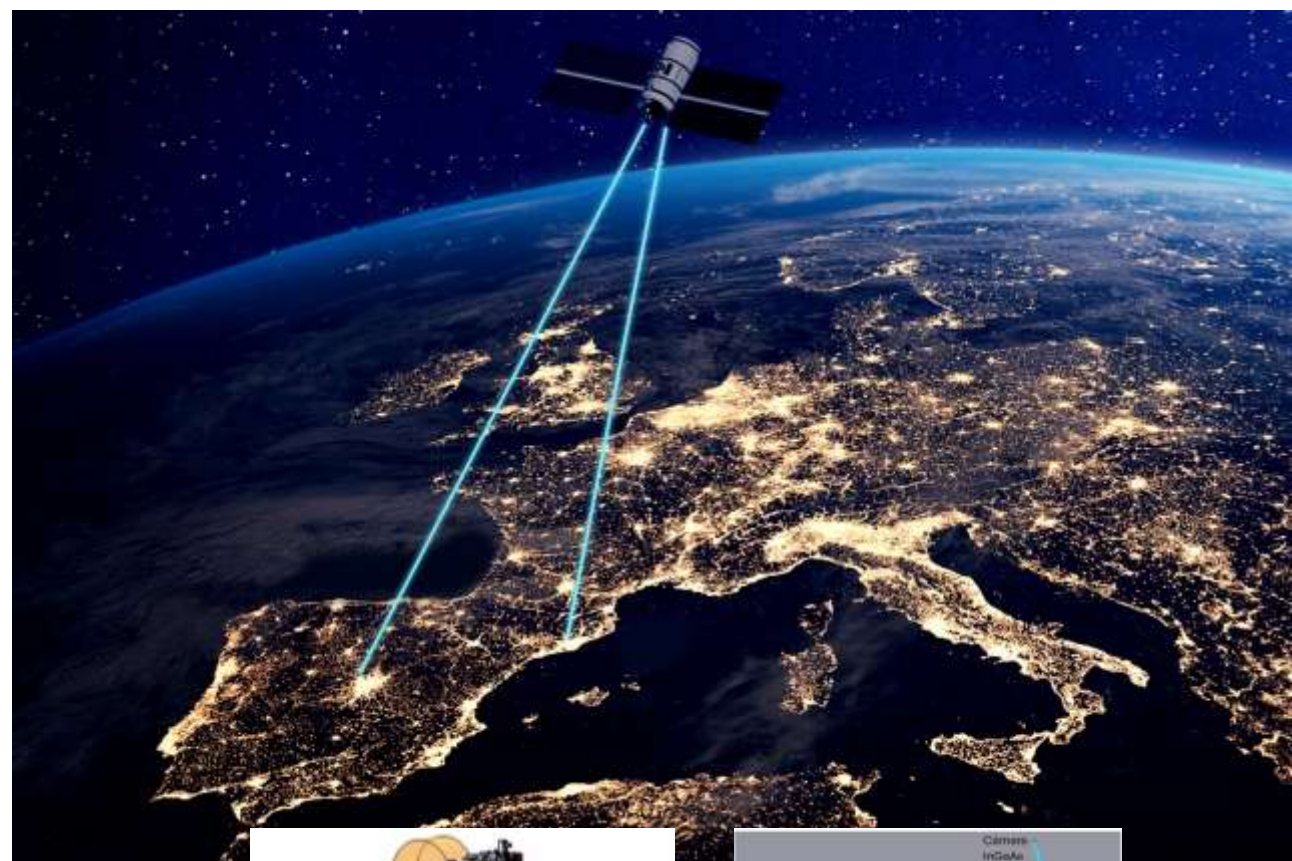


Créditos:
Alphasat



Comunicaciones Cuánticas

- Dentro del marco PERTE Aeroespacial (18 M€)
- Objetivo: sistema de comunicaciones cuánticas entre estación terrestre (OGS) i Satélite LEO.
- Payload (TRL 6) i OGS (TRL 7)
- Prueba de campo a 10km en área urbana

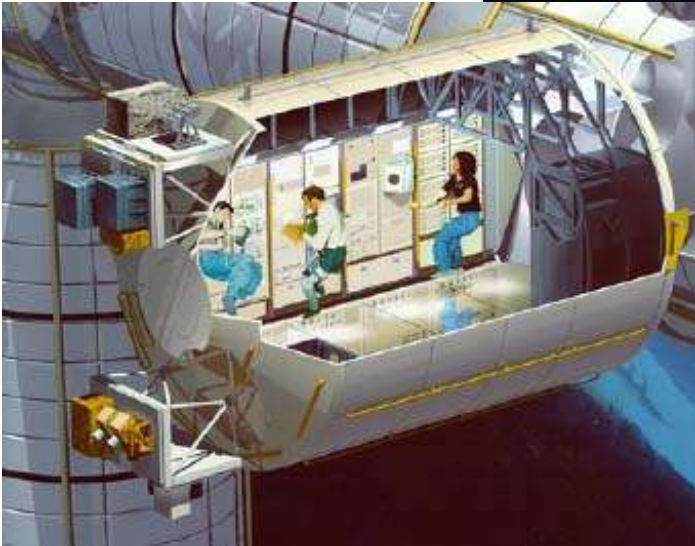




Exploración humana



Estación Espacial Internacional





Equipos para guardar muestras



- Biorack Cooler
- International Microgravity Laboratory - 2
- Shuttle Columbia, 1994



- Passive Thermal Conditioning Units Containers
- International Microgravity Laboratory - 2
- Shuttle Columbia, 1994



- EUROMIR 94 Freezer
- MIR Space Station, 1994



- Inflatable Thermal Conditioning Unit 1
- Spacehab
- Shuttle Atlantis, 1997



- Inflatable Thermal Conditioning Unit 2



Equipos para guardar muestras: TCU / ATCS

ATCS: Automated Temperature Controlled Stowage

- BIOLAB - Columbus
- International Space Station, 2008

TCU: Temperature Controlled Unit

- BIOLAB - Columbus
- International Space Station, 2008





Cristalización de proteínas

Granada Crystallisation Facility 1

Desarrollo y fabricación del GCF-1 que consta de un Contenedor de Muestras que alberga los experimentos de cristalización.

Hasta 10 unidades fabricadas y verificadas.
6 Misiones con la ESA y JAXA:

Resp	Dates	Mission	# GCFs
ESA / LEC	Launch: 21.08.01 Landing: 31.10.01	Andromede	3 units
ESA / LEC	Launch: 25.09.02 Landing: 07.12.02	Odissea	2 units
NASDA	Launch: 02.02.03 Landing: 04.05.03	NGCF-1	6 units
NASDA	Launch: 29.08.03 Landing: 28.10.03	NGCF-2 (Cervantes)	4 units
JAXA	Launch: 29.01.04 Landing: 29.04.04	NGCF-3 (Delta)	4 units
JAXA	Launch: 11.08.04 Landing: 24.10.04	NGCF-4	5 units

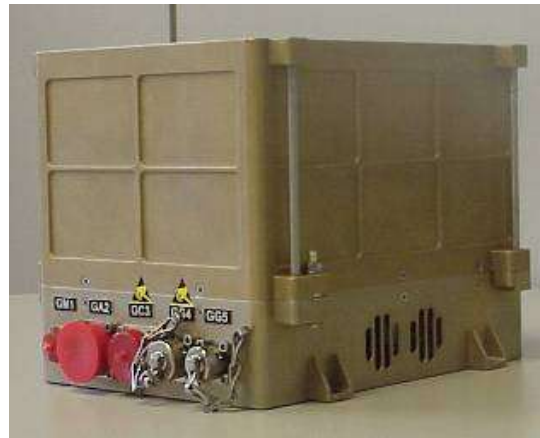




Cristalización de proteínas II

- Granada Crystallisation Facility 2
- FOTON M3, 2007

Desarrollo y fabricación del GCF-2 que consta de un Contenedor de Muestras que alberga los experimentos de cristalización y una Unidad Electrónica que aloja la electrónica y el subsistema térmico que proporciona un ambiente térmicamente controlado de 20 °C a las muestras.

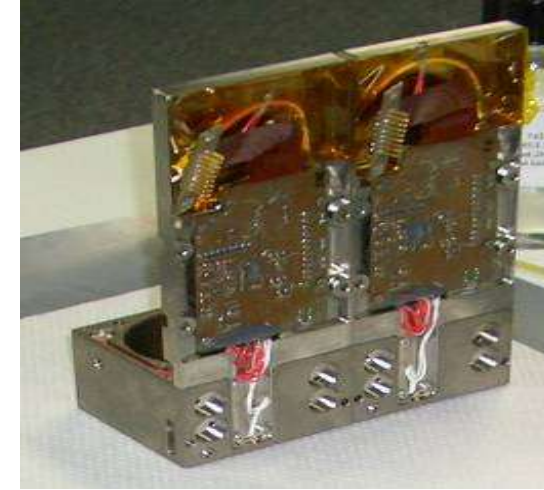




Experimento Multigen

Electrónica para el hardware de experimentos Multigen 1 y CWRW

- El experimento Multigen ha estudiado tanto el crecimiento de varias generaciones de plantas en órbita como la producción de semillas y su viabilidad en microgravedad, mientras que el experimento Cell Wall & Resist Wall (CWRW) ha profundizado en el conocimiento del mecanismo de resistencia de las plantas a la gravedad. fuerza.
- El hardware de vuelo consta de un contenedor experimental con condiciones ambientales controladas en el que se encuentra una cámara de cultivo de plantas.

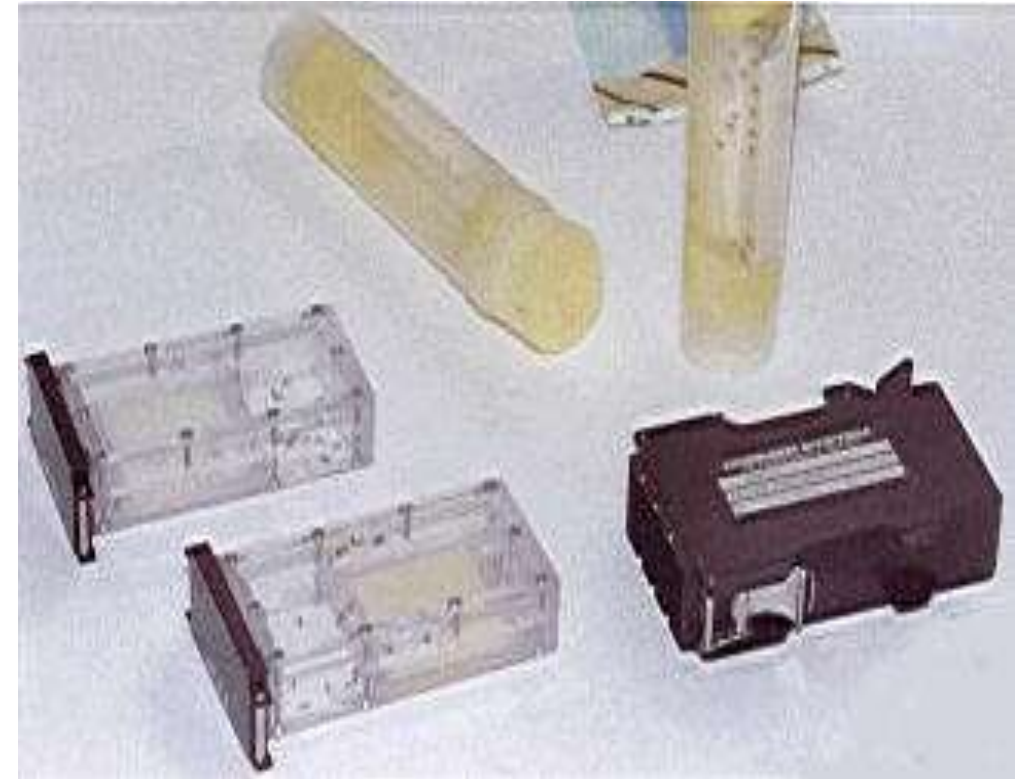




Experimento Drosophila

Hardware experimental de Drosophila para el Laboratorio Internacional de Microgravedad - 2

- Este experimento realizado en la misión IML-2 tuvo como objetivo estudiar los efectos de la microgravedad sobre el comportamiento y el envejecimiento de Drosophila
- SENER diseñó y fabricó todo el hardware del experimento compuesto por contenedores para moscas, bandejas de alimentación/recogida de huevos y contenedores para bandejas.
- Además, SENER también proporcionó protocolos de producción de alimentos, operaciones de hardware y procedimientos de tripulación.

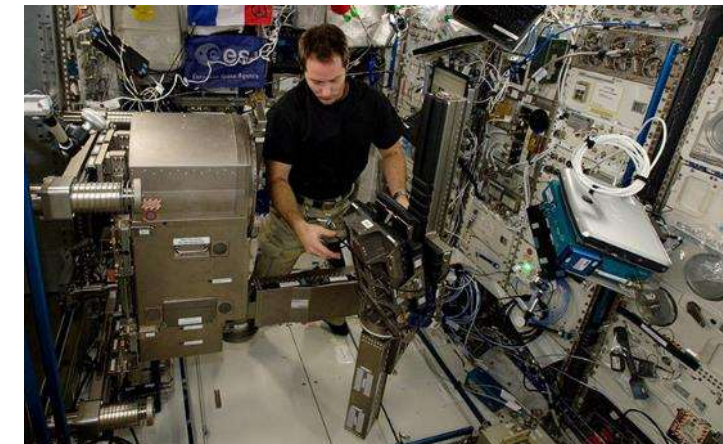




Muscle Atrophy Research and Exercise System (MARES)



MARES es un instrumento instalado en la Estación Espacial Internacional dedicado al estudio de la atrofia muscular en condiciones de microgravedad.

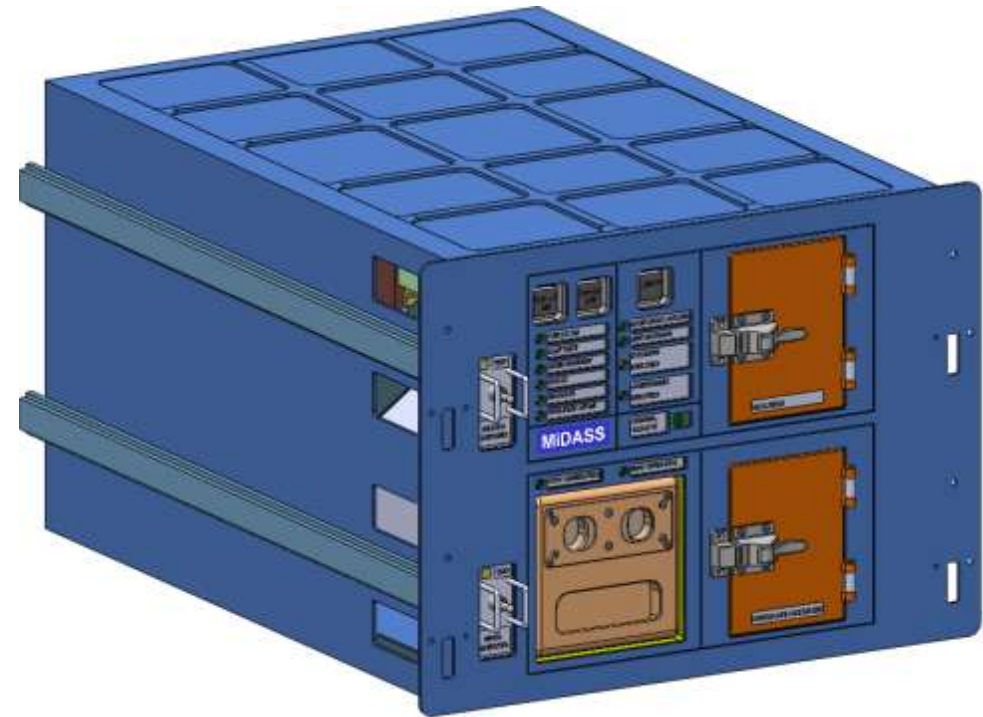
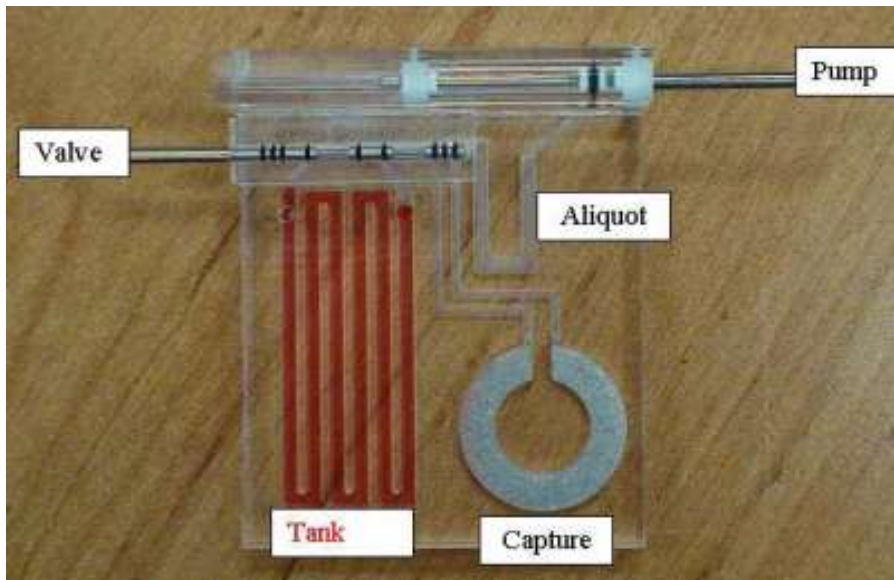




Detección de microbios

Microbial Detection in Air System for the Space (MiDASS)

MiDASS tiene como objetivo realizar una detección rápida y periódica de microorganismos potencialmente dañinos a bordo de naves espaciales. En su primer despliegue, está previsto que se integre a bordo del módulo Columbus de la Estación Espacial Internacional.

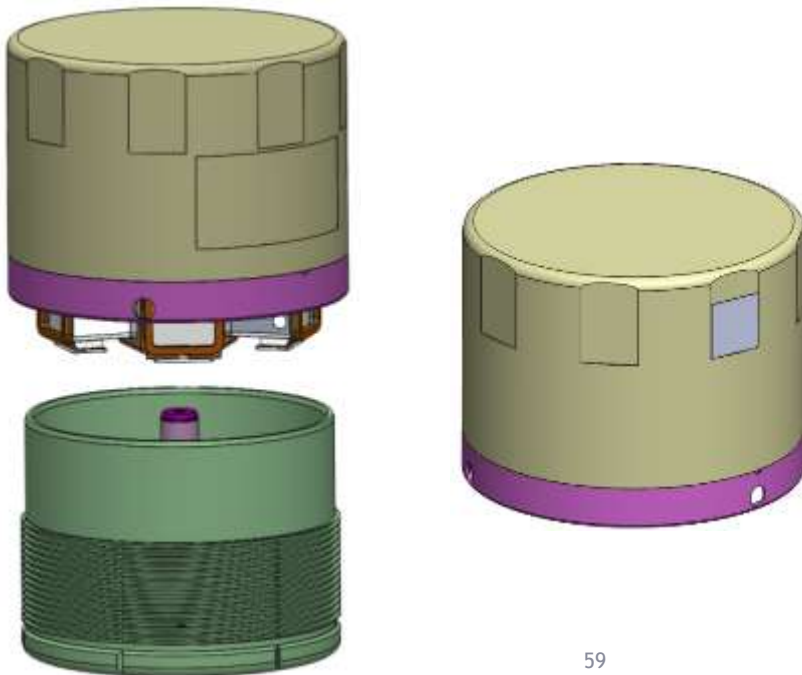


FixBox

Fixation Box (FixBox)

El propósito de FixBox es acomodar los 5 casetes de Crecimiento de Plántulas después de su extracción del Contenedor de Experimento y la posterior fijación de las muestras mediante la inyección de fijadores, proporcionando las medidas de seguridad necesarias durante todas las fases funcionales.

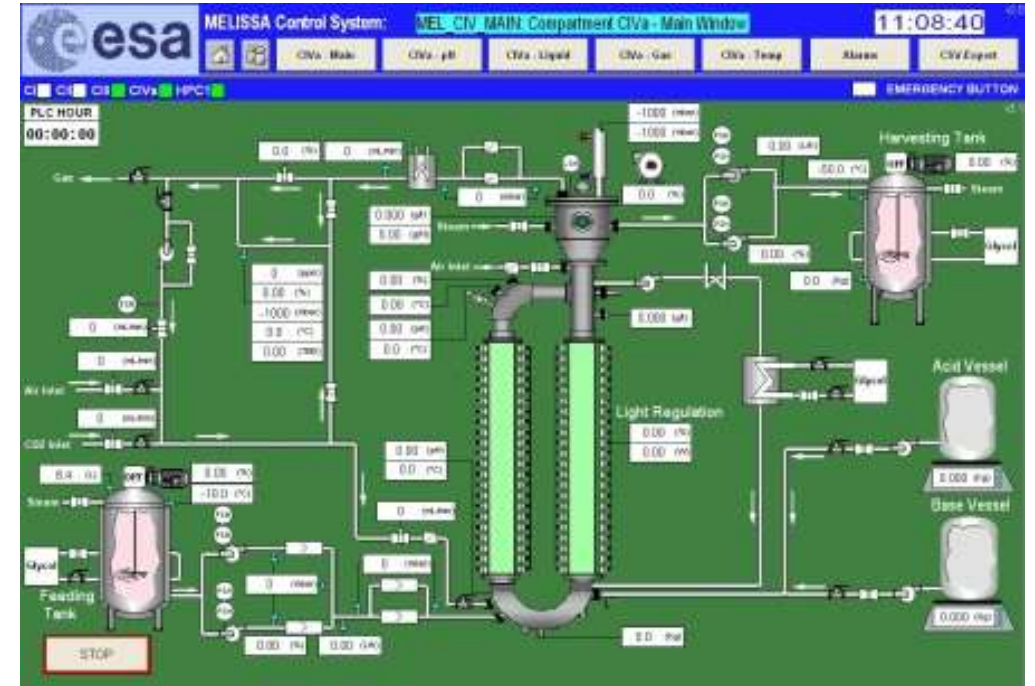
El FixBox se instaló dentro de uno de los congeladores de la ISS (TCU, MELFI o GLACIER) después de realizar la fijación de las plántulas.



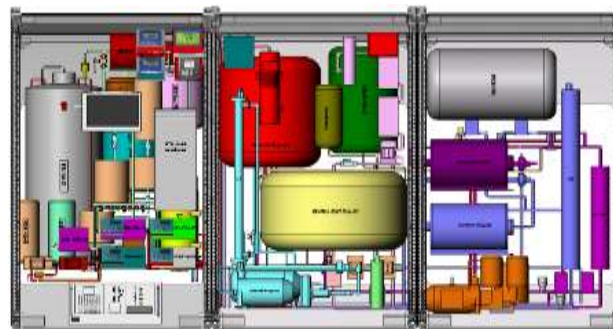


Sistemas de soporte de vida

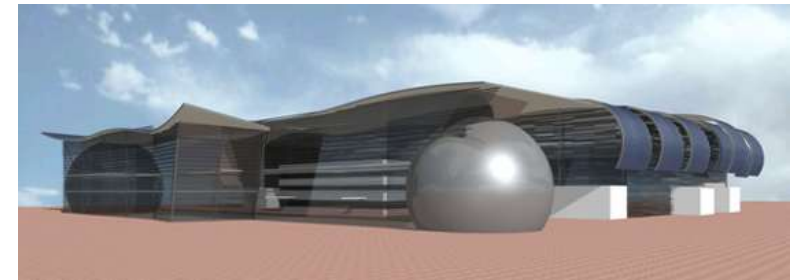
Control Systems
for the MELISSA Pilot Plant



Water and Waste Management Systems



Habitability and CELSS Systems Studies

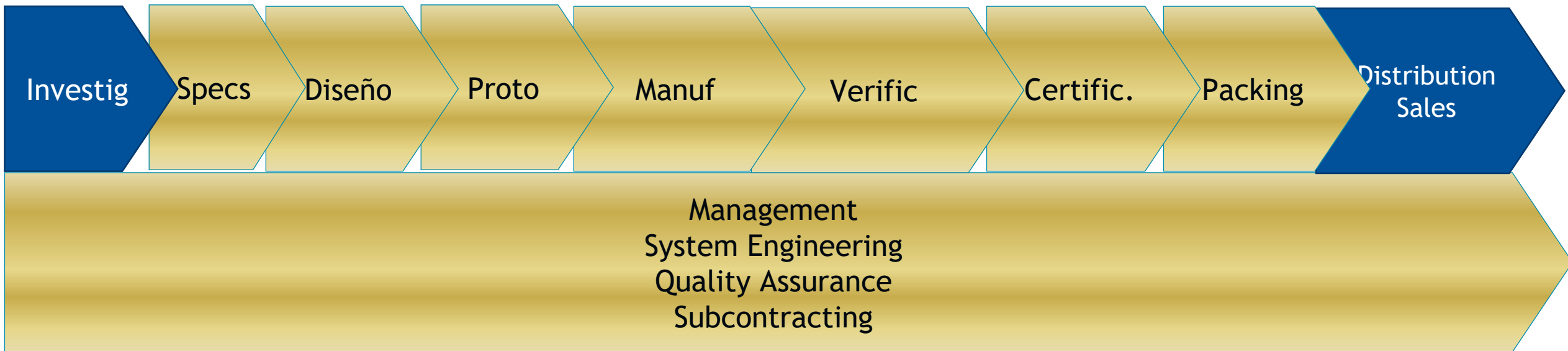




Desarrollo Instrumentación Científica



Plan de Desarrollo Producto



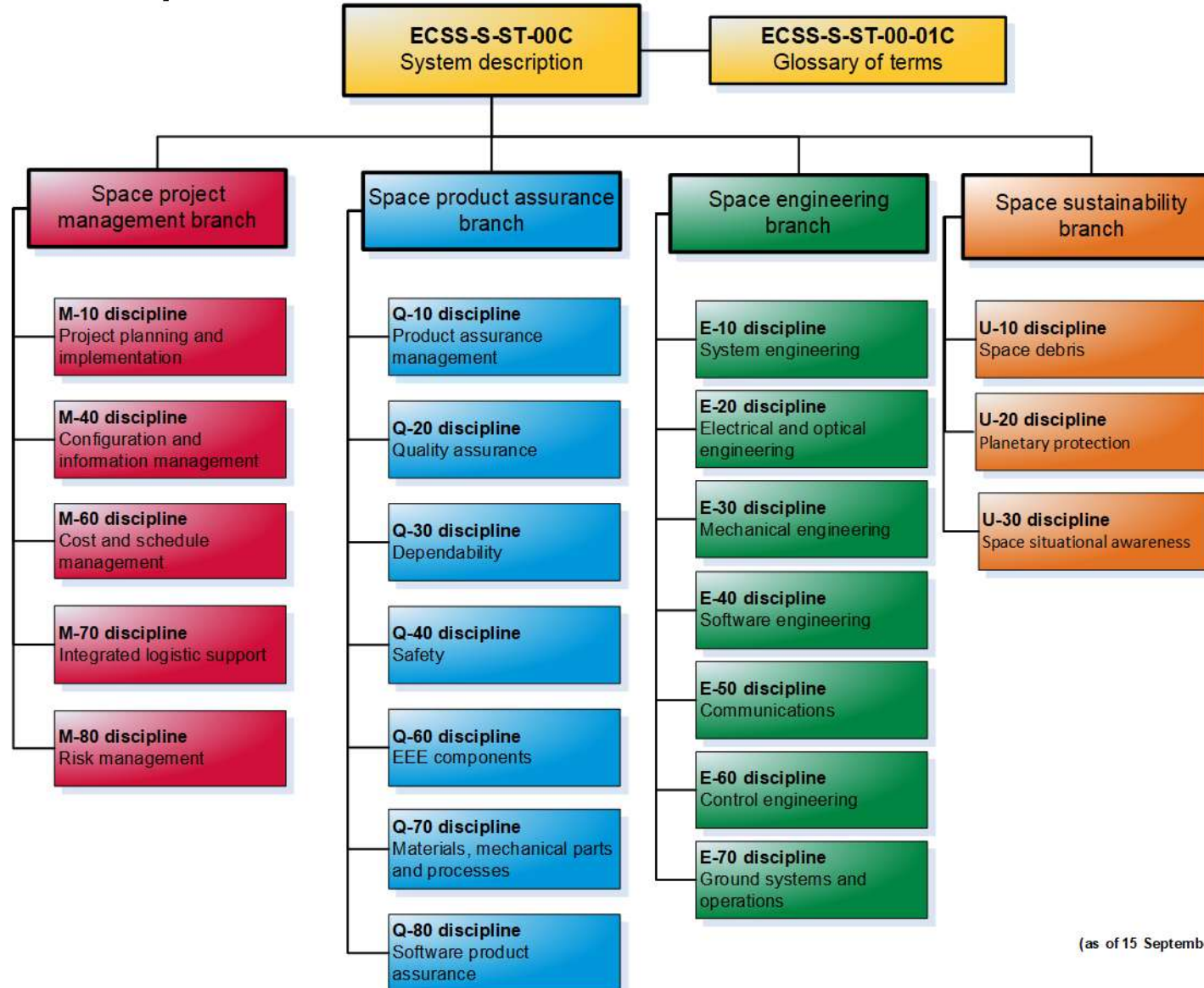
Fases de Desarrollo Misión Espacial





Estándares de diseño: ECSS

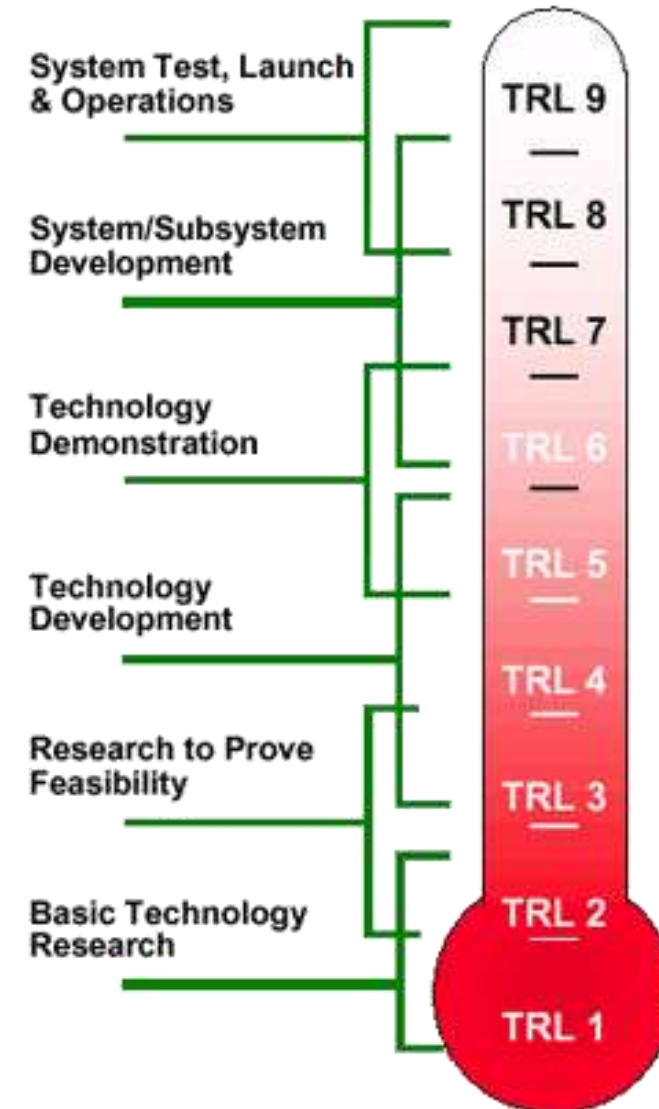
ECSS Disciplines





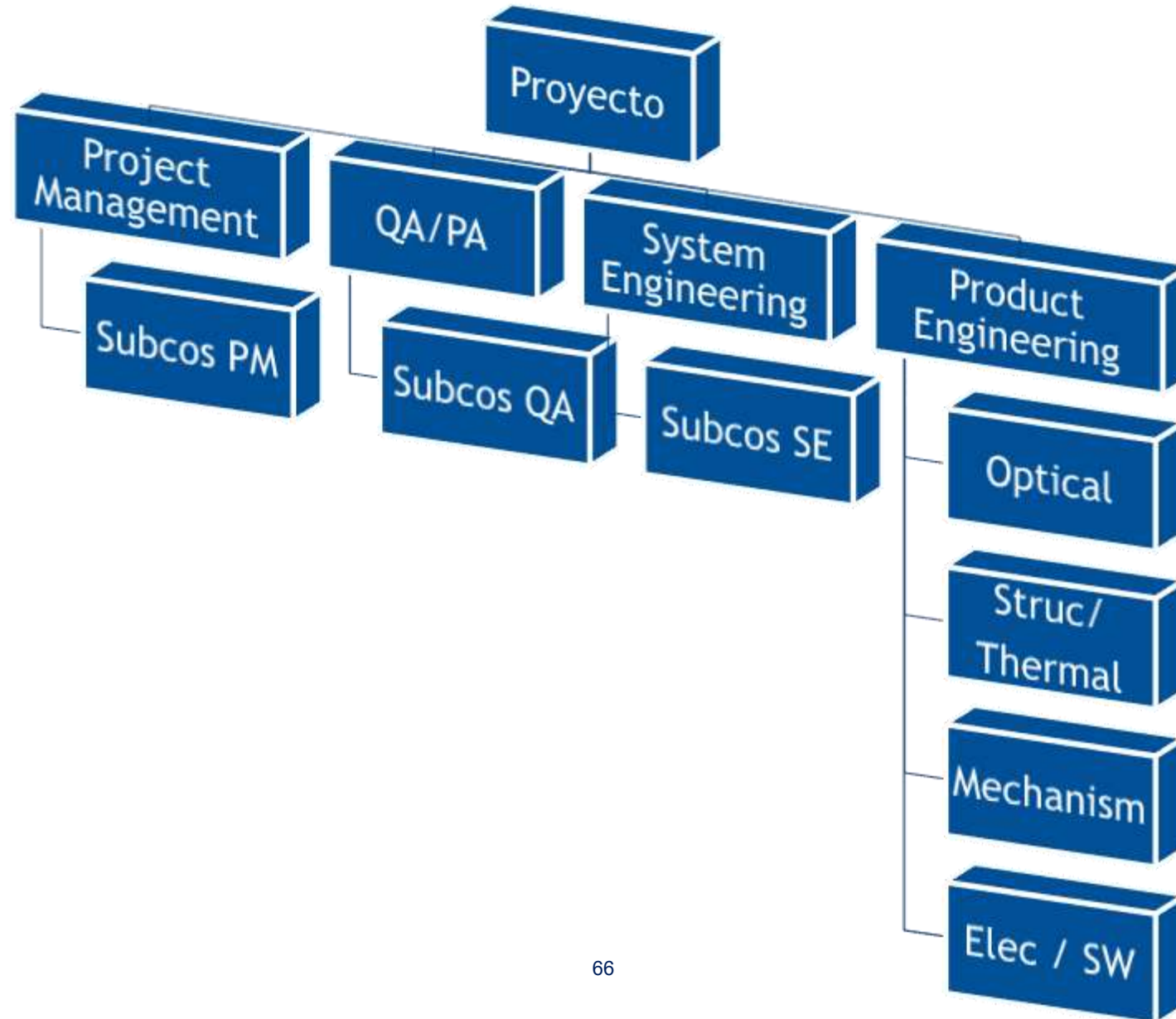
Modelos / Niveles Tecnológicos

- DM: Development Model
- SM: Structural Model
- TM: Thermal Model
- EM: Engineering Model
- QM: Qualification Model
- PFM: Proto-Flight Model
- FM: Flight Model
- FS: Flight Spare



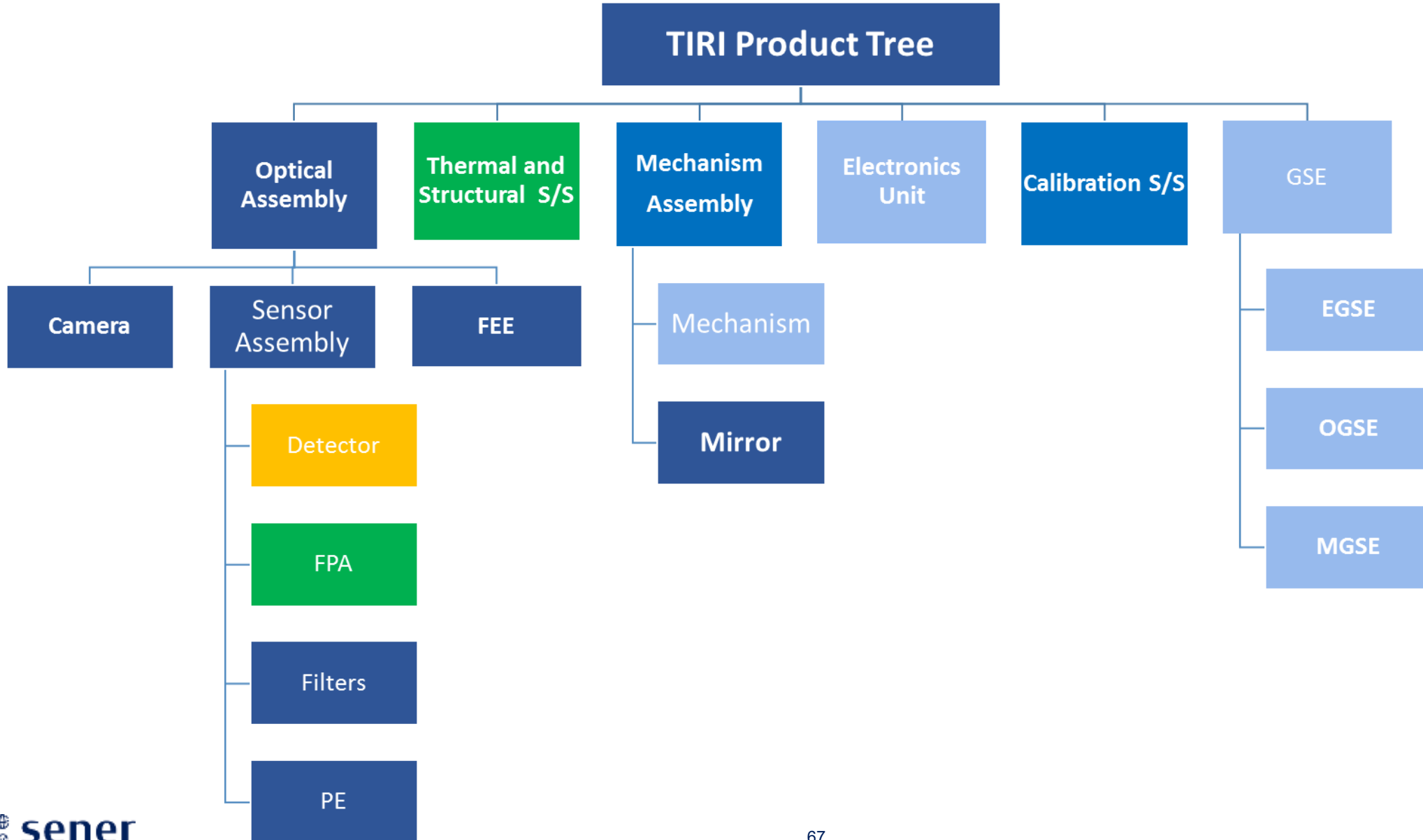


Work Breakdown Structure

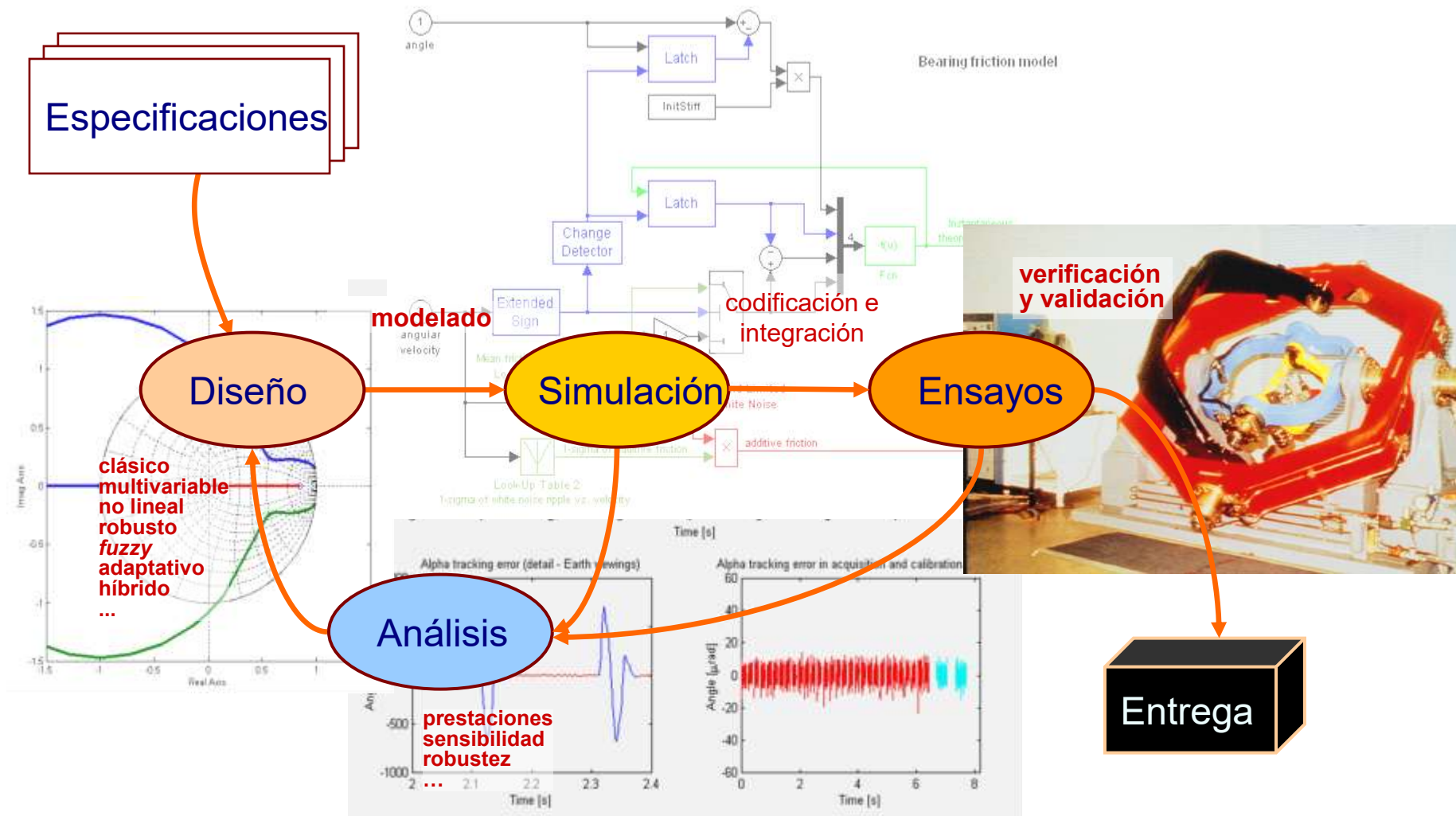




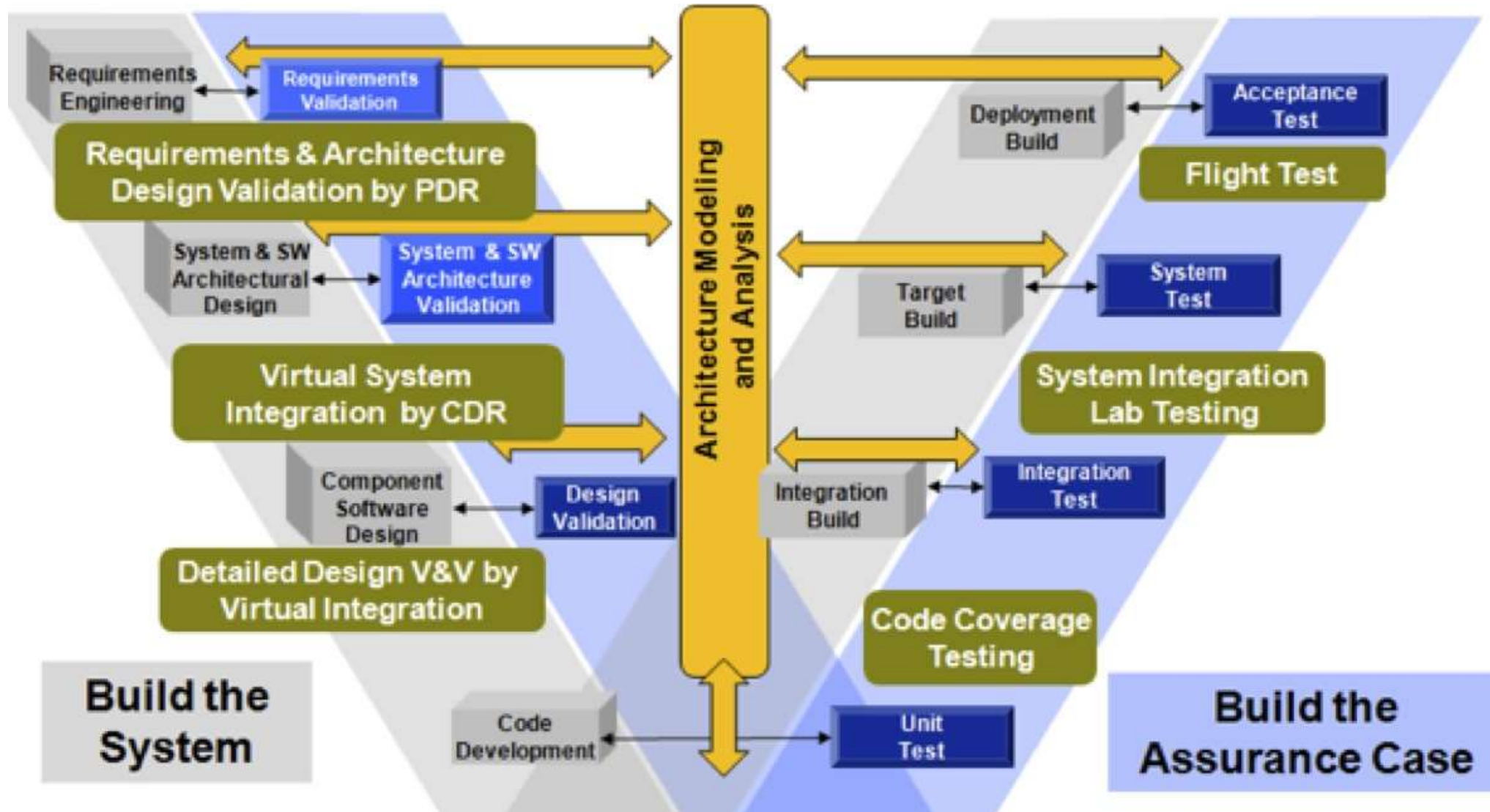
Product Tree - Instrumento IR



Metodología de desarrollo



Software validation

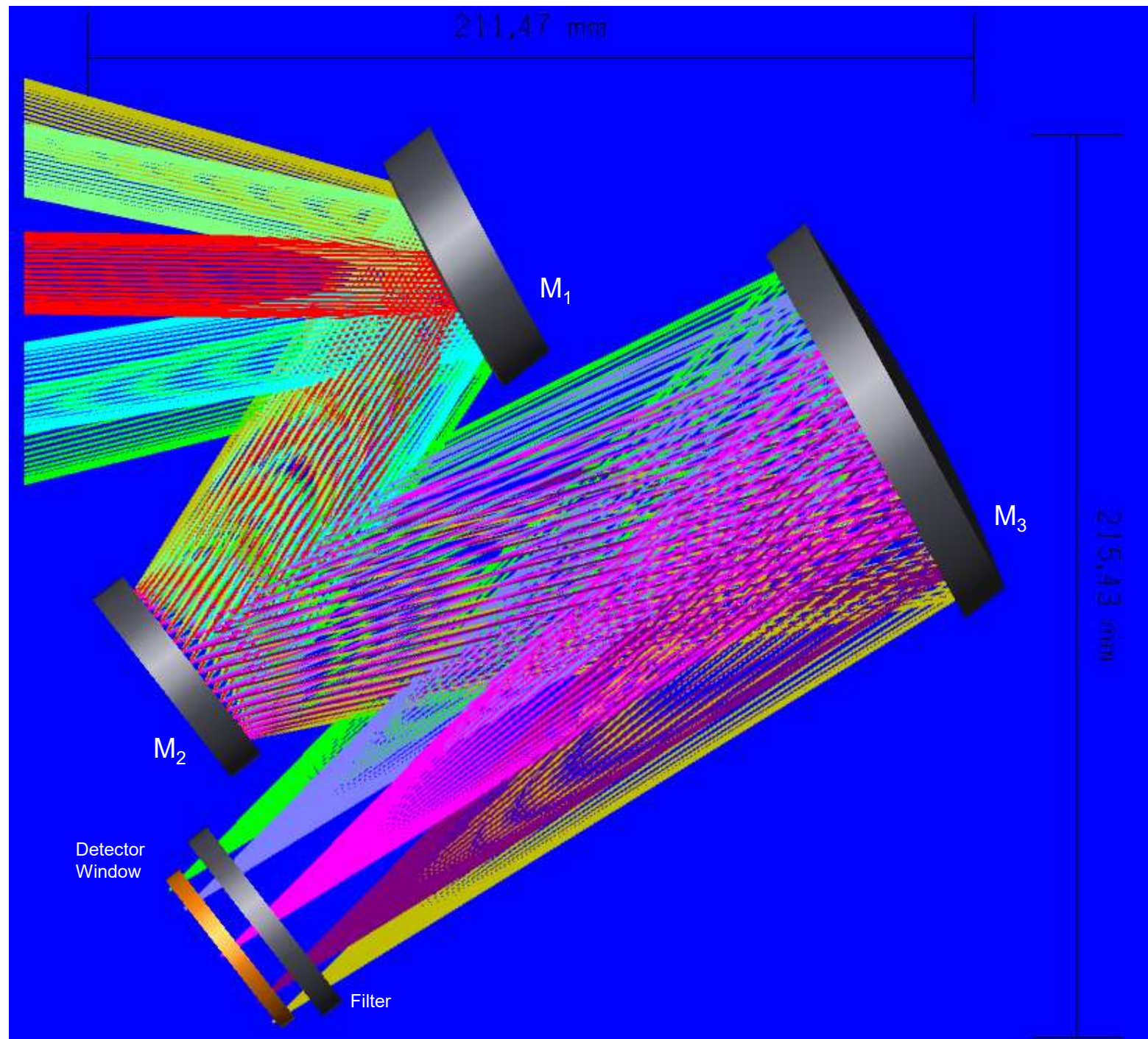


Objetivo general: Observatorio Ultravioleta Lunar (OUL)

- Desarrollar un cámara compacta de campo ancho en el Ultravioleta para ubicar en superficie u orbitar la Luna y estudiar la interacción del viento solar con la exosfera/magnetosfera terrestre.
- Realizar un estudio preliminar del concepto de la cámara basado en componentes tecnológicos con un TRL avanzado.
- Buscar posibles misiones para la utilización de dicha cámara en la Luna: superficie o orbitador.
- Establecer oportunidades de colaboración tanto científicas como tecnológicas.
- PI: Prof. Ana Inés Gómez de Castro (UCM)

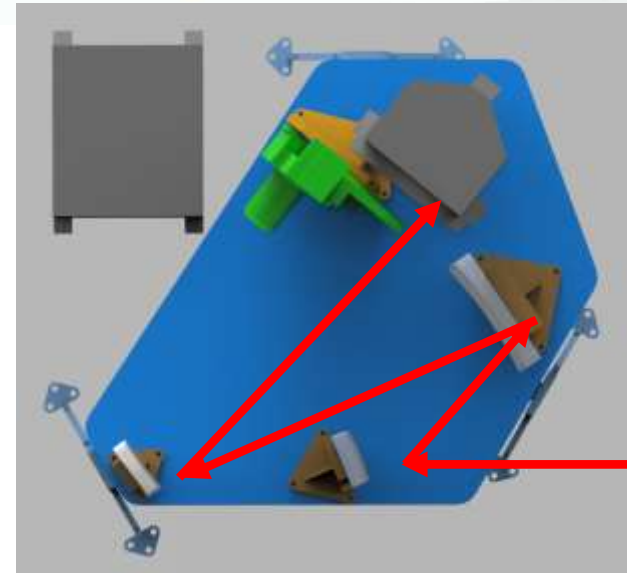
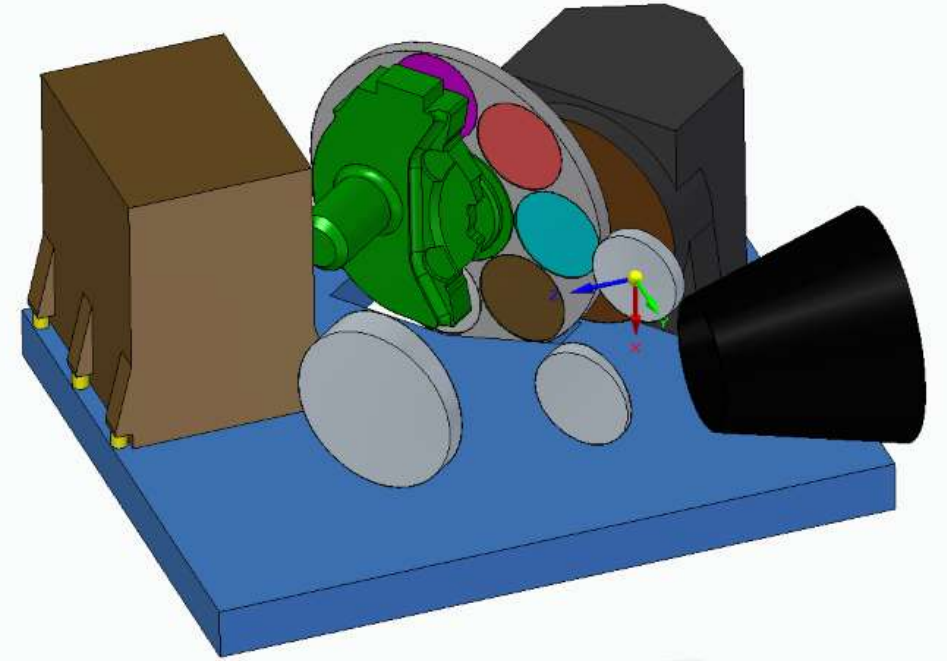
Diseño óptico

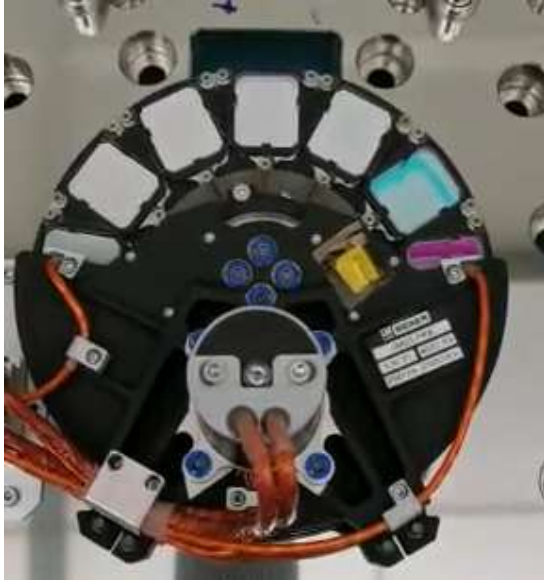
- Telescopio reflectivo TMA
- Rango espectral: 115 nm -195 nm
- Diseño basado para el uso del detector de WSO (Photek MCP340)
- FoV: $24^\circ \times 29^\circ$
- Apertura: 23.5 mm
- Razón focal: f/4
- Distorsion al límite del FoV: 3.6%
- Resolución angular: 2.5 arc min
- Rango espectral definido por una serie de filtros espectrales montados en una rueda de filtros.



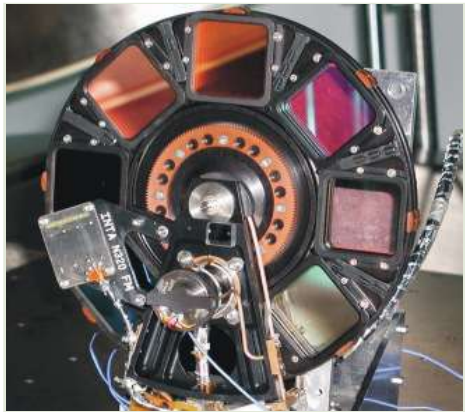
OUL Diseño mecánico

- Cámara compacta con footprint de 320 mm x 320 mm sin detector
- Inclusión de rueda de filtros con 7 bandas
- Adaptación a un orbitador (baseline) o superficie lunar.
- Detector UV MCP340 basado en desarrollo en proyecto WSO.
- Diseño telescopio con prestaciones de alineado verificadas.
- Budget de masa: aprox 11,4 Kg.
- Consumo de pico de potencia: 10,4 W.

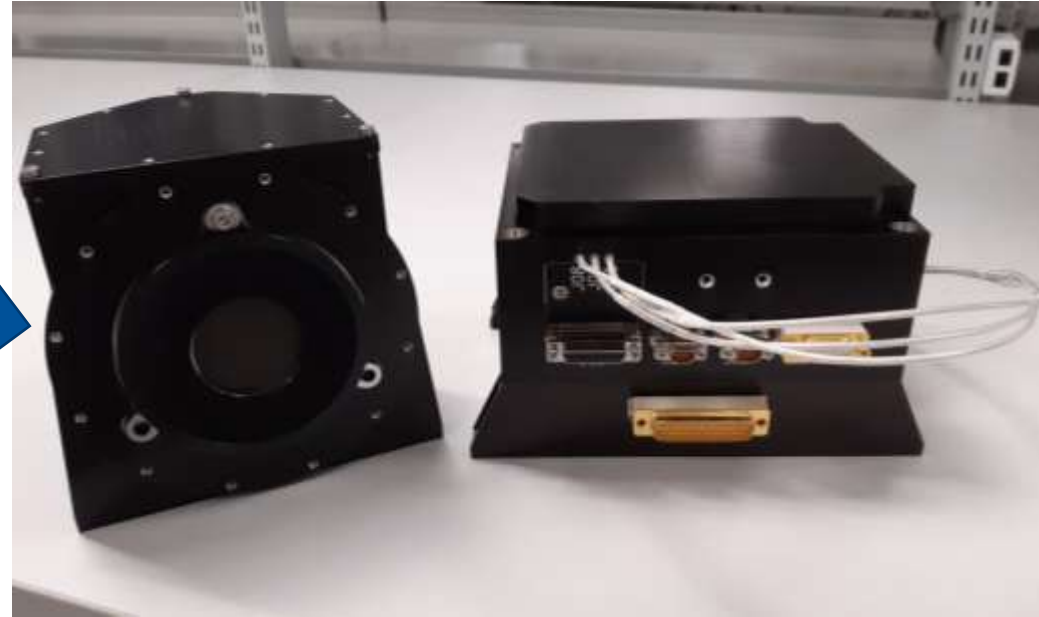




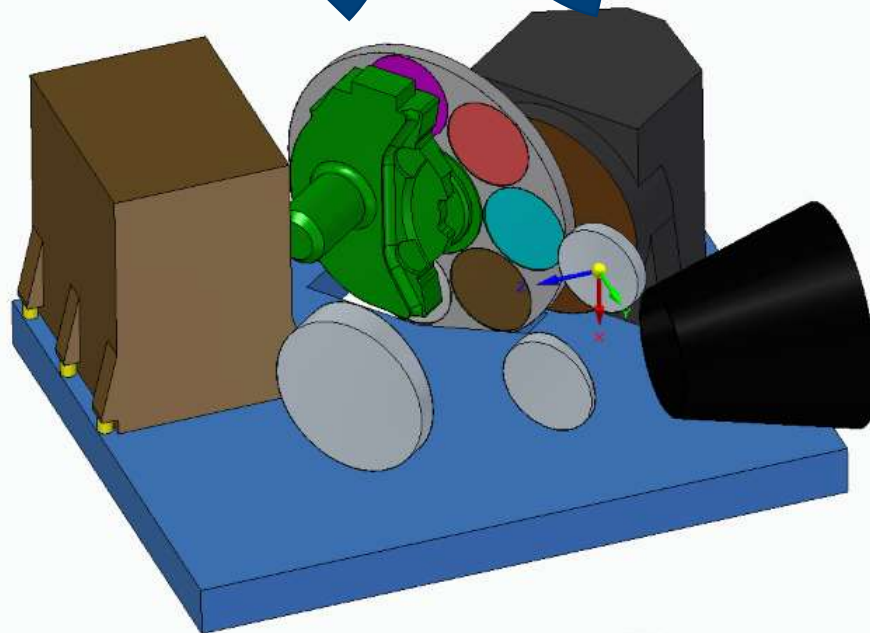
RUEDAS DE FILTROS JUICE-JANUS



RUEDAS DE FILTROS ROSETTA

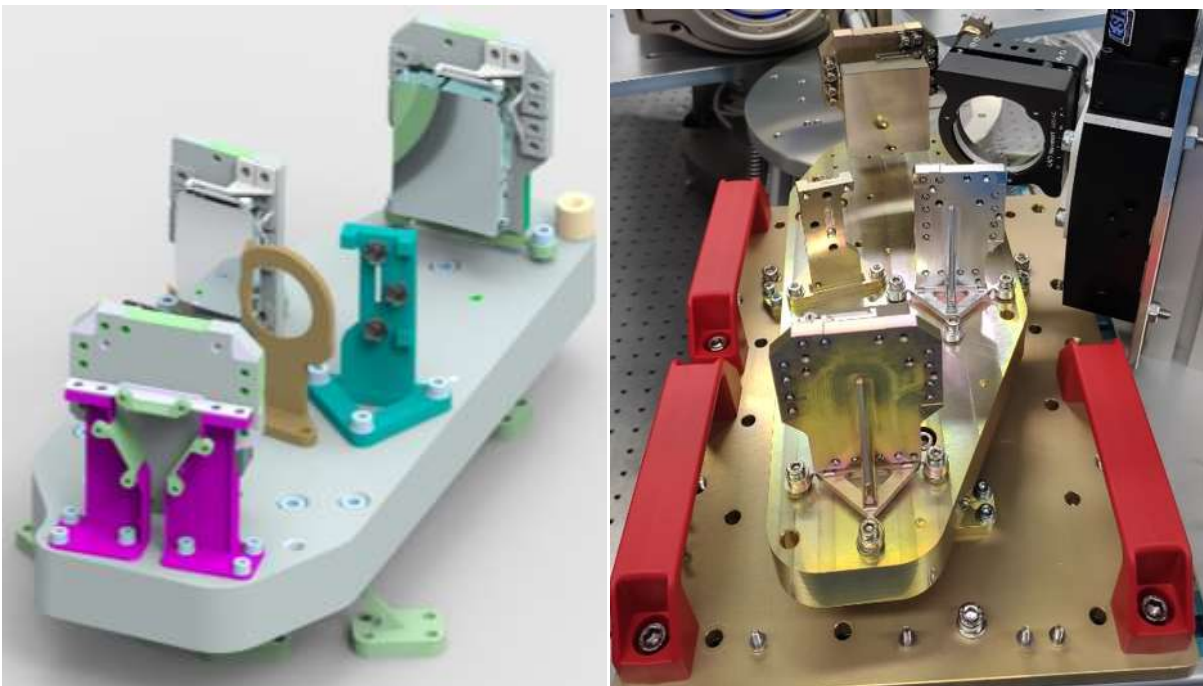


DETECTOR WSO



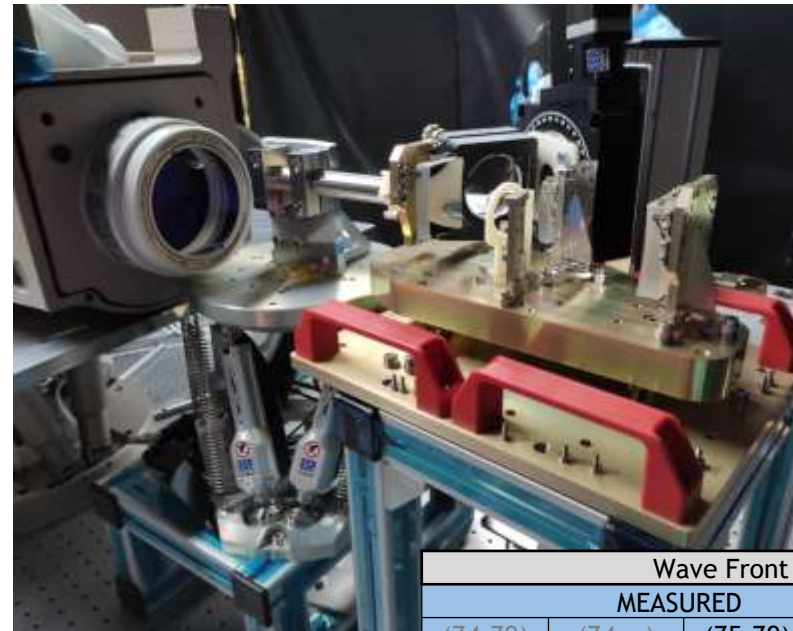
Objetivo: Desarrollo interno telescopio TMA

- Ópticas convencionales
- Ángulo FoV ± 10 arcdeg
- Distancia focal: 50 mm
- Validar el proceso de alineado
- Validar diseño monturas ópticas



Resultados de alineado

- Alinear la posición del M2 en 3 iteraciones
- Desviación de 6 nmRMS con respecto a los análisis (errores fabricación ópticas)



	Wave Front Error [nmRMS]					
	MEASURED				OBJECTIVE	DESVIAC.
	(Z4-Z9)	(Z4-...)	(Z5-Z9)	(Z5-...)	(Z5-...)	(Z5-...)
Field 1	19	42	19	42	36	6
Field 2	57	74	21	51	47	4
Field 3	34	58	15	49	41	8
Field 4	42	51	24	7	41	-4
Field 5	52	61	23	39	47	-8
Worst Field	57	74	24	51	47	8

Misiones de exploración



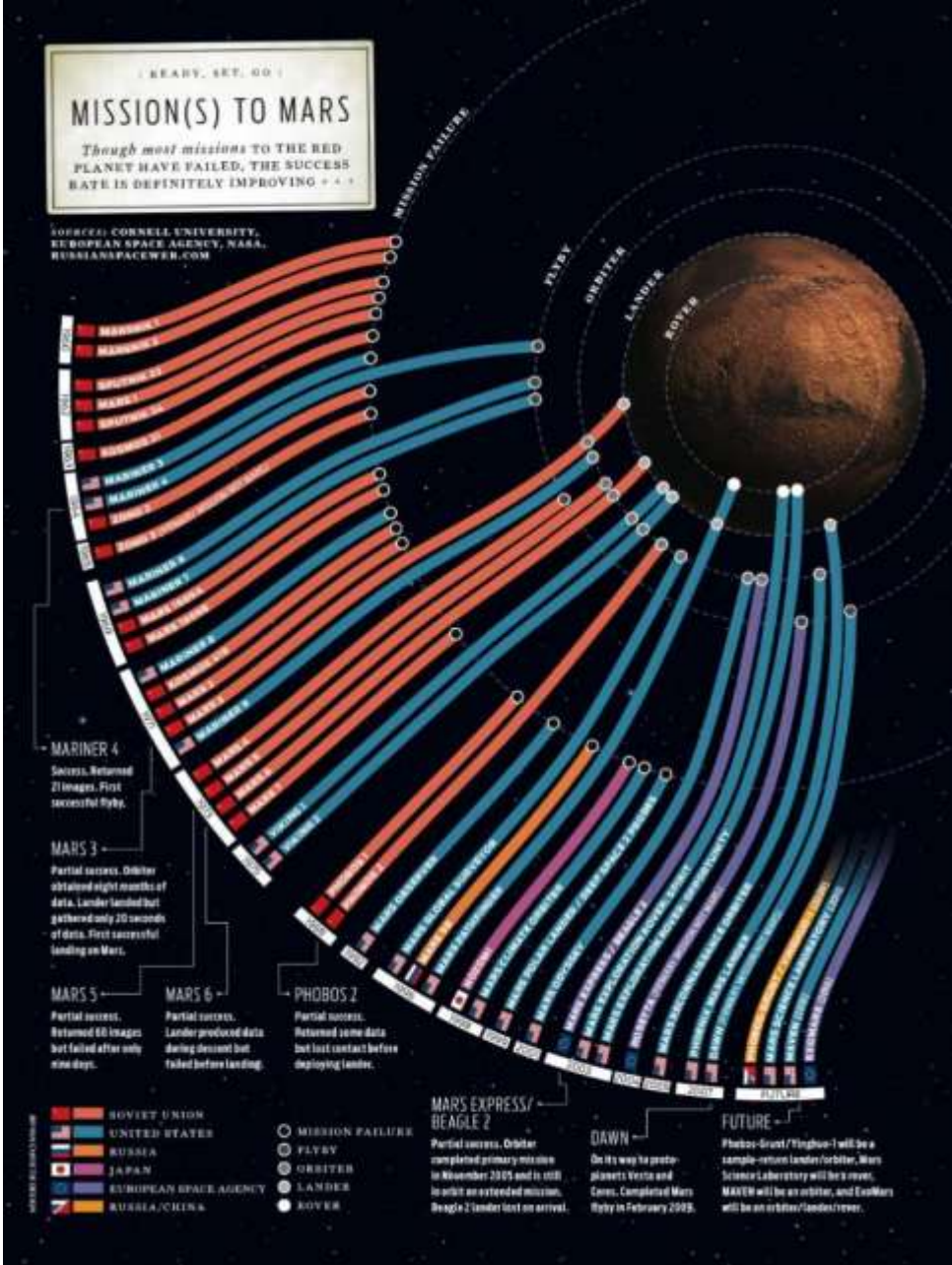
Mars exploration summary

- Primera mission en Marte: Mars 3 (USSR)



- 60 años de misiones. Curva de aprendizaje dura

	Failure	Partial	Success	Ongoing	Total
USSR	14	1	2		17
Russia	1				1
Russia/China	1				1
US	6		16	1	23
ESA		1			1
ESA/Russia		1			1
China				1	1
Japan	1				1
India			1		1
Emirates			1		1
	23	3	20	2	48

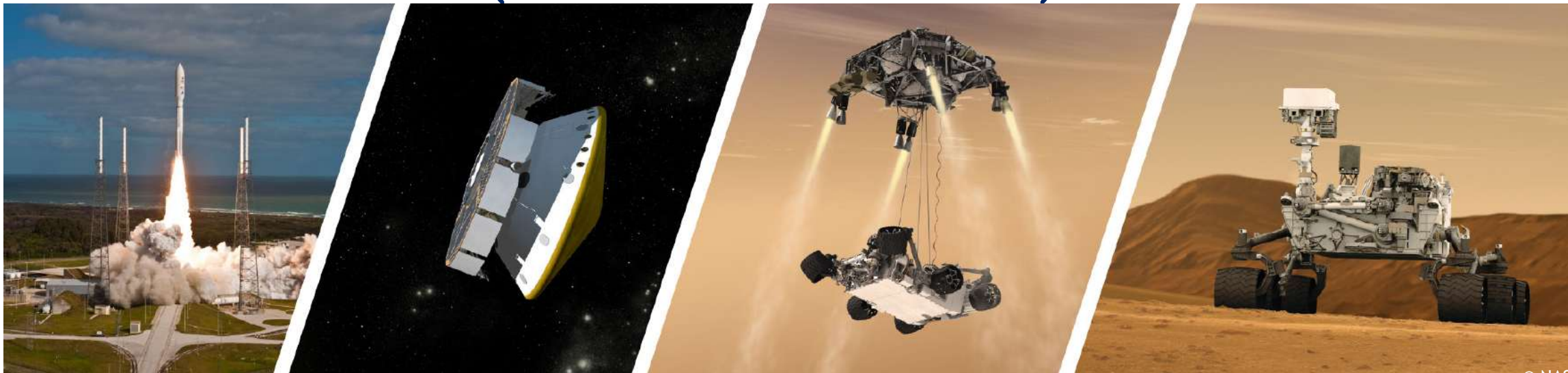


Retos tecnológicos para misiones tripuladas y robóticas

Área	Reto tecnológico
Masa puesta en Marte	Elevada cantidad de combustible para escapar de la Tierra y para la inserción en órbita marciana.
Oportunidades de misión	Cada ~2.2 años para limitar el combustible y duración del vuelo interplanetario
Operaciones	Aerofrenado y aerocaptura son necesarios para ahorrar combustible
Propulsión	En el límite para misiones robóticas. Múltiples lanzamientos para misiones tripuladas
Comunicaciones	La señal de Tierra a Marte y viceversa tarda entre 4 y 24 minutos según la época. Uso de satélites de apoyo.
Potencia	Limitada radiación solar. El ambiente frío y polvoriento no ayuda.
Sistemas de control	Autonomía en múltiples fases debido al retraso en las comunicaciones
Movilidad	Orografía compleja: montañas, cañones, depresiones, rocas, dunas
Entrada, Descenso y Aterrizaje	Protección térmica debido al rozamiento atmosférico. Sistemas de descenso y aterrizaje sobredimensionados por la fina atmósfera
Habitabilidad	Atmósfera no respirable, radiación solar y baja gravedad



Misión Mars 2020 (Perseverance rover)



LAUNCH

- Atlas V 541 Rocket
- Period: Opens Jul 17, 2020

CRUISE/APPROACH

- ~7 month cruise
- Arrive Feb 18, 2021

ENTRY, DESCENT & LANDING

- MSL EDL System: guided entry, powered descent, and sky crane
- Augmented by **range trigger**: 16 x 14 km landing ellipse
- Augmented by **Terrain Relative Navigation (TRN)**: enables safe landing at a greater number of scientifically valuable sites
- Access to landing sites $\pm 30^\circ$ latitude, ≤ -0.5 km elevation
- Deliver a 1050 kg rover

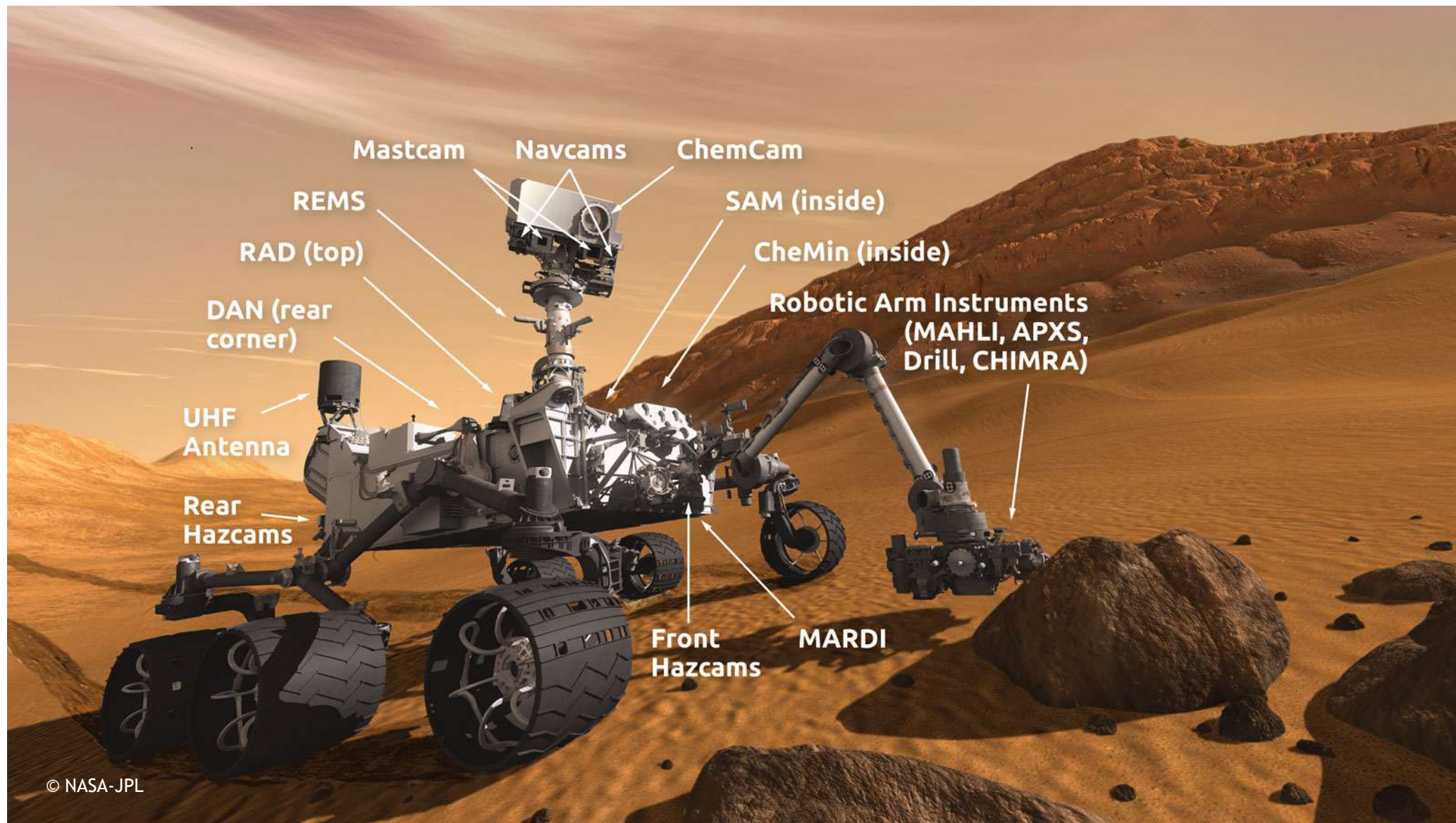
SURFACE MISSION

- Prime mission of 1.5 Mars years
- 20 km traverse distance capability
- Seeking signs of past life
- Returnable cache of samples
- Prepare for human exploration of Mars

El Sistema de Entrada, Aterrizaje y Descenso: 18 Feb 2021



Instrumentación Perseverance

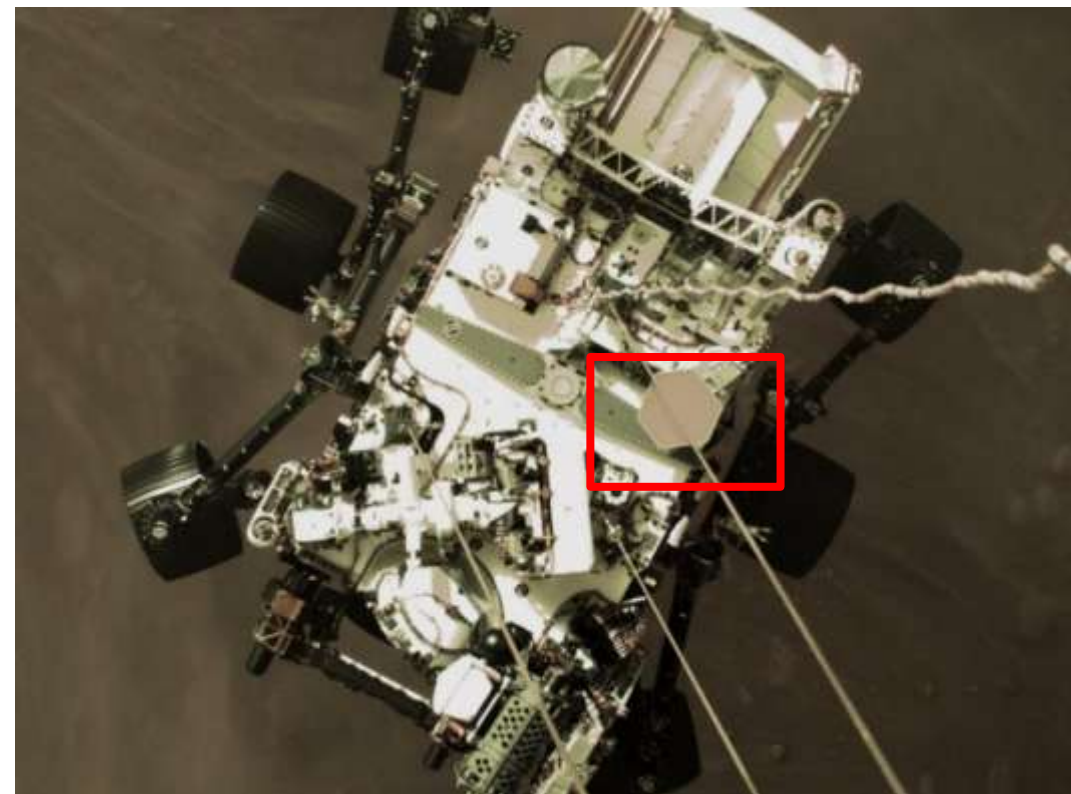


Curiosity / Perseverance High Gain Antenna

- SENER entregó Mars 2020 High Gain Antenna Gimbal a JPL en Feb2019.
- SENER también entregó High Gain Antenna Gimbal to JPL para el Curiosity Rover (Mars Science Laboratory Mission) en 2010.



MSL - Curiosity HGA

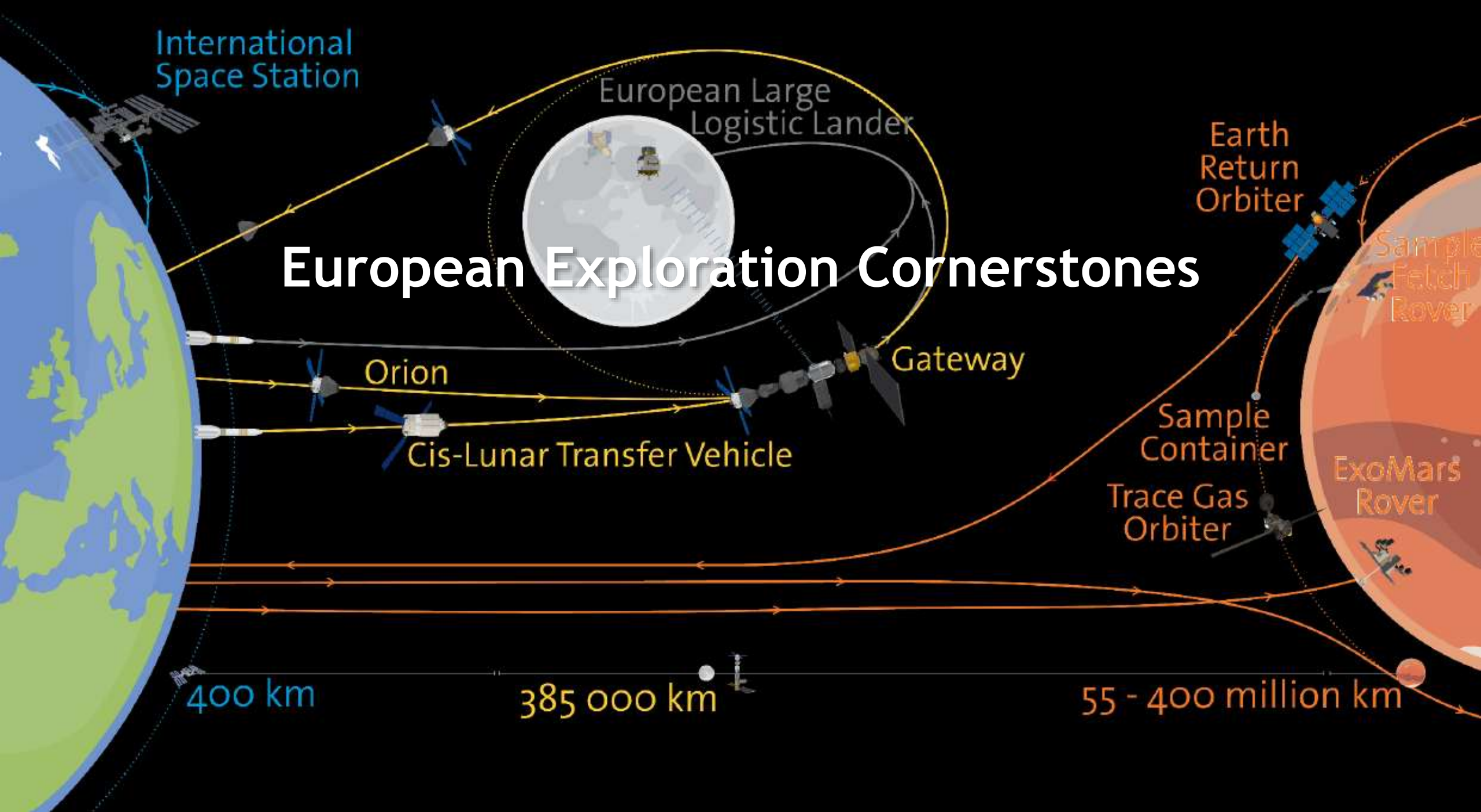


Mars 2020 - Perseverance HGA

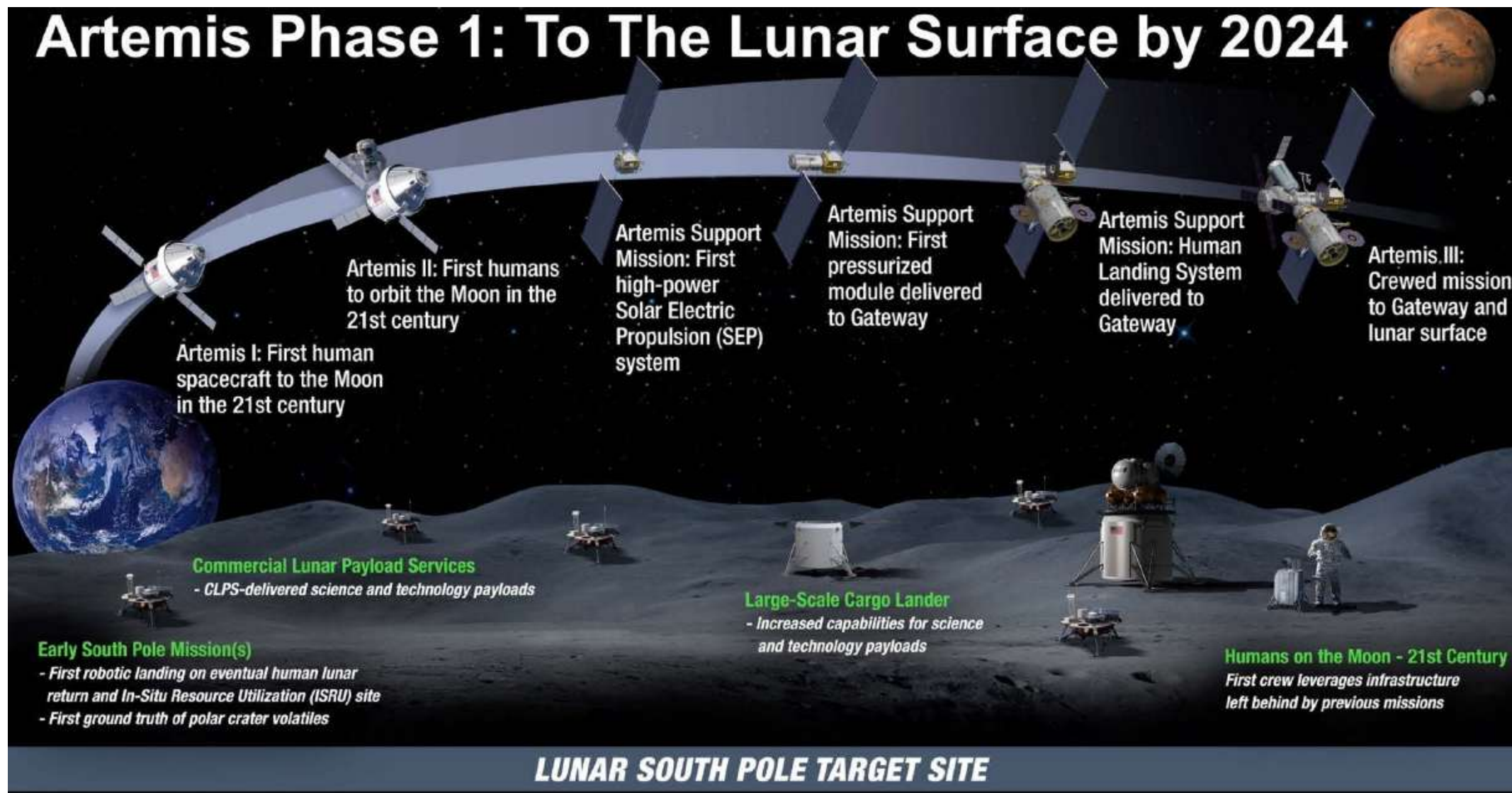
A composite image featuring the planet Mars on the left and the Moon on the right, set against a solid black background. Mars is a reddish-orange sphere with visible surface features like darker patches and a prominent equatorial band. The Moon is a large, grey, cratered sphere, showing its heavily textured surface with numerous craters of various sizes. The text "Futuras misiones de exploración" is centered over the image in a white, bold, sans-serif font.

Futuras misiones de exploración

European Exploration Cornerstones



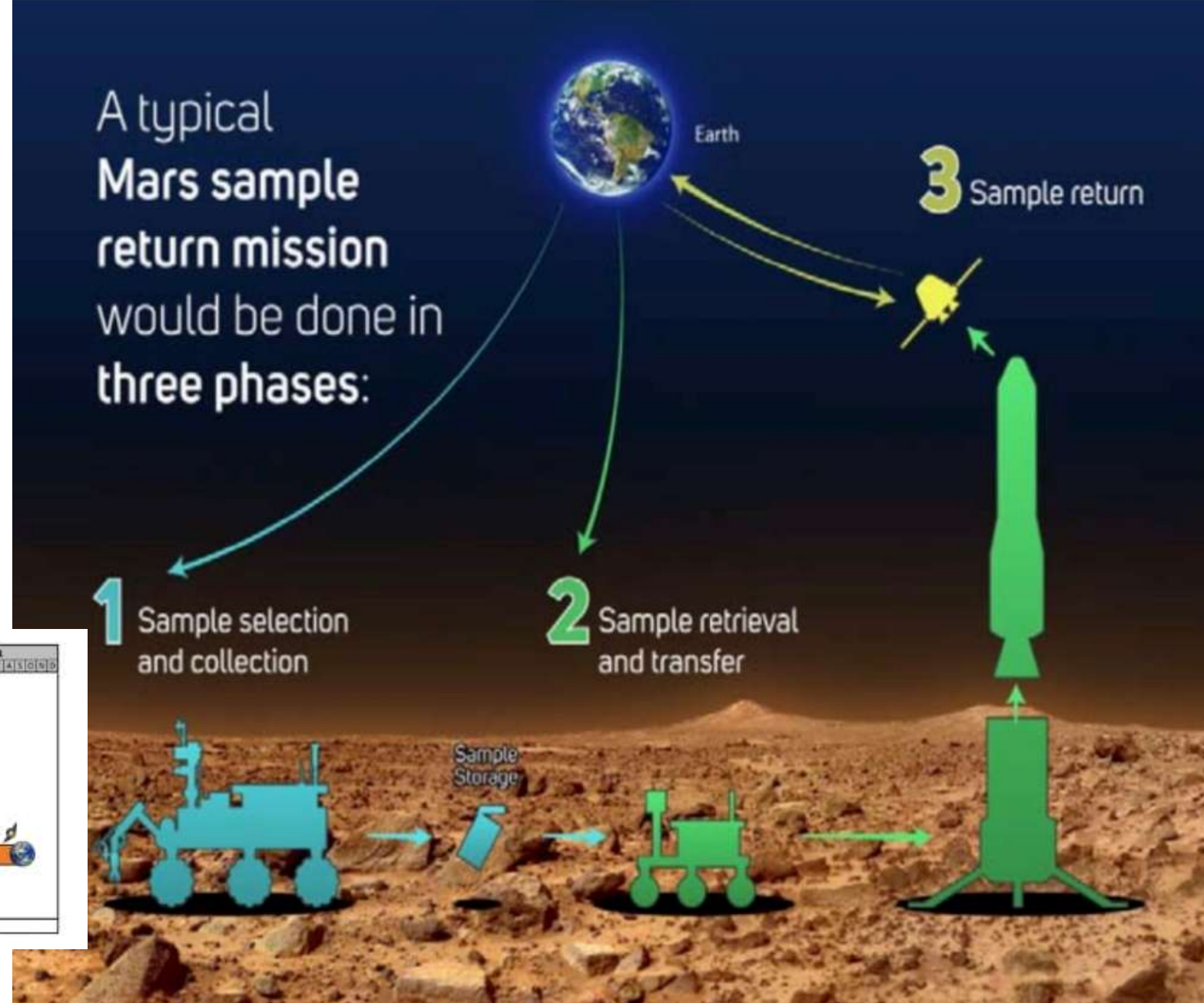
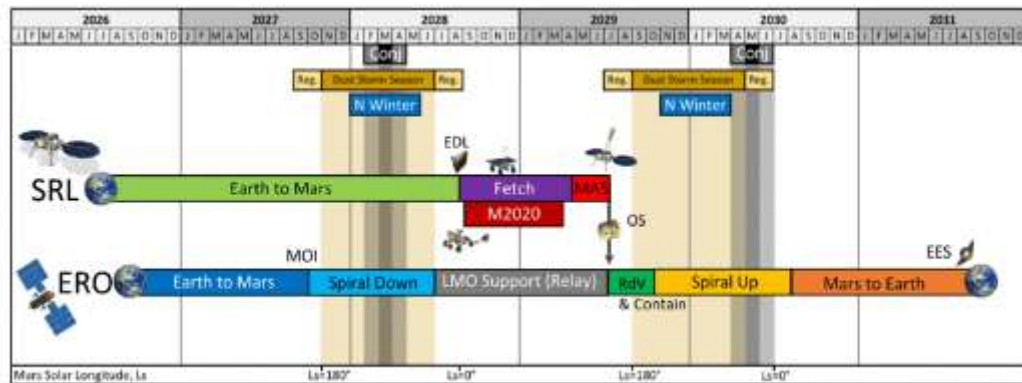
Exploración Lunar



Mars Sample Return

4 misiones de vuelo separadas:

- Perseverance
- Sample Fetch Rover
- Ascent vehicle and launch pad
- Earth Return Orbiter
 - Captura la muestra
 - Retorno de capsule a la Tierra



Retos tecnológicos Lunares

- Comunicaciones / Volumen de datos.
- Necesidad de un GPS Lunar.
- Gradiente de temperatura ($\pm 180^{\circ}\text{C}$) y tiempo a baja temperatura (cara oculta 14 días).
- Polvo Lunar: mecanismos, ópticas y electrónicas.
- Fabricación (ISRU) robótica /aditiva: obtener una buena parte de recursos (combustible, agua, oxígeno)
- Construcción de hábitats sostenibles.
- Explotación comercial de recursos lunares.





Gracias...
preguntas?

A NEW ERA FOR HUMAN
SPACEFLIGHT AND EXPLORATION

#Inspiration4