



UCM - 25 Nov 2025

# Instrumentación Espacial Joan Manel Casalta

# Agenda



Introducción al Sector Espacial - Instrumentación



Instrumentación en misiones de Ciencia



Instrumentación en Observación de la Tierra



Experimentos en vuelos habitados



Desarrollo Instrumentación Científica



Futuros proyectos de instrumentación. Exploración

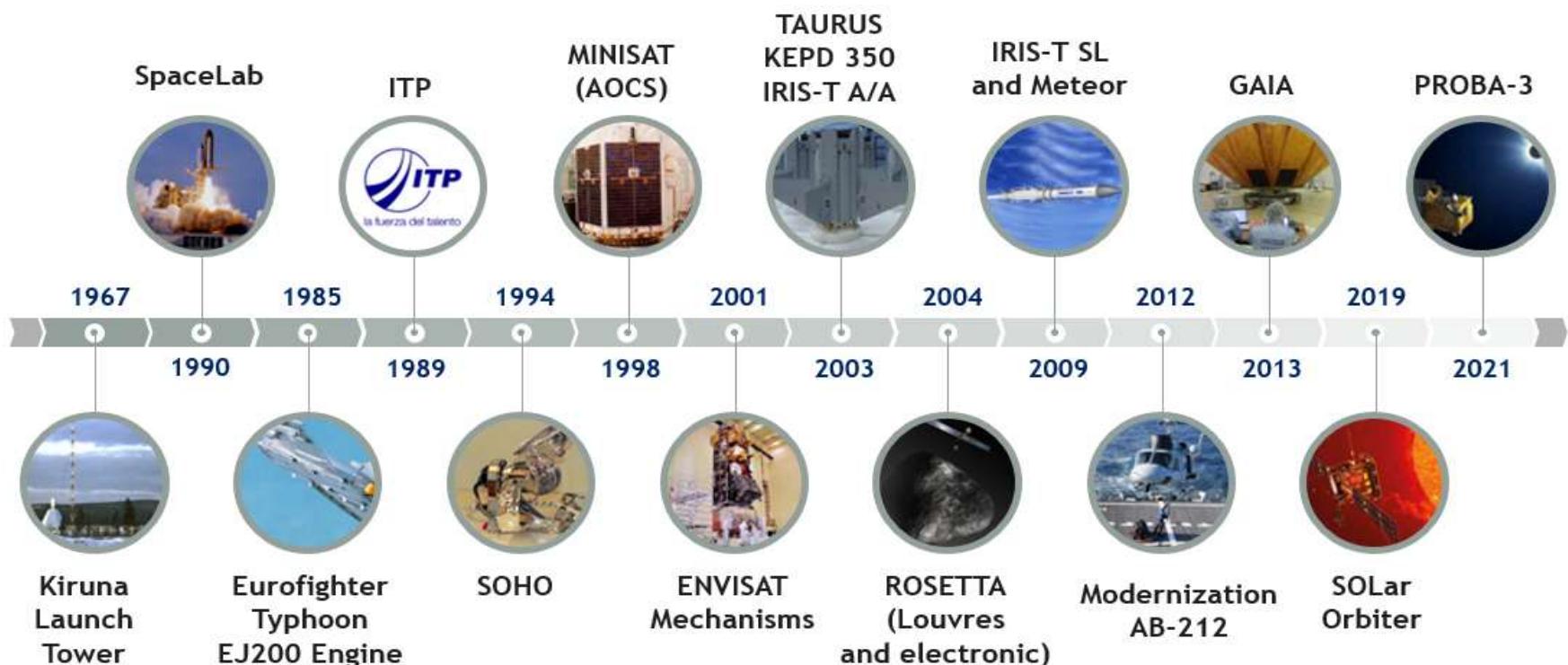


# SENER Aeroespacial

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



SPACE RIDER



NAVIGA



EUCLID AOCS



# Sector Espacial



Fuente: TEDAE



# Sector Espacial

## Principales cifras espacio e España

Innovación  
21%  
de la facturación

PIB Industrial  
0,9%  
del total

Productividad  
2,5 veces  
de la media de la industria

4.980  
Empleos directos

**80%**  
de exportación  
sobre facturación

### Facturación



**1.065** millones  
de euros

### Distribución por segmentos



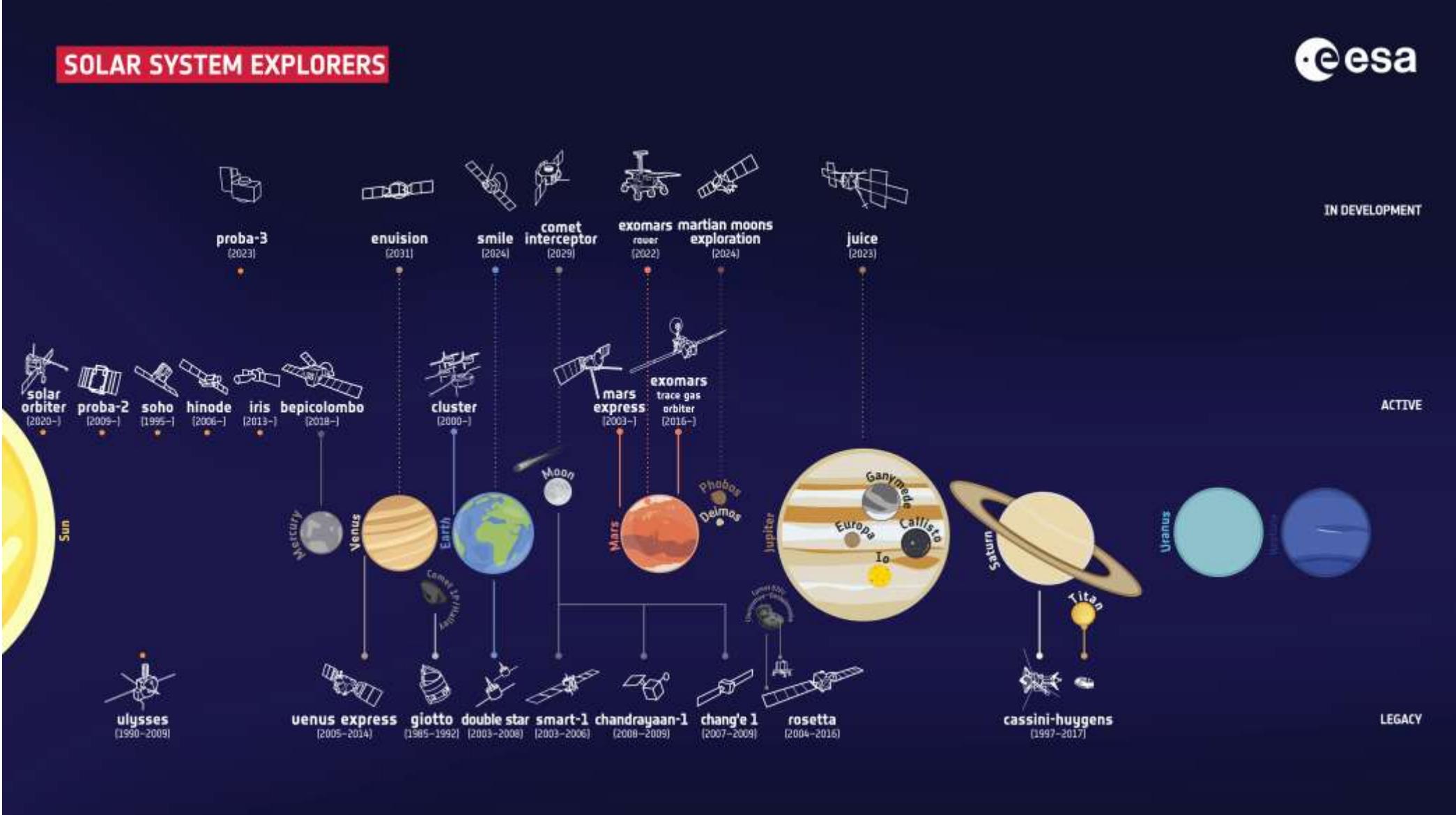
Fuente: TEDAE



# Misiones de Ciencia

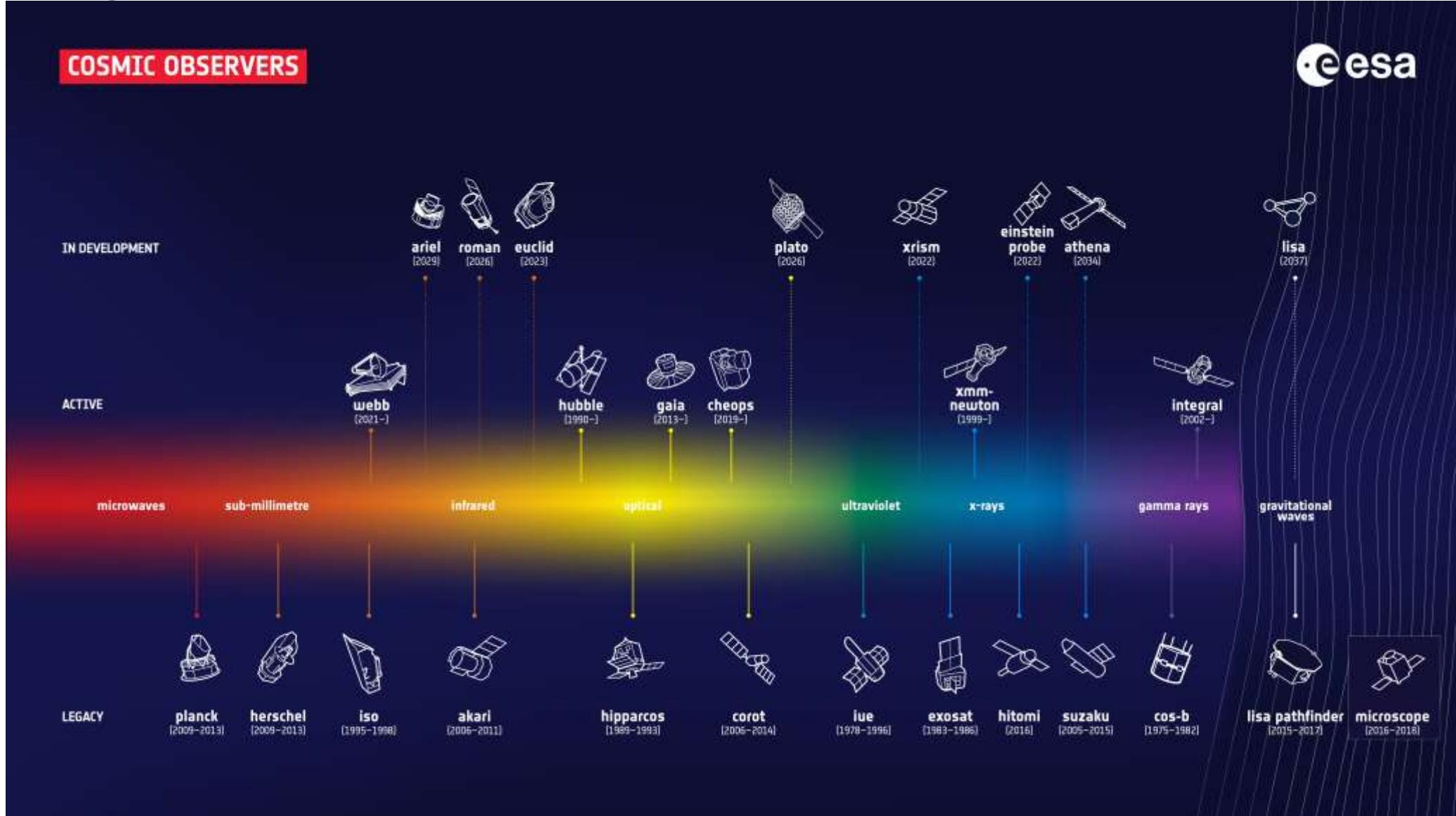


# Programa Científico



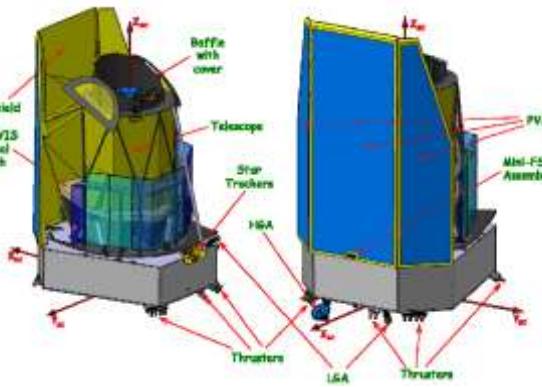


# Programa Científico

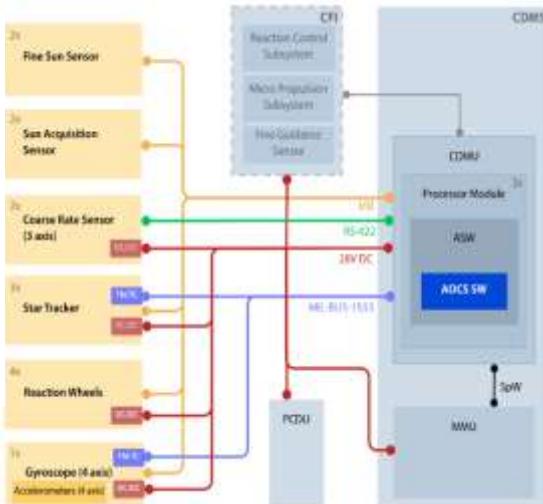




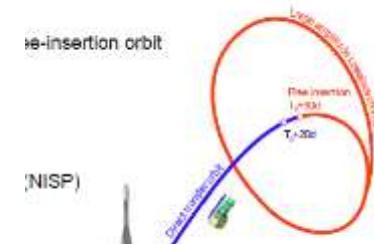
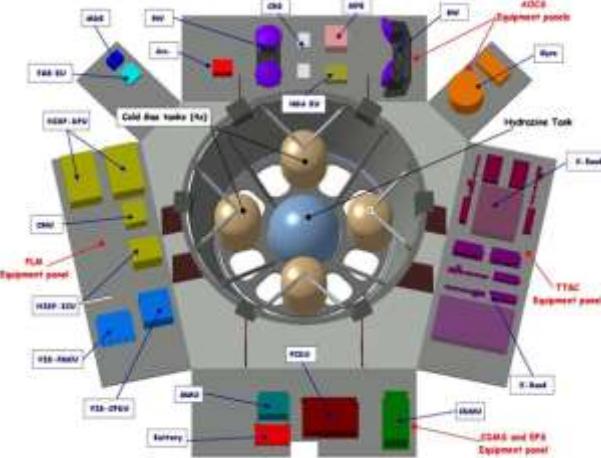
# Programa Científico - Euclid AOCS



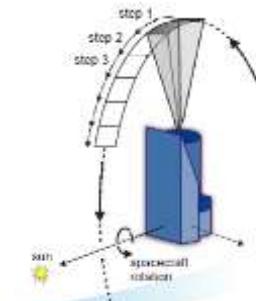
## EUCLID Satellite and Payload



## High accuracy AOCS



## L2 Lagrangian point orbit



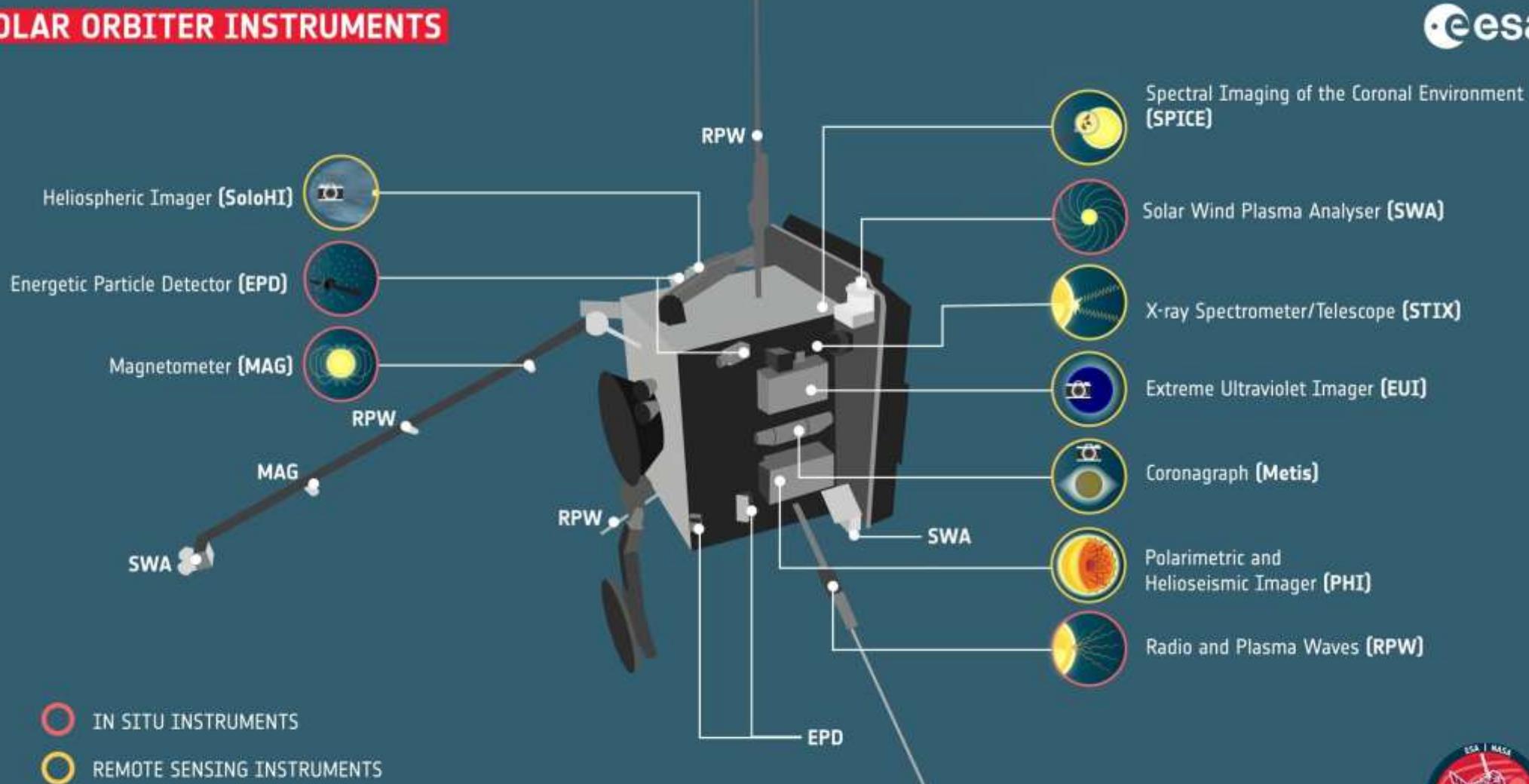
## Step and stare observation mode



# Programa Científico - Solar Orbiter



## SOLAR ORBITER INSTRUMENTS



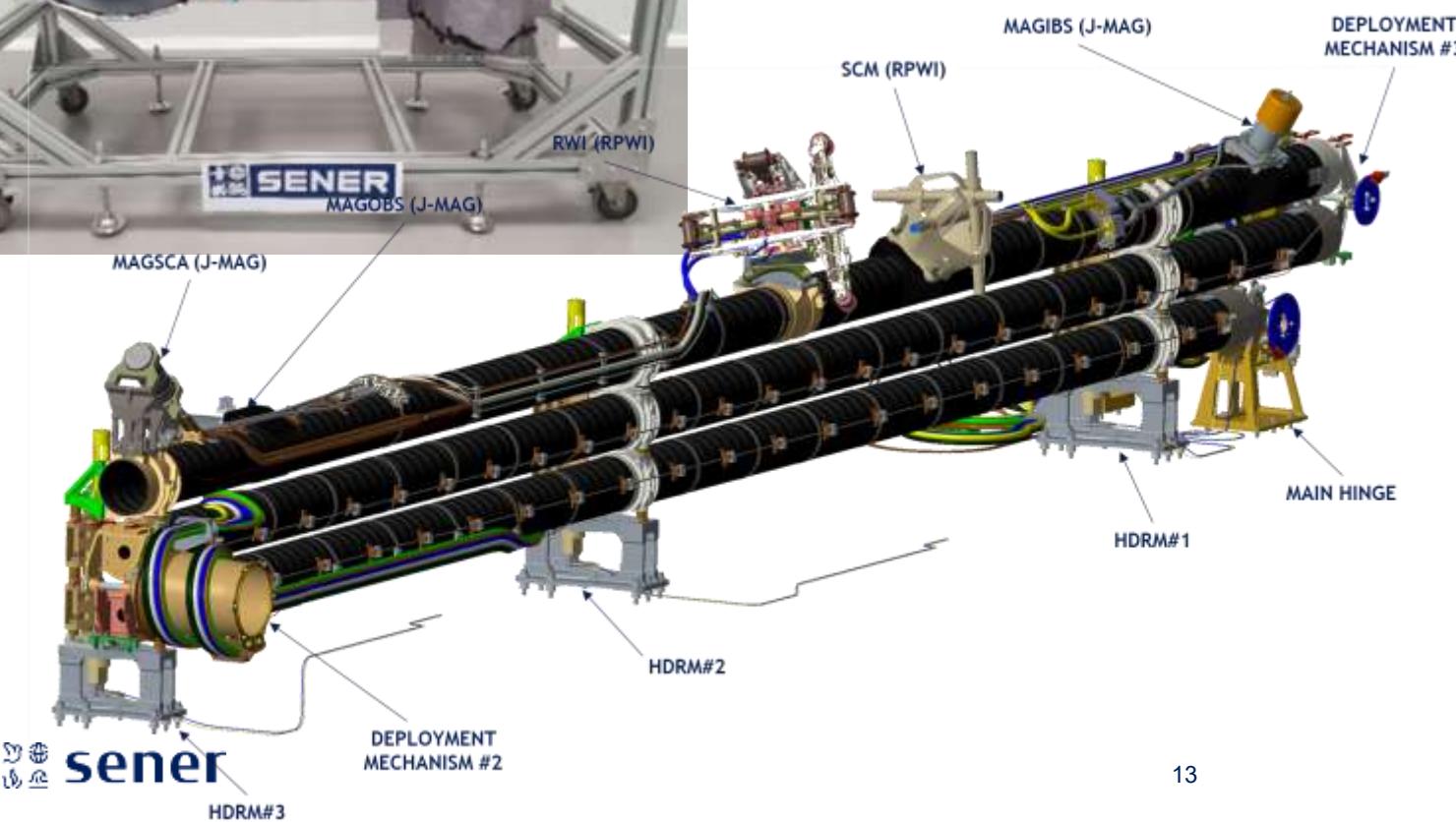
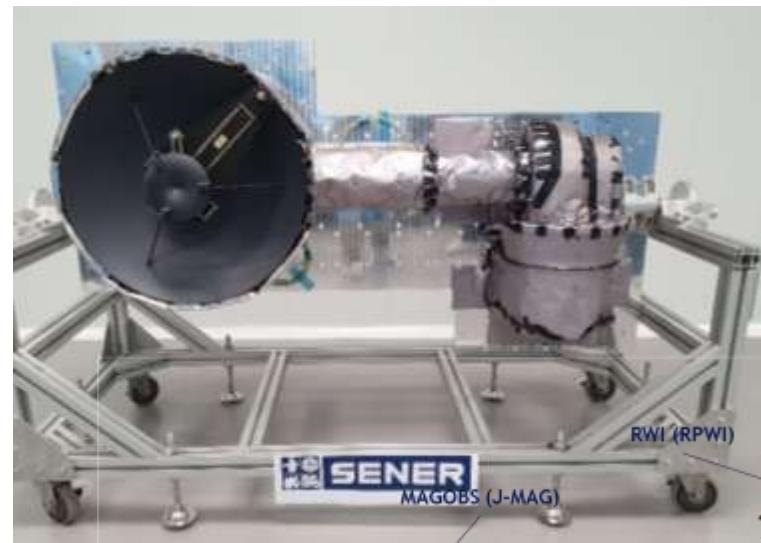


# Programa Tecnológico - Proba 3





# 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 + electonicas
  - GALA Fuentes de alimentación



Space

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

sener

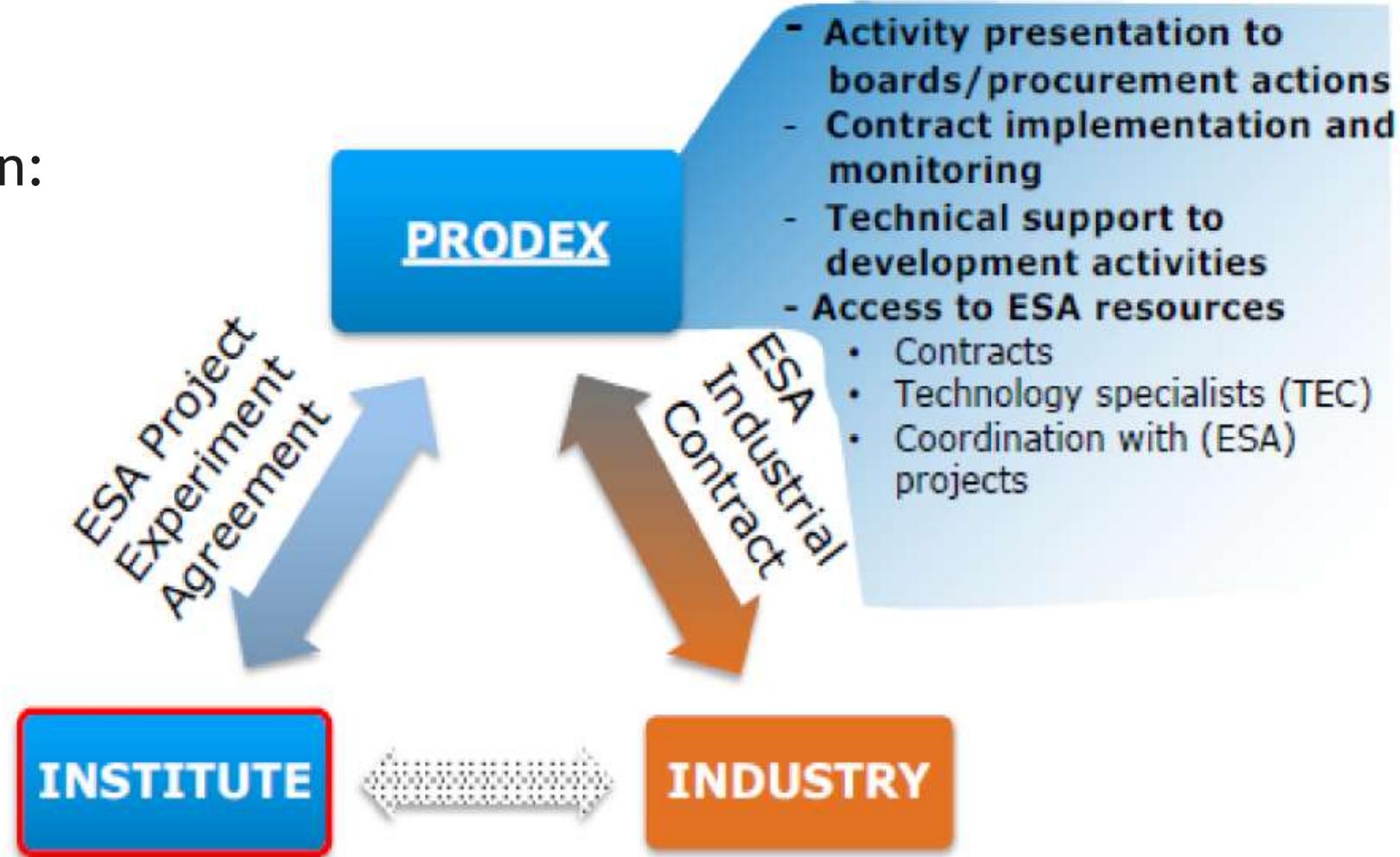
© Airbus



# Payloads: colaboración Industria - Institutos

Financiación / Colaboración:

- Via Plan Nacional
- PRODEX desde 2021

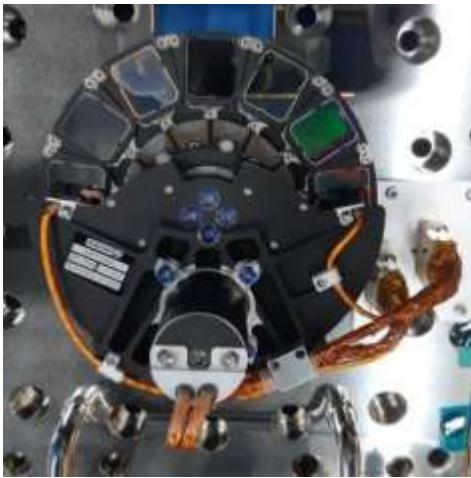




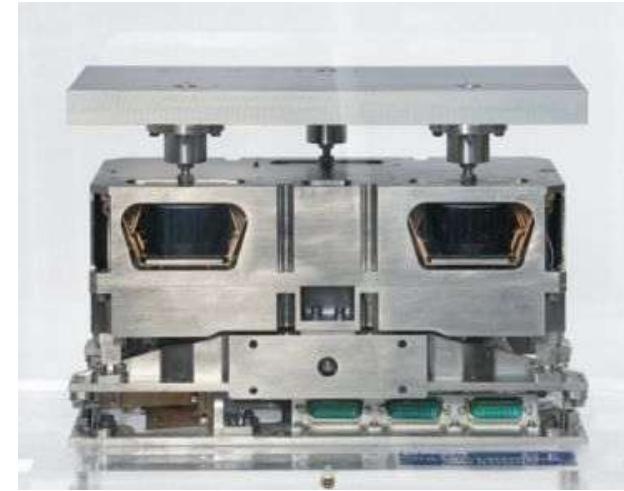
# Programa científico - Componentes para instrumentación



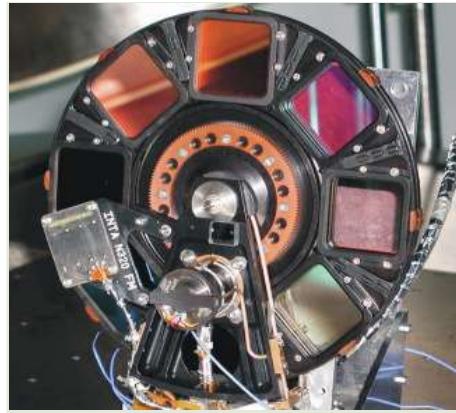
LOFT/ WFM Collimator, Mask  
& Detector Tray



JUICE Janus Filter Wheel



GAIA / EUCLID / ARIEL  
M2M Mechanism

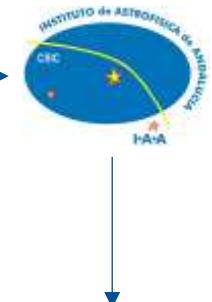
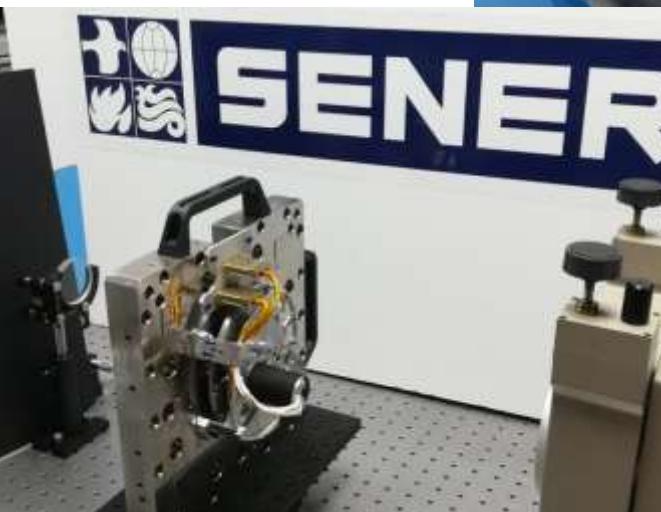


Filter Wheel for NAC Camera (Rosetta satellite)



# Juice Misión: JANUS FWM Consorcio

- JANUS cámara óptica a bordo de JUICE (JUpiter 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)

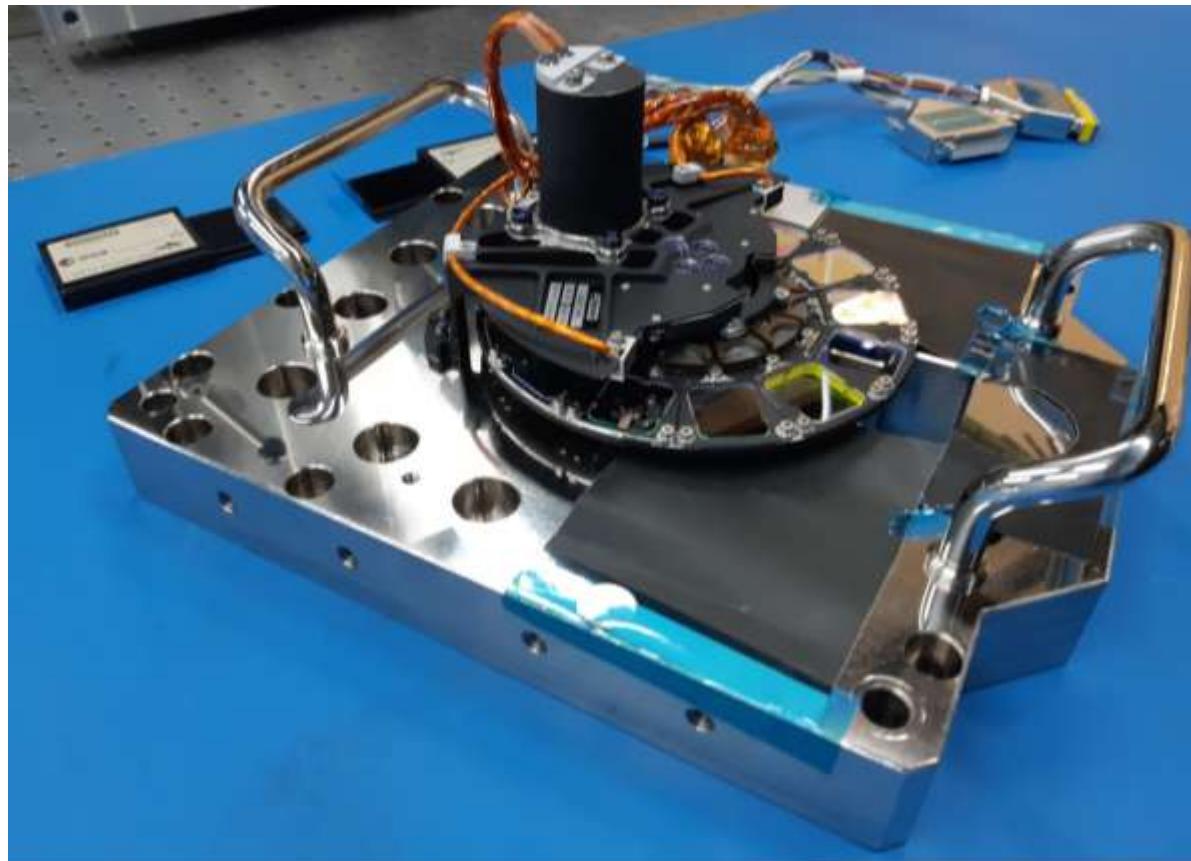




# JANUS FWM: Requisitos

Requisitos de diseño:

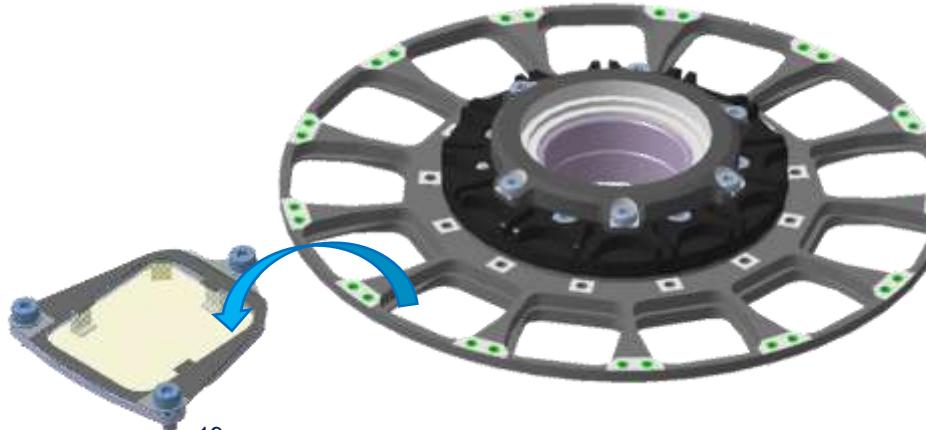
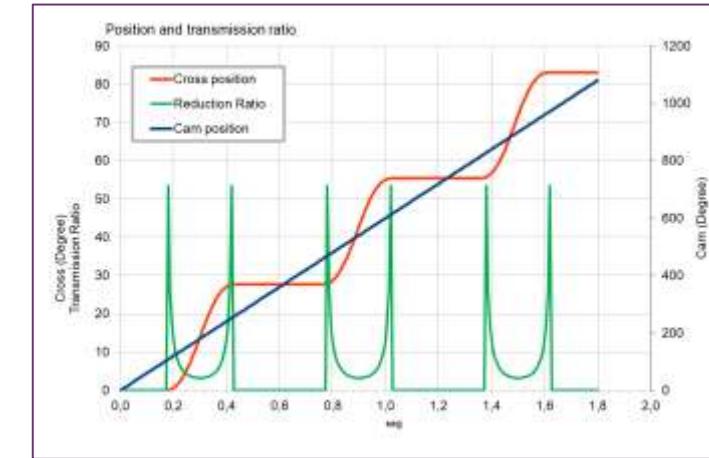
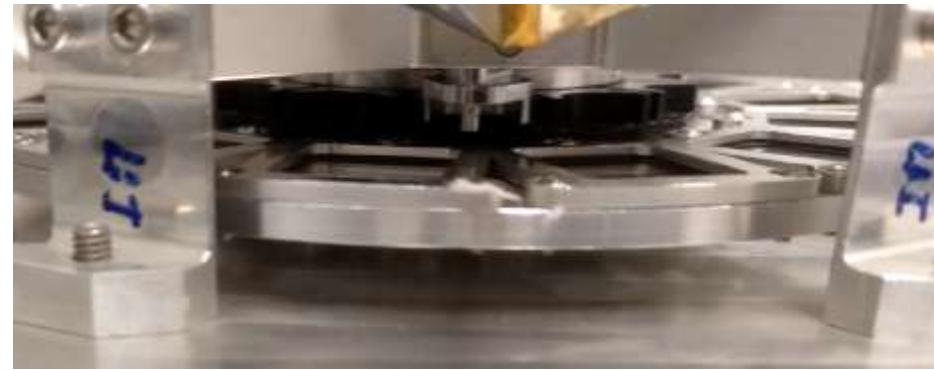
- Masa and volumen
  - <800g
  - <6,4x10<sup>-4</sup>mm<sup>3</sup>
- Requisitos ópticos:
  - Tilt accuracy < 50arcsec
  - Tilt stability < 140arcsec
  - Optical quality degradation <0,2 fringe (<110nm)
  - Transmitted WFE 50nm
  - FWM interface surfaces within 20µm planarity
- Tiempo de intercambio (inc. estabilizacion)
  - <4s peor caso
  - 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

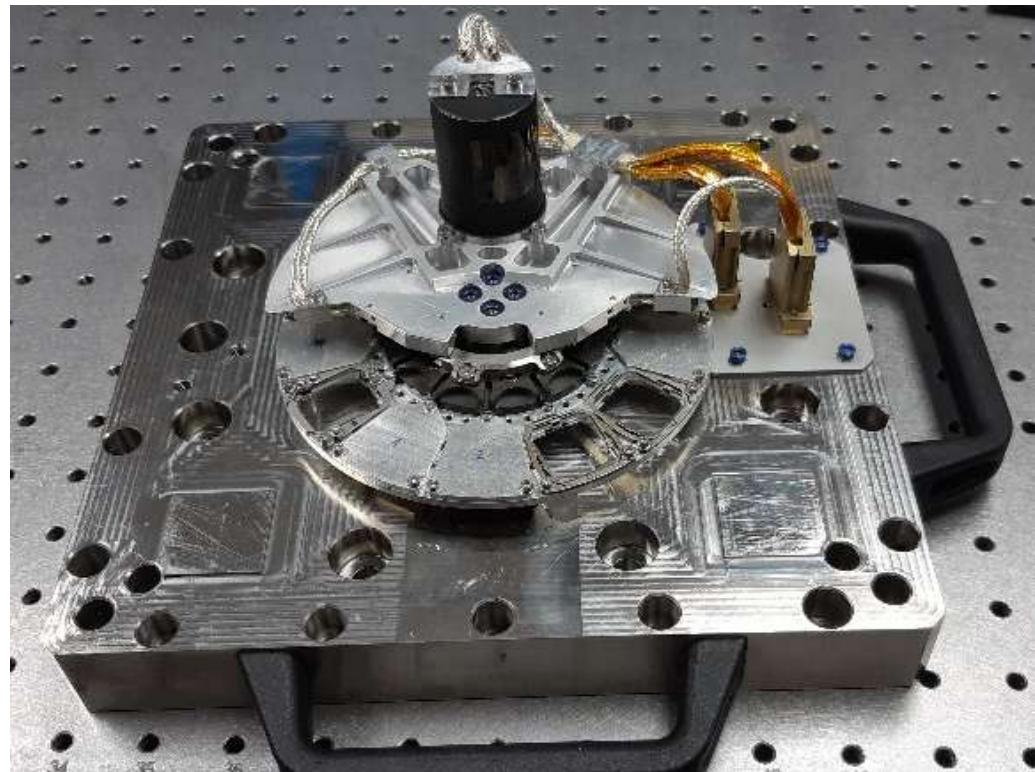




# JANUS FWM: Modelo de Calificación

Diferencias respecto al Model 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



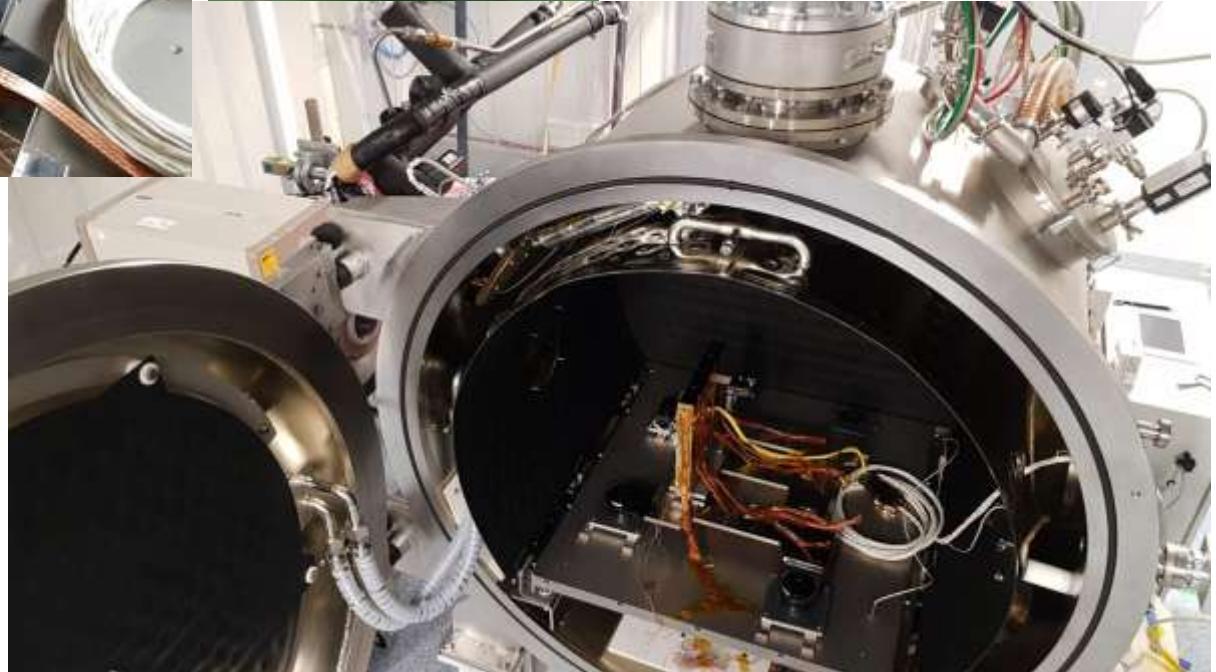
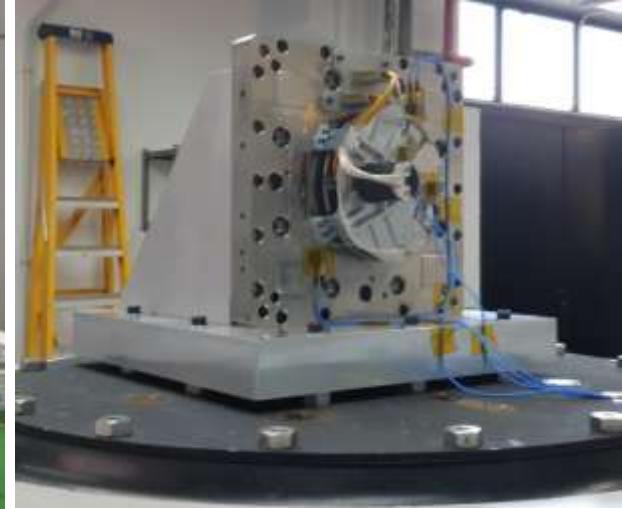
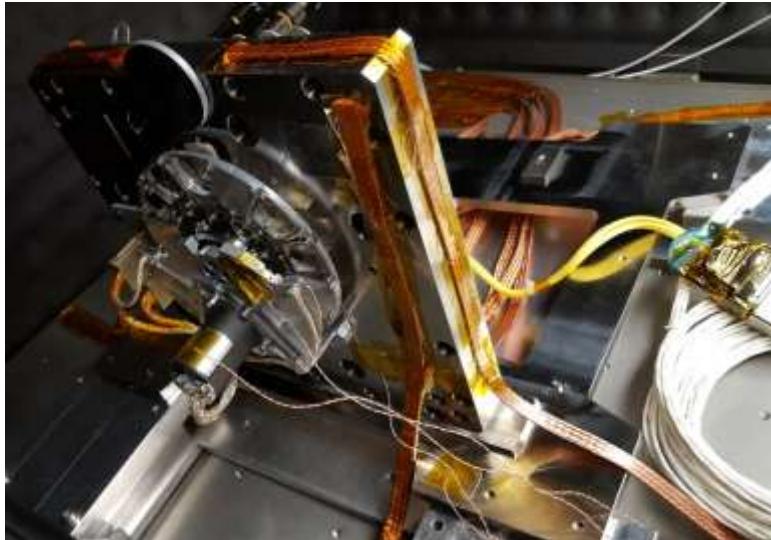


# JANUS FWM: Modelo de Calificación

## Testing (1/2)

Tests realizados:

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



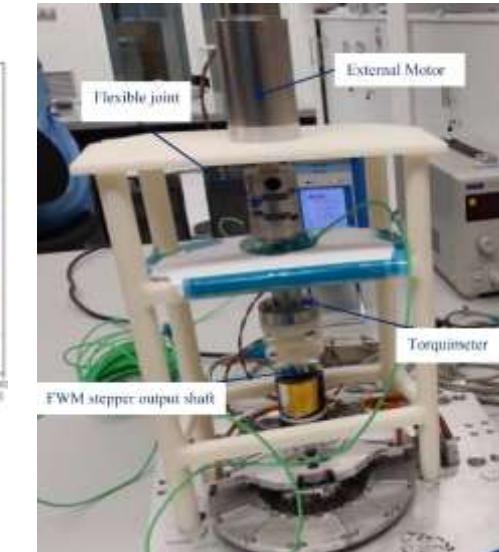
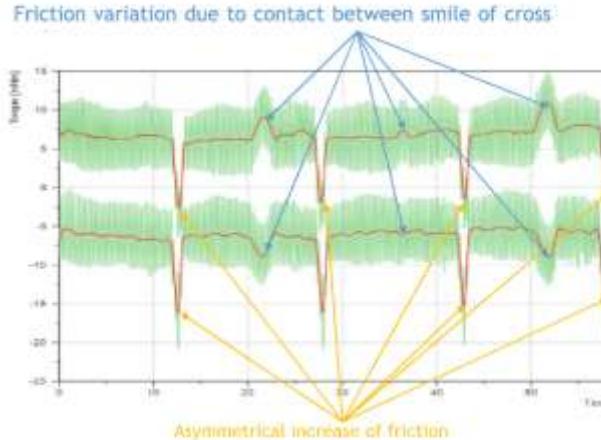
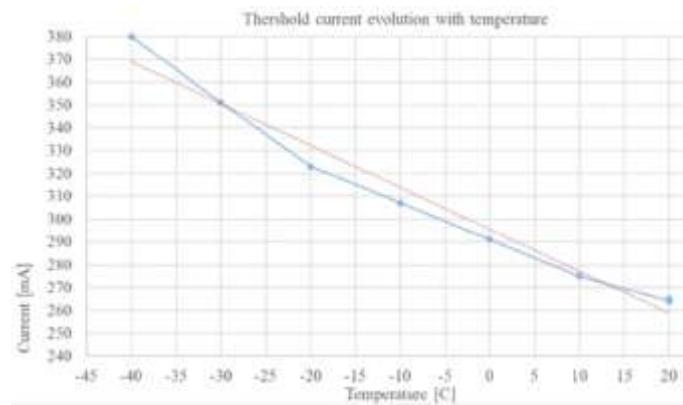


# JANUS FWM: Modelo de Calificación

## 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

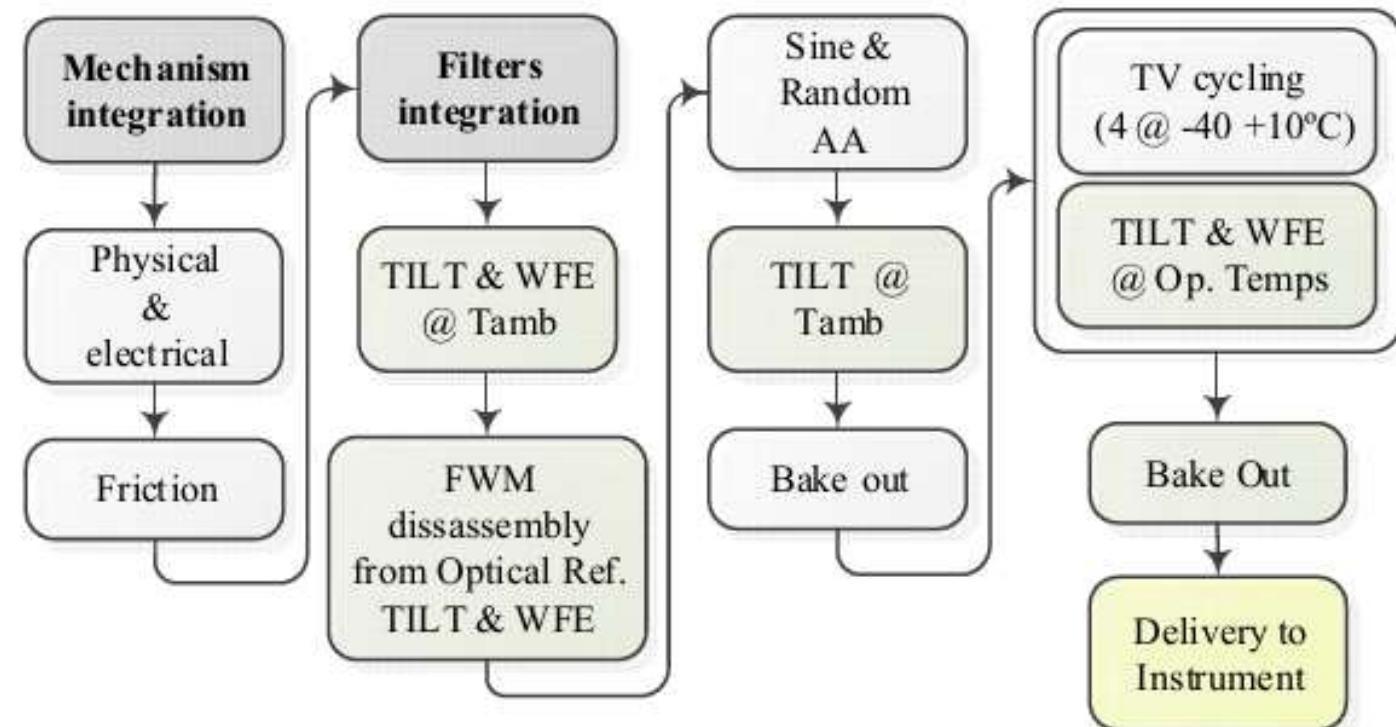
## Principales mejoras

- 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:

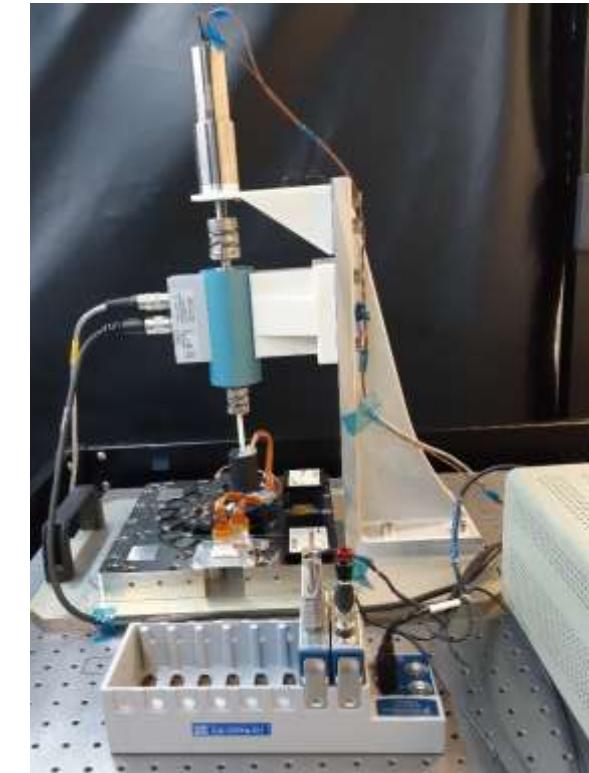
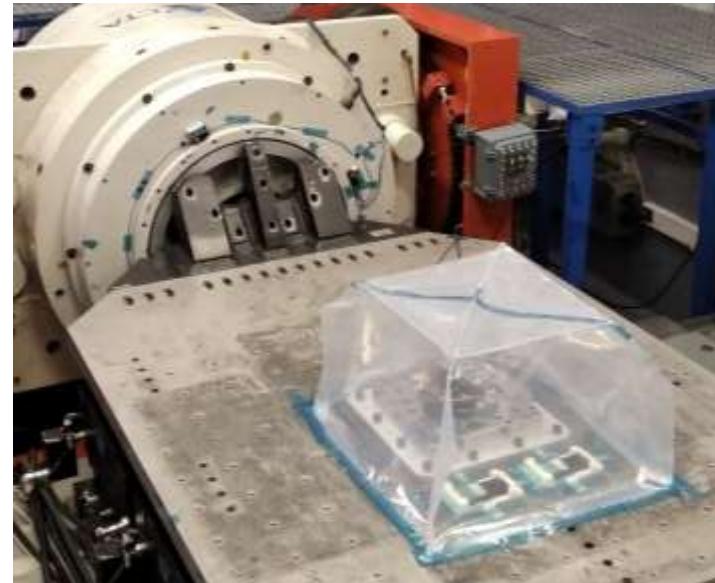
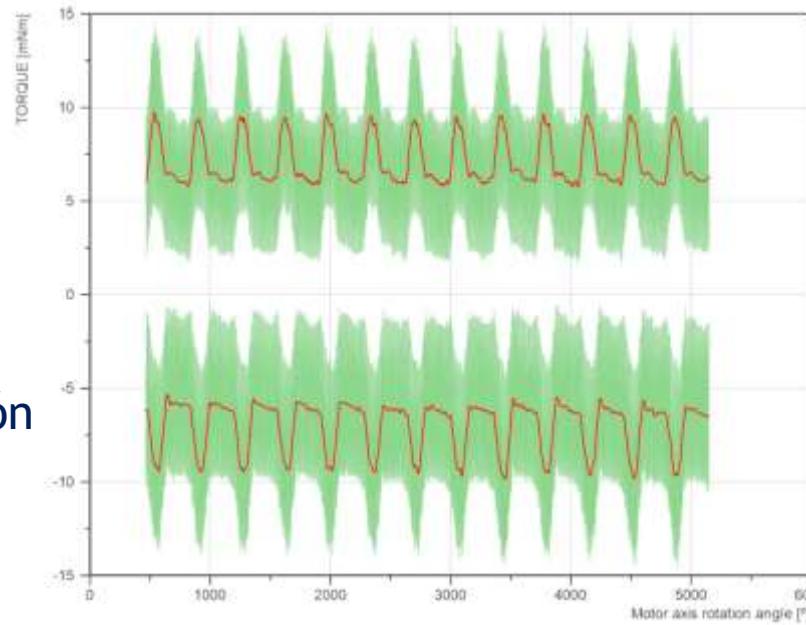
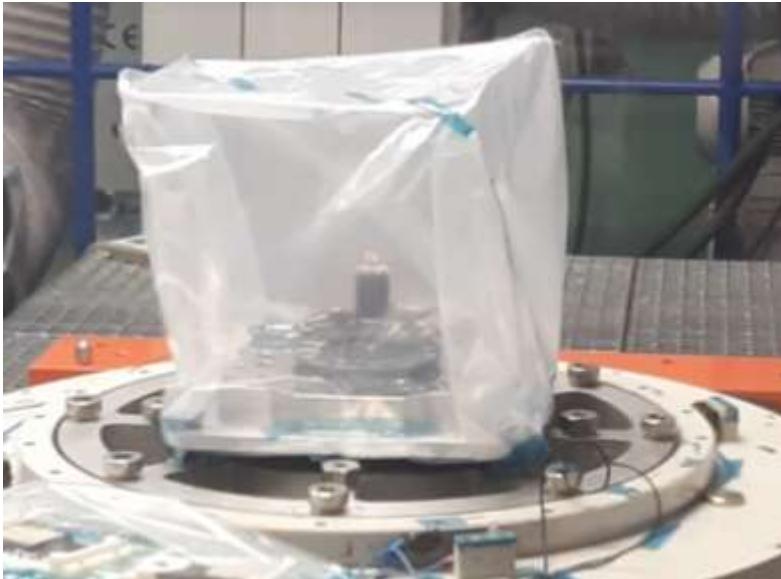




# JANUS FWM: Test FM

## Testing (1/2)

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

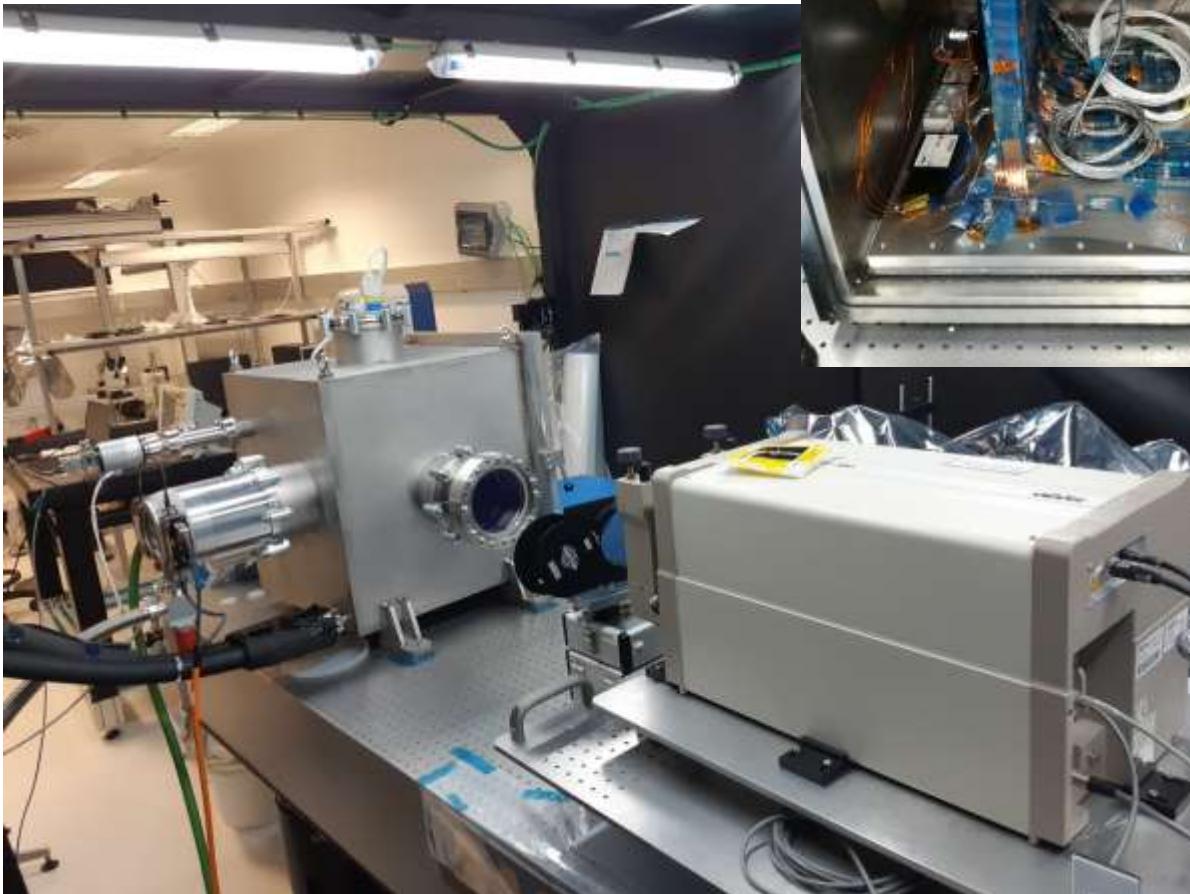
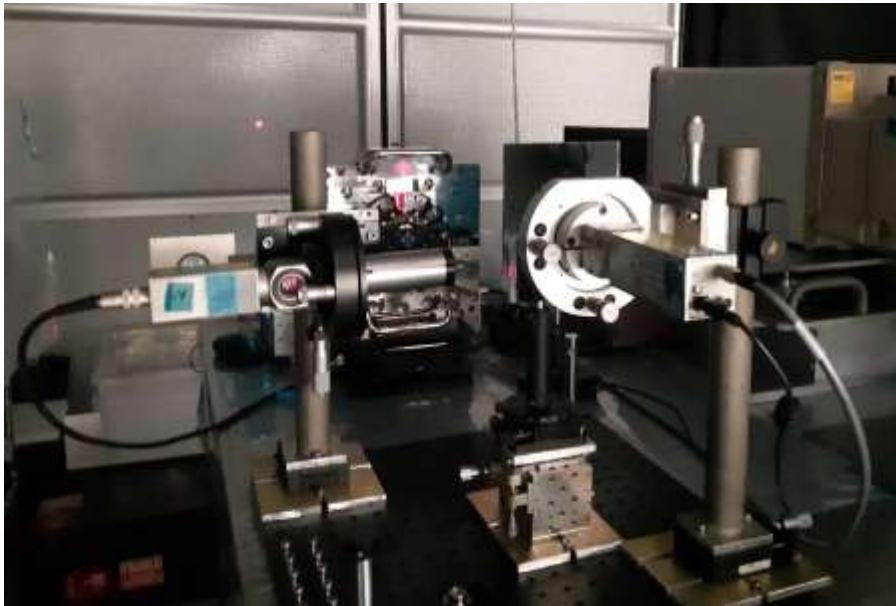




# JANUS FWM: Test FM

## 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

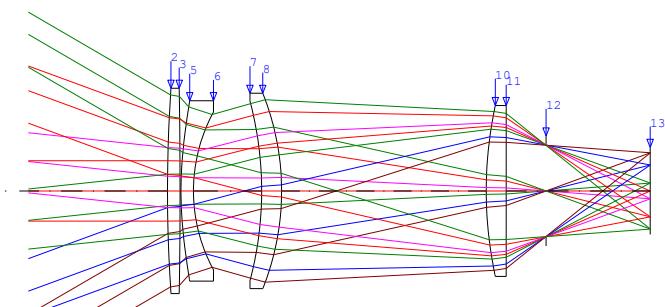
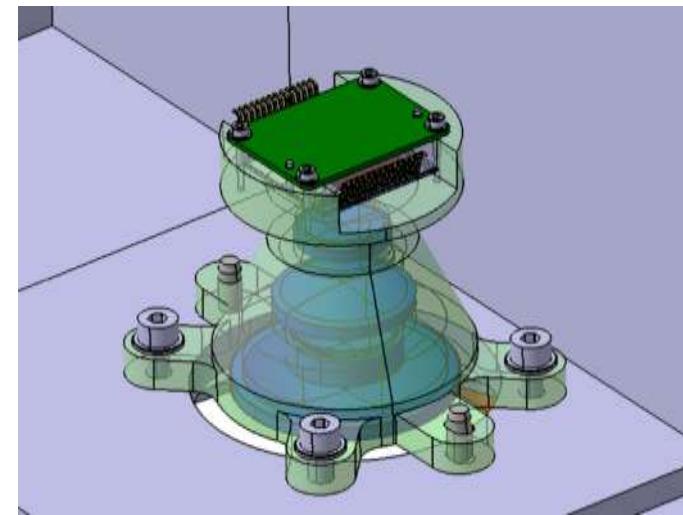
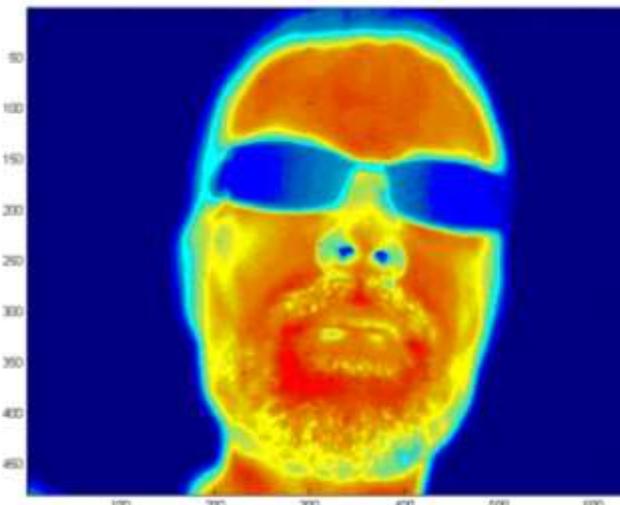




# Cámara IR JEM-EUSO

Electrónica de proximidad para microbolómetro IR (8-14  $\mu\text{m}$ ):

- Ruido eléctrico mejor que  $100\mu\text{V}$  de 1Hz a 10MHz.
- Control de temperatura del microbolómetro, de  $10^\circ\text{C}$  a  $40^\circ\text{C}$ , con estabilidad mejor que  $10\text{mK}$  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  $640\times480$  píxeles



Focal length	15 mm
F-number	1.2
Entrance pupil diameter	12 mm
FOV	$60^\circ$
Spectral band	$8 - 14 \mu\text{m}$
Total length	<110 mm
Maximum aperture	< 20 mm
Transmittance	88%
Distortion	10%

Table 9. IRCAM optical parameters

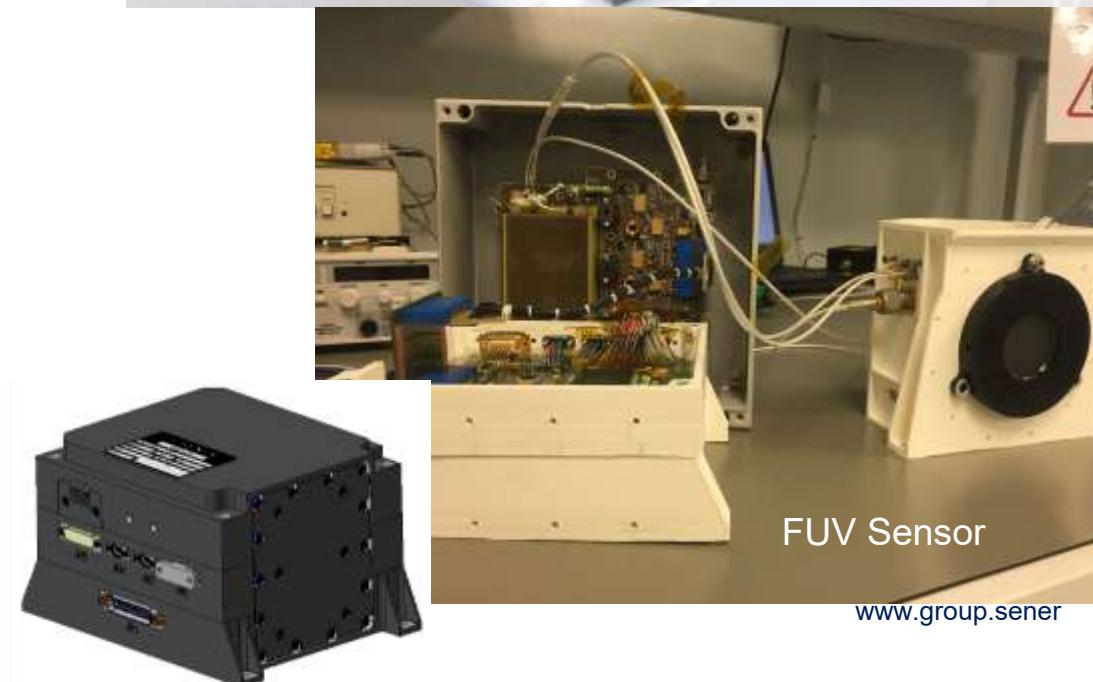


# WSO-UV (World Space Observatory - UltraViolet)

- 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 ISSIS 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)



ISSIS 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).

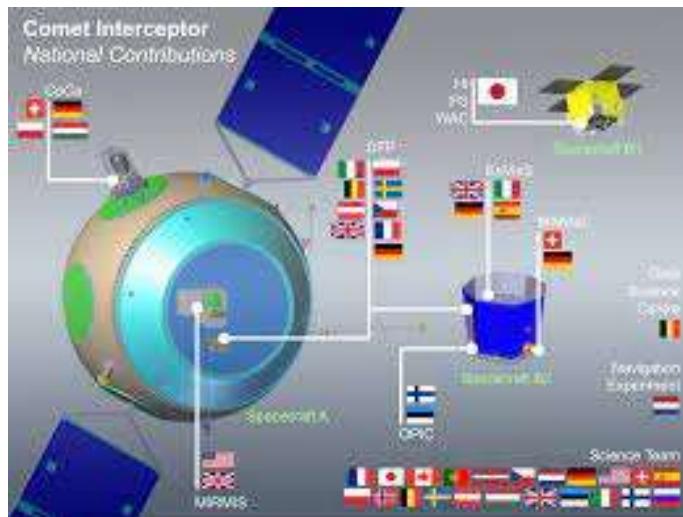
PI: Ignasi Ribas (IEEC)



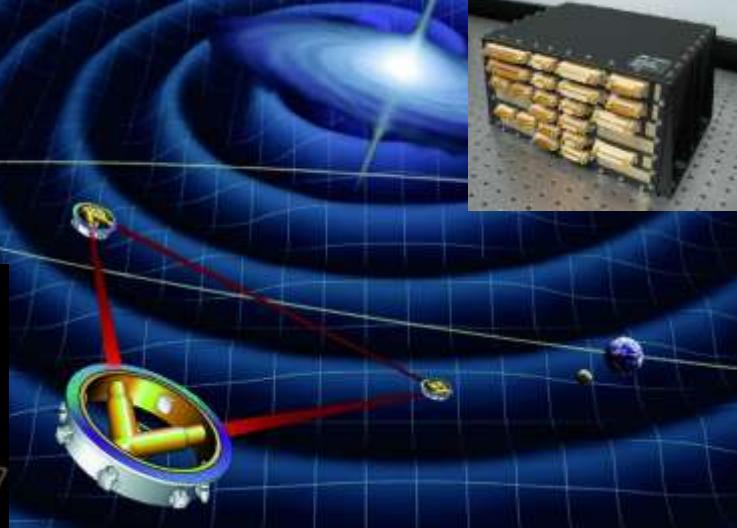
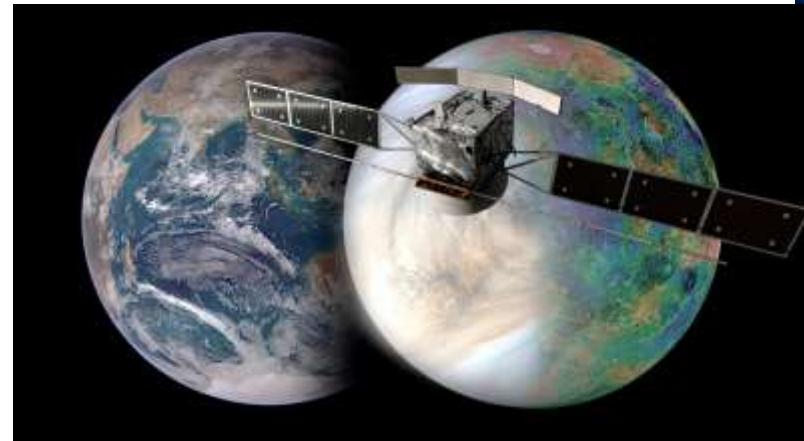


# Programa Científico Futuras Misiones

## Comet Interceptor



## LISA / ENVISION



## ESA Voyage 2050:

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

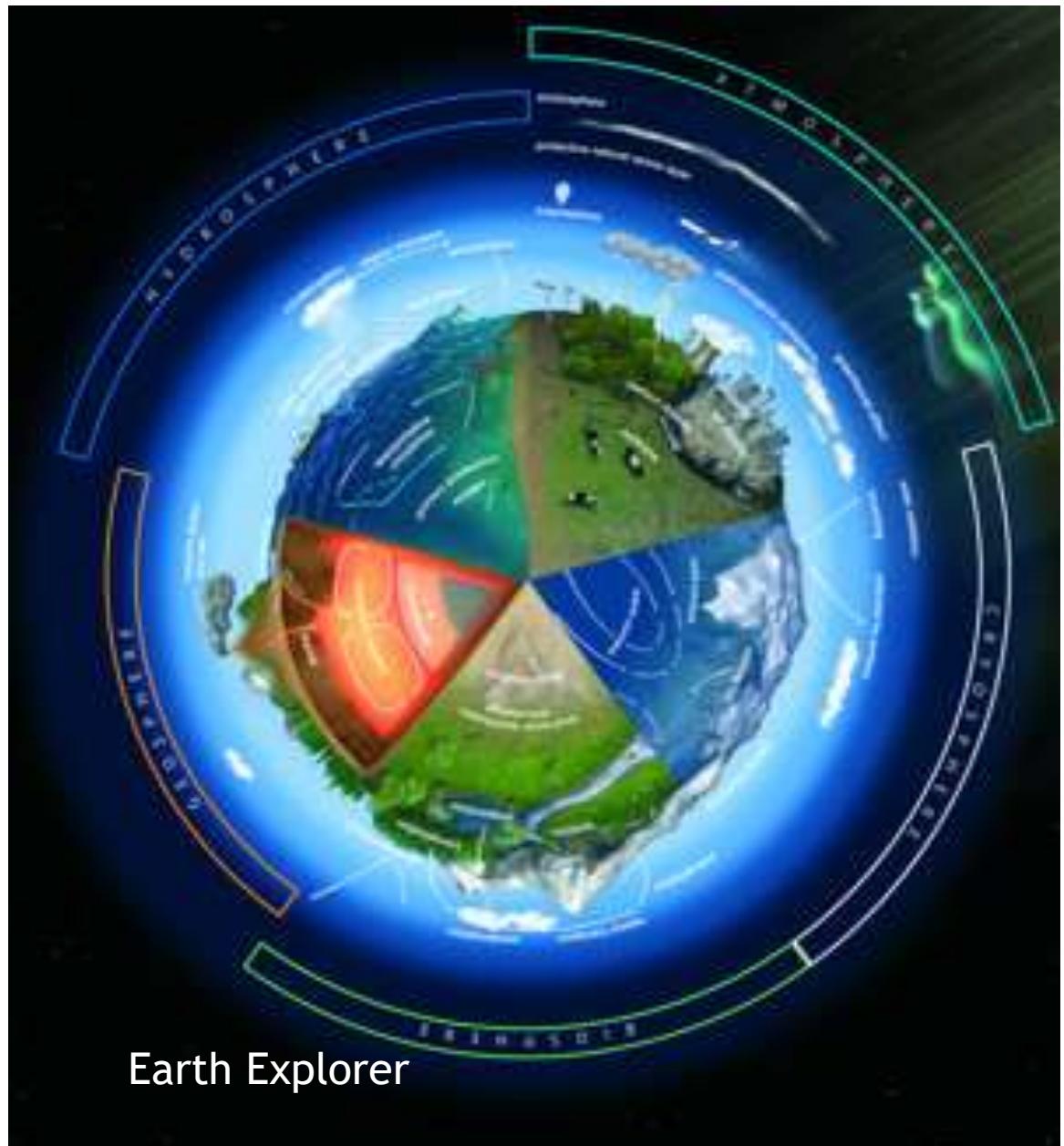
<https://www.cosmos.esa.int/web/voyage-2050>



# Observación de la Tierra

## Ciencia de la tierra y tecnología

1. Atmosfera
2. Hidrosfera
3. Criossfera
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

## Overview of Earth Observation Sensors

Cámaras

IMAGERS

### Public Sector Missions

### Private Sector Missions

#### High Resolution

Cartosat (ISRO), Gaofen (CNSA)

**MAXAR**  **planet**  **AIRBUS**

And any company launching high resolution imaging satellites.

#### Medium Resolution

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

**pixel**  **ORORA**  

And any company launching infrared & hyperspectral imaging satellites.

#### 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)

#### Radio Occultation

(Global Navigation Satellite System-based)

COSMIC-2, GRACE-FO (NASA)

#### Cloud & Precipitation

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



#### Altimeter

Sentinel-3 (ESA), SWOT (NASA)

N/A

#### Scatterometer

CFOSAT (CNSA), Oceansat-3 (ISRO)



#### Imaging

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

#### Atmospheric

Aeolus (ESA)



#### Topographic

ICESat (NASA), GEDI (NASA)



OTHERS

#### Earth Radiation / Solar Irradiance Monitor

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

N/A

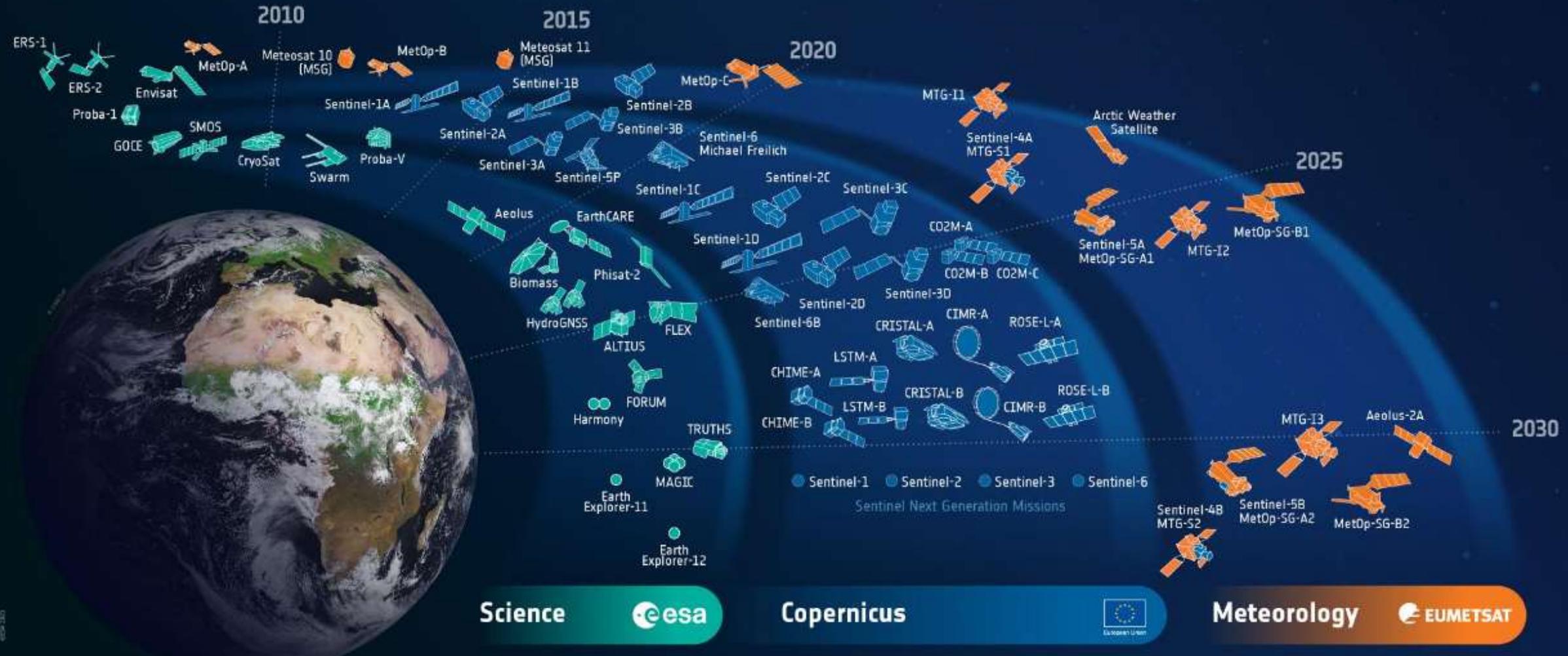
Source: WMO Oscar

Examples only





# ESA - Misiones de Observación la Tierra

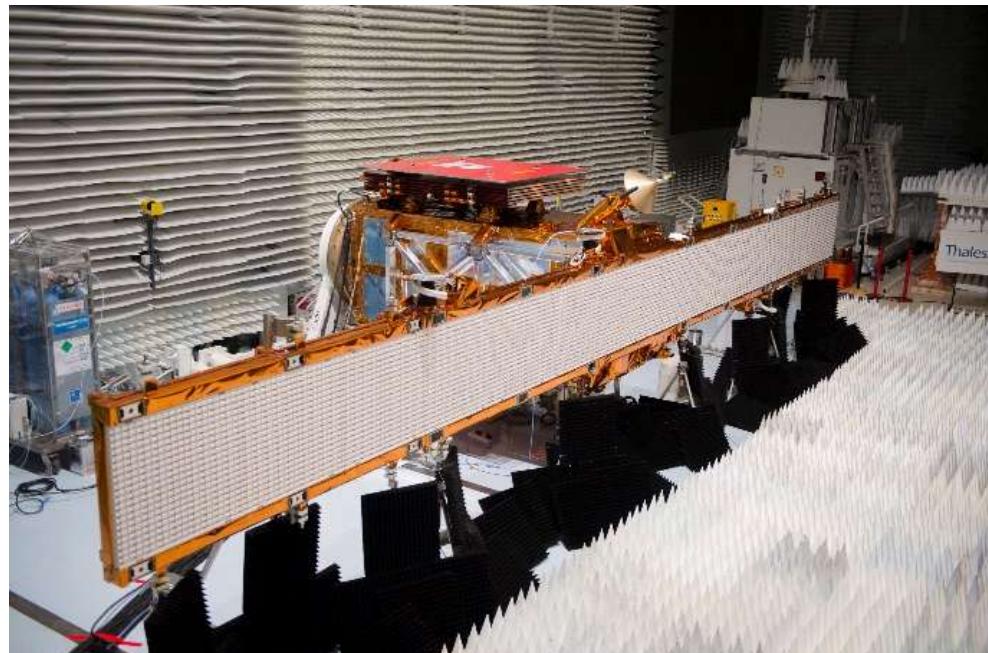




# ESA EO - Sentinel 1

## 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

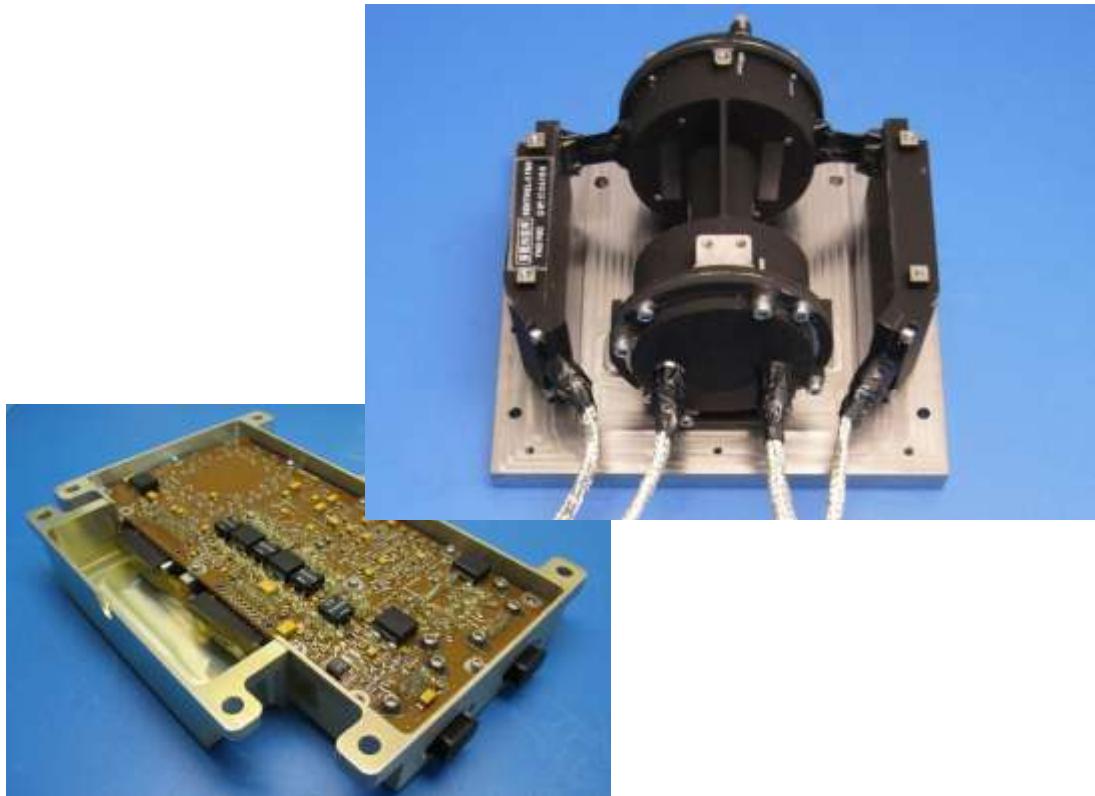




# ESA EO - Sentinel 3

## 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



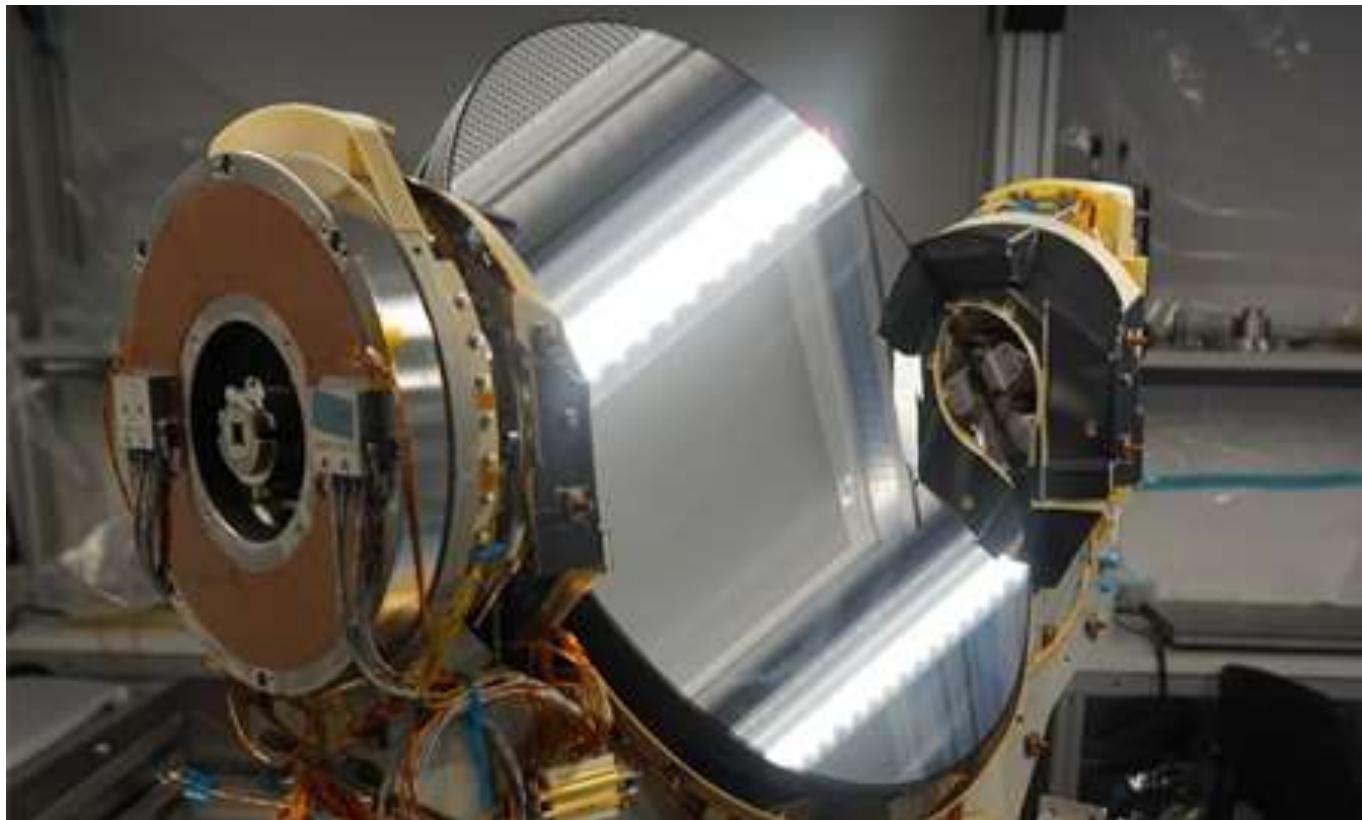


# Meteosat Tercera Generación - Escanner

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

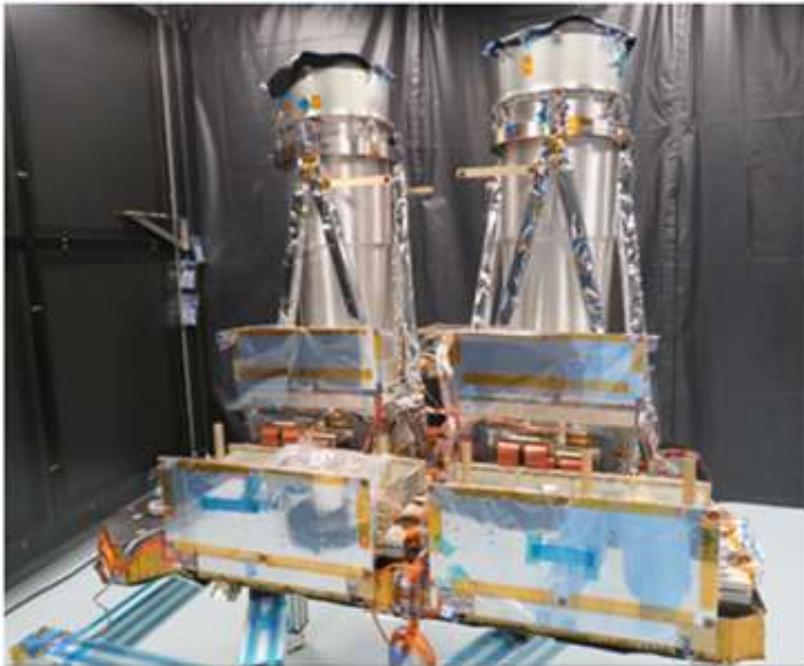
- Los mecanismos de instrumentos de escaneado (FCI e IRS Scan Assembly, SCA) y los correspondientes mecanismos de calibración y obturación (COM)

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.

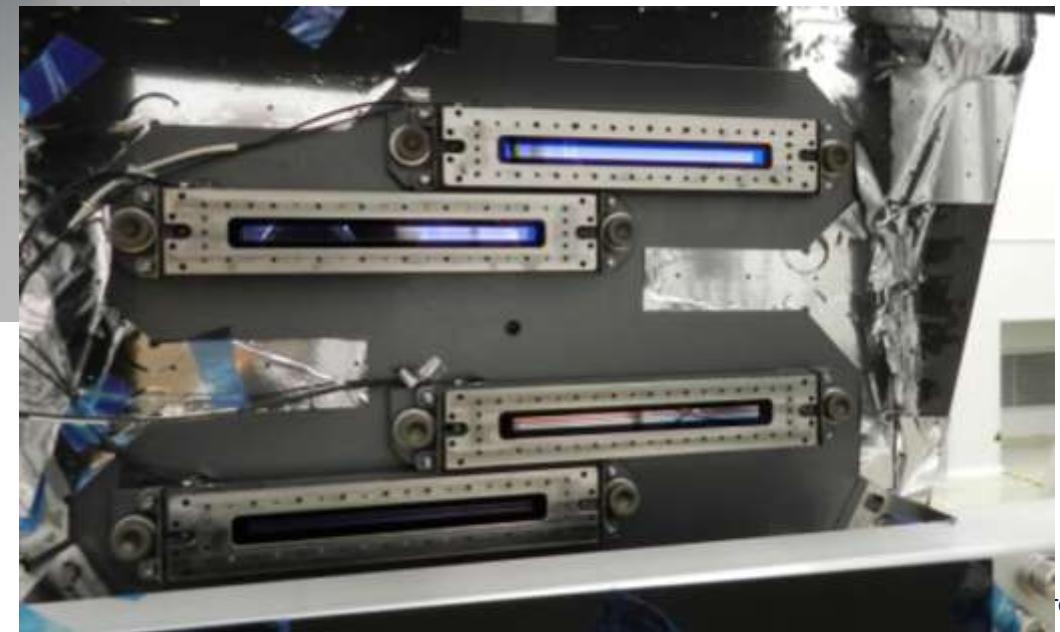


# Instrumentos Ópticos - SEOSAT - Plano Focal



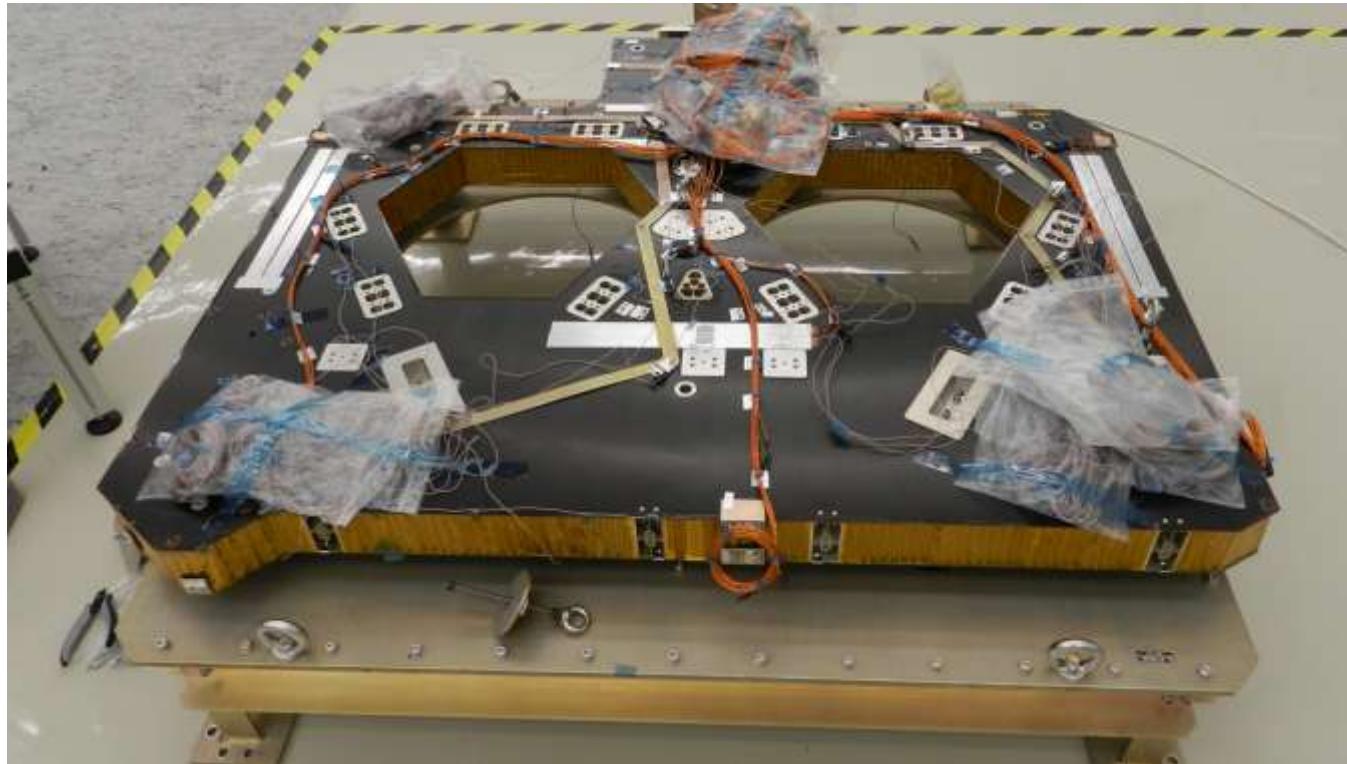
El Plano Focal de SEOSAT está fabricado en SiC para proporcionar una estabilidad termoelástica muy alta.

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.

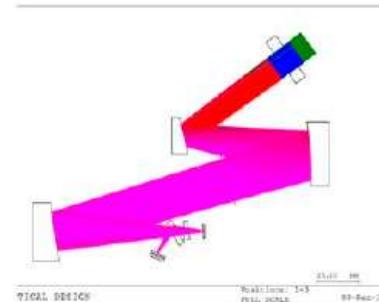




# EO - CLIM Proposal

## CO<sub>2</sub> MONITORING CLOUD IMAGER

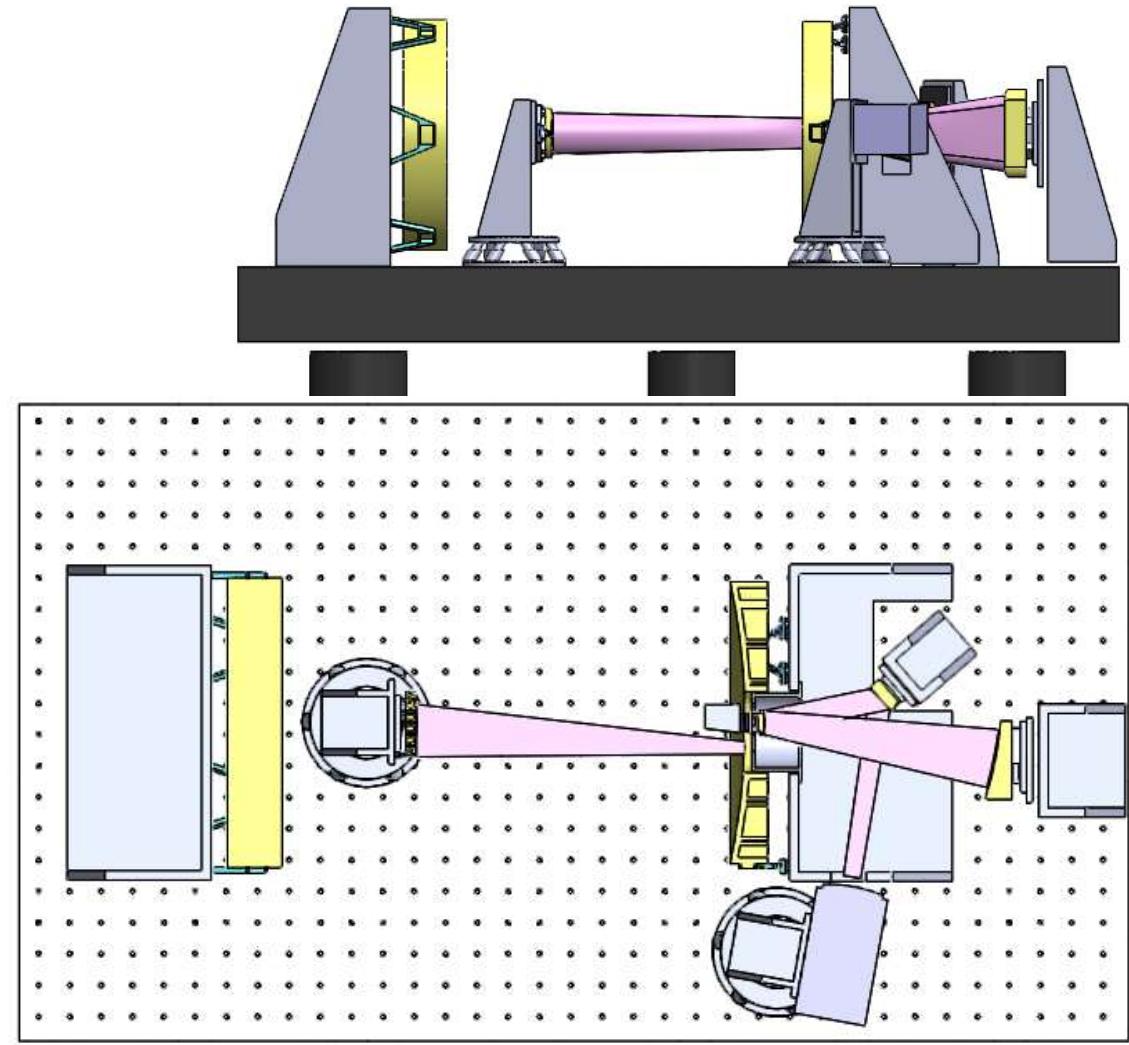
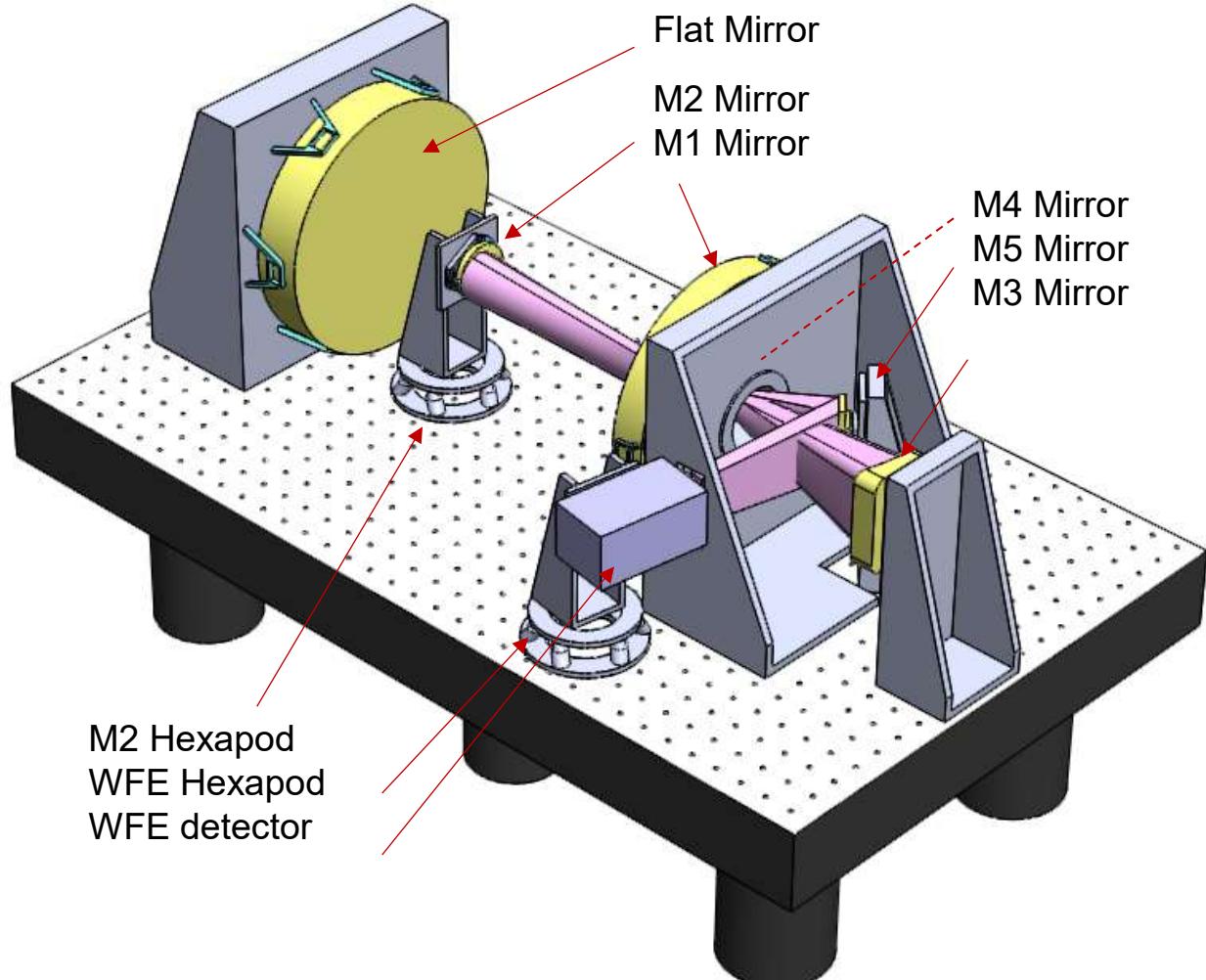
- Bandas
  - VIS (660-680 nm)/NIR (748-757 nm)
  - SWIR (1362-1377 nm)
- Franja = 260 km
- SNR > 200
- La fase B1 finalizó con éxito





# Desarrollo Telescopio Óptico

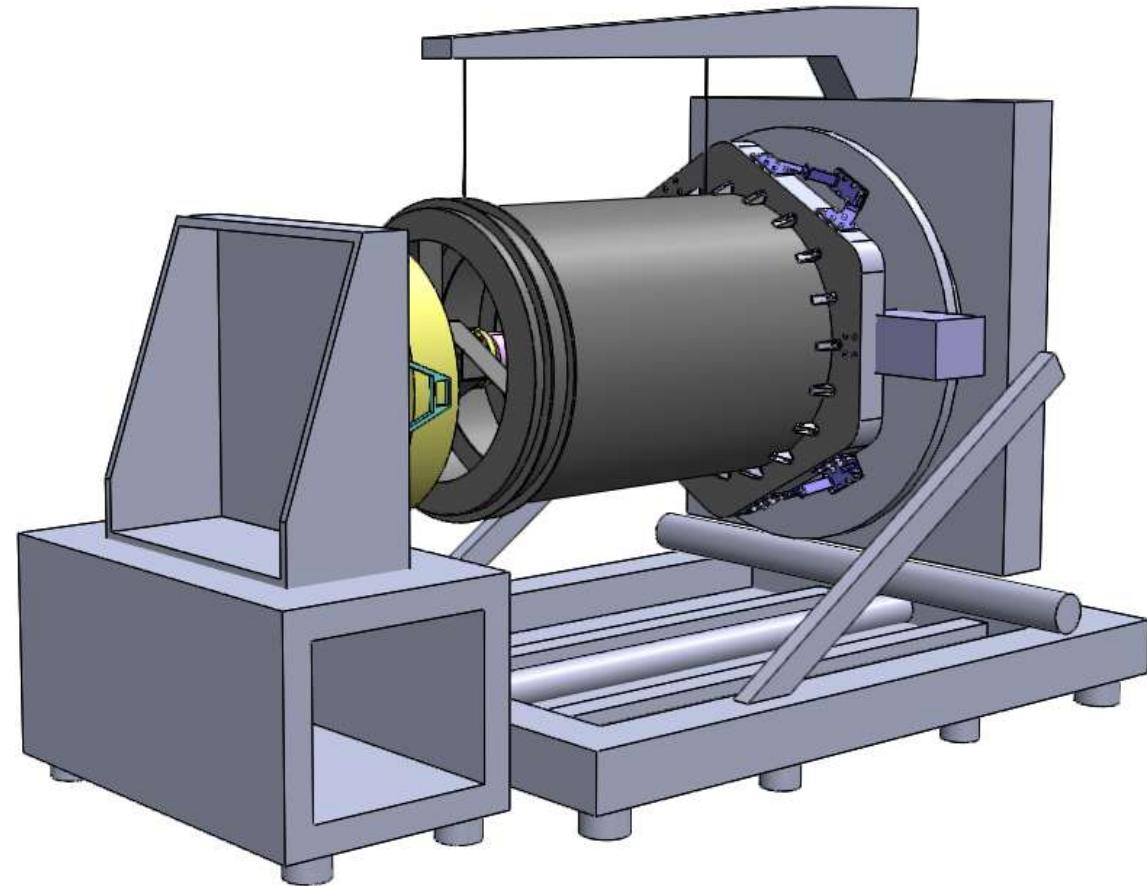
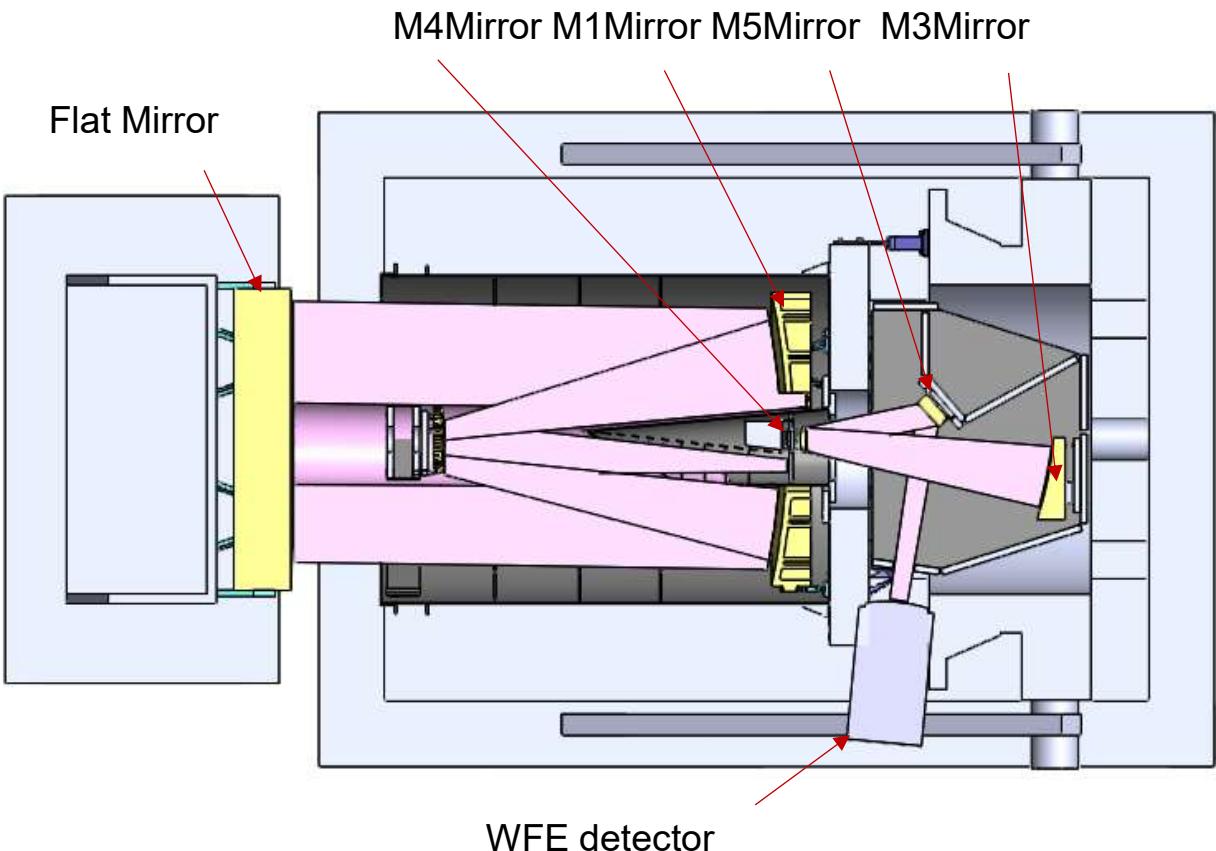
## FASE1 – ALINEACIÓN OPTICA





# Desarrollo Telescopio Óptico

## FASE2 – ALINEACIÓN OPTO MECÀNICA





# NewSpace - Cubesats

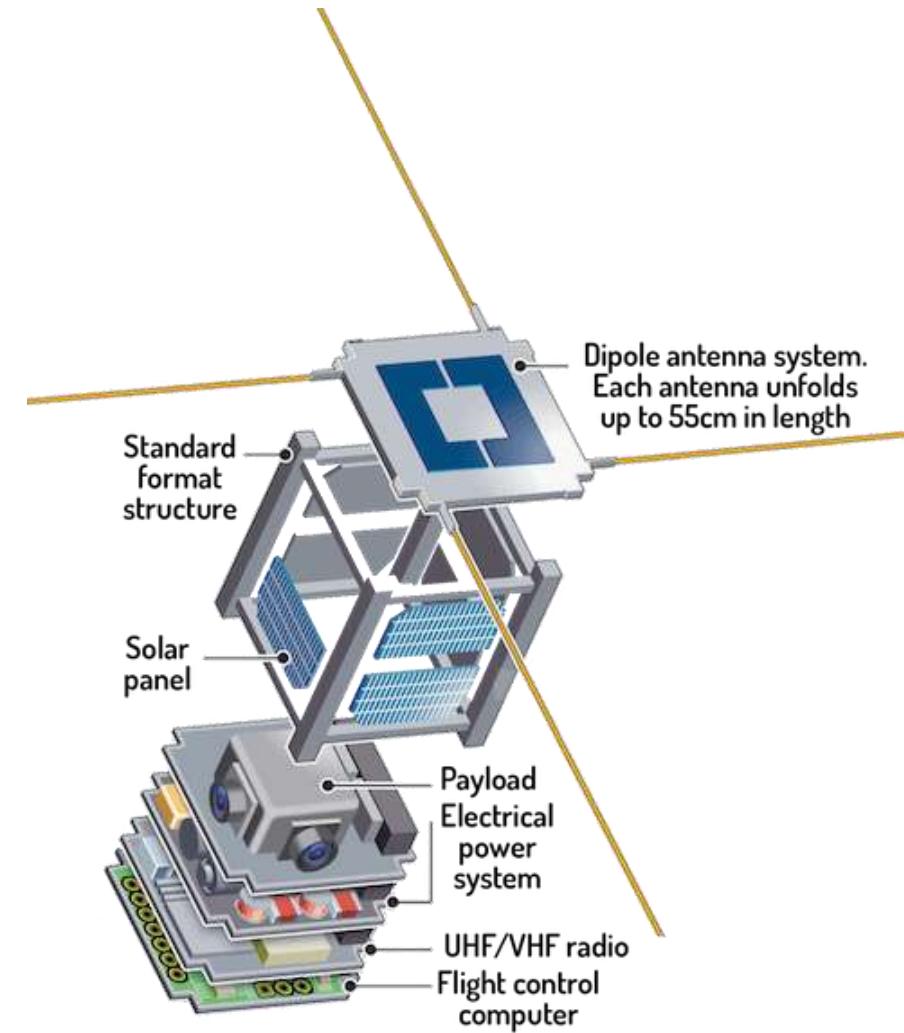
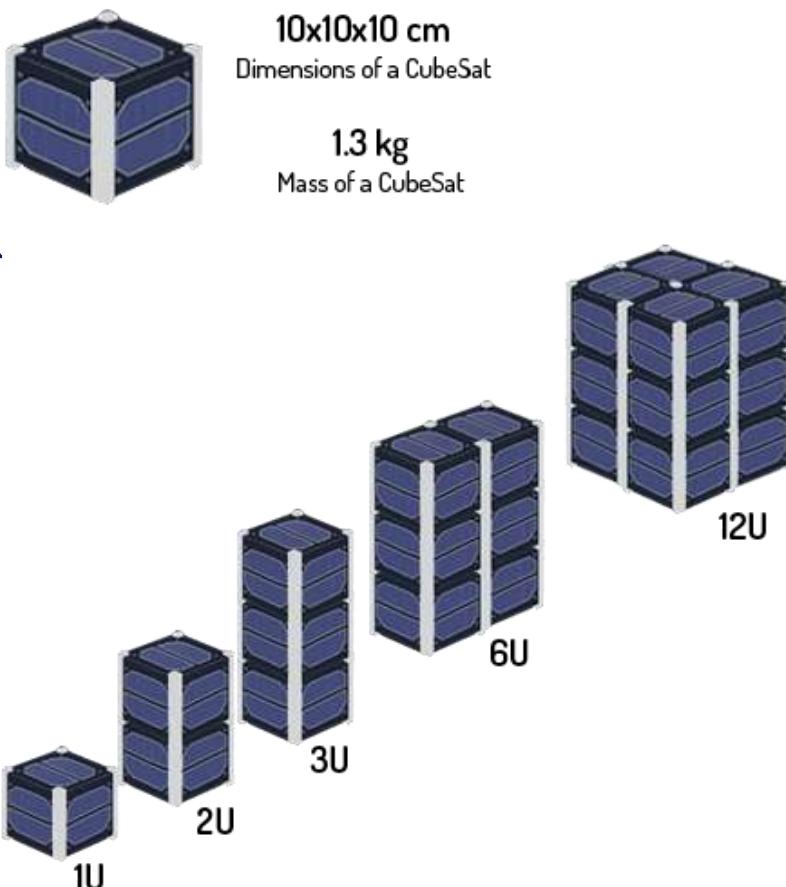
## Aplicaciones:

- 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.

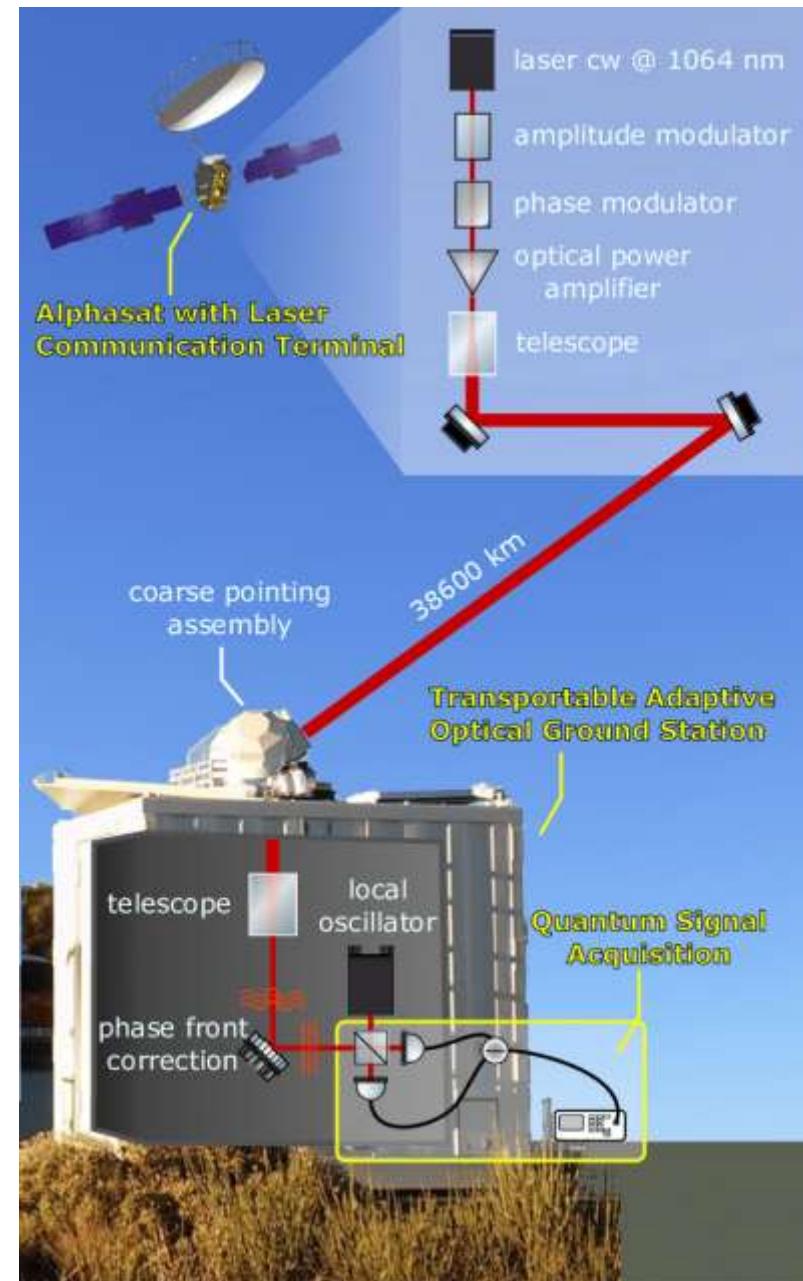
## Mercado:

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

Fuente: ADS-EUROSPACE



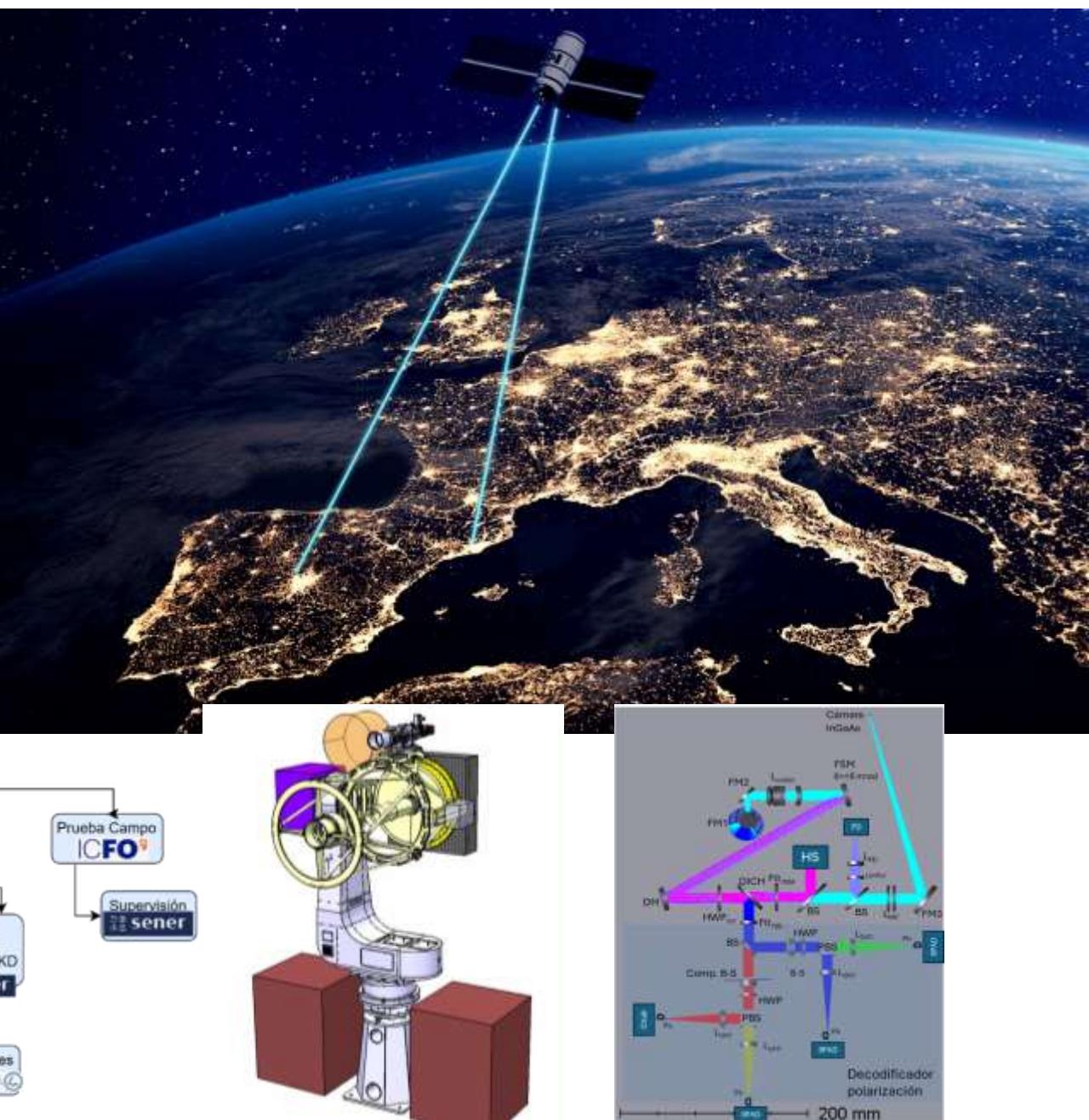
Créditos:  
Alphasat





# 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

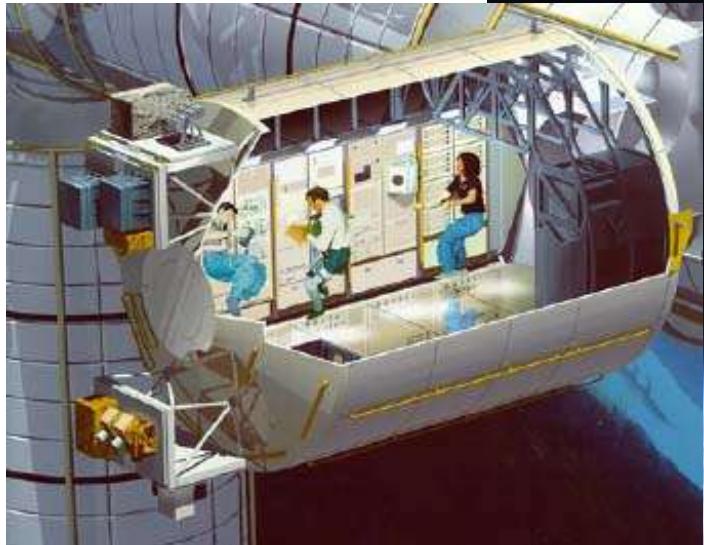




# Exploración humana



# 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 (Cervantes)	NGCF-2	4 units
JAXA	Launch: 29.01.04 Landing: 29.04.04 (Delta)	NGCF-3	4 units
JAXA	Launch: 11.08.04 Landing: 24.10.04	NGCF-4	5 units

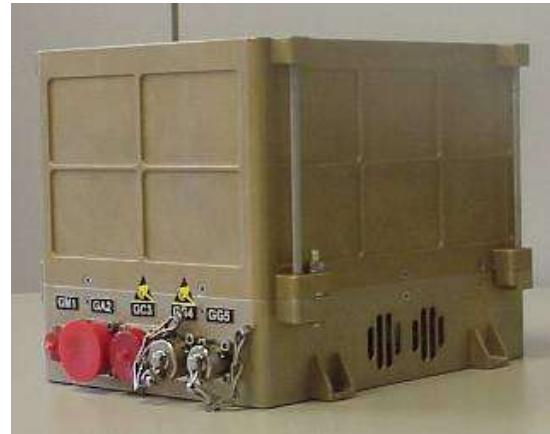




# Cristalización de proteínas II

- 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.

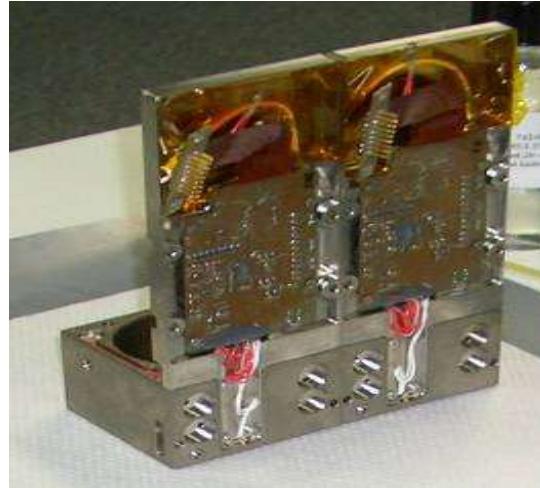




# Experimento Multigen

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.

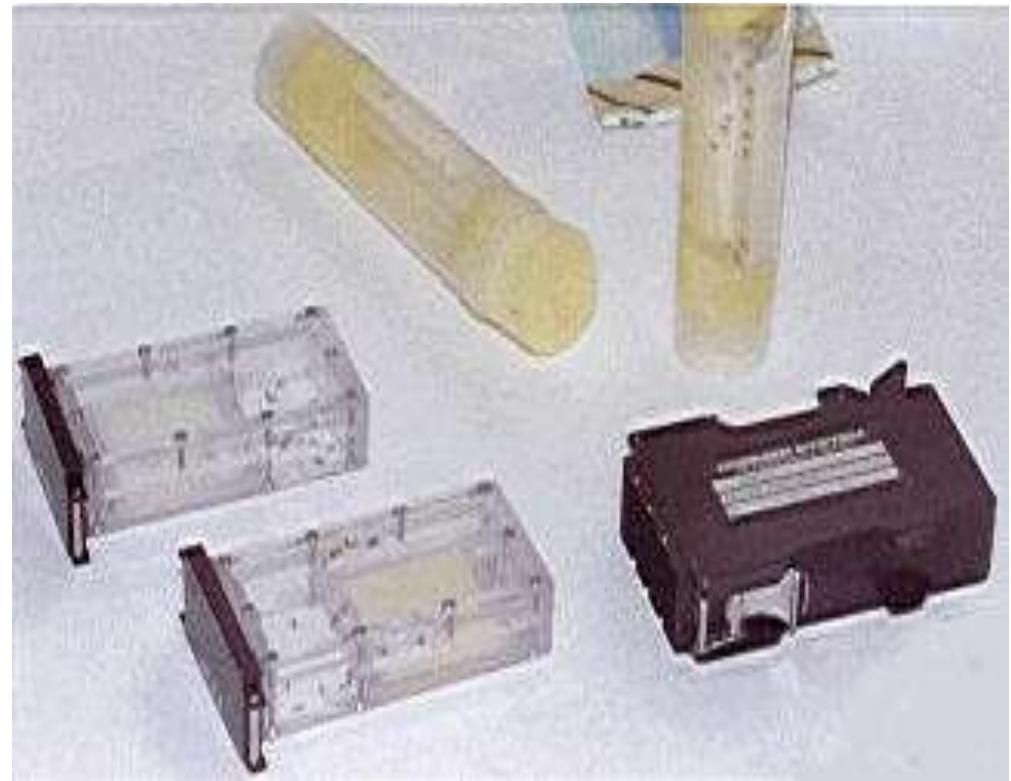




# Experimento Drosophila

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.

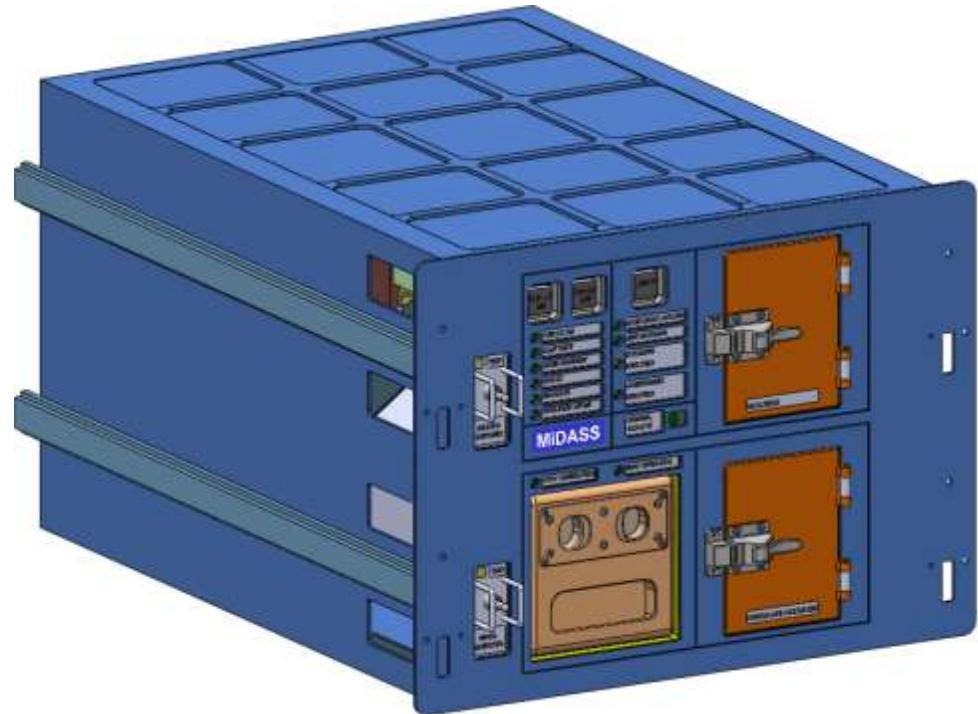
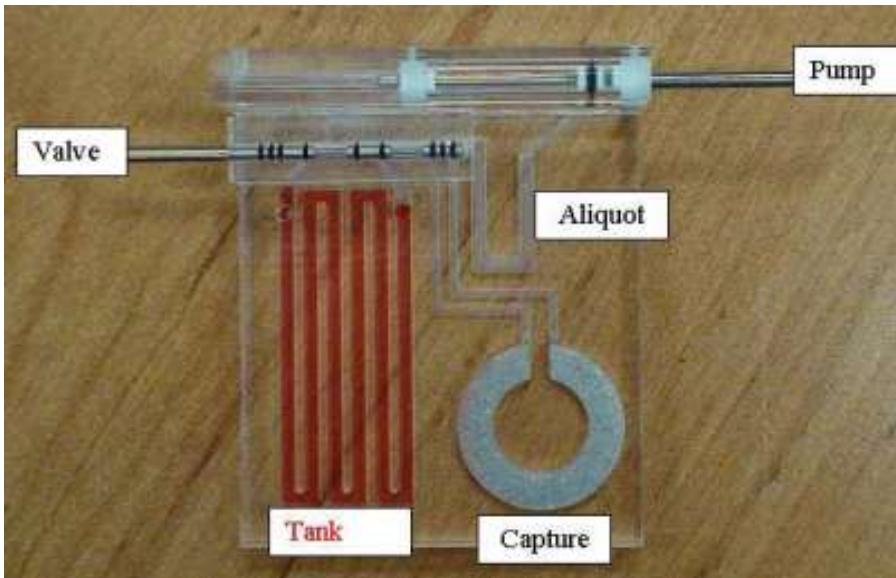




# Detección de microbios

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.



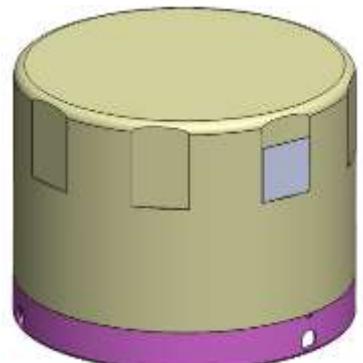
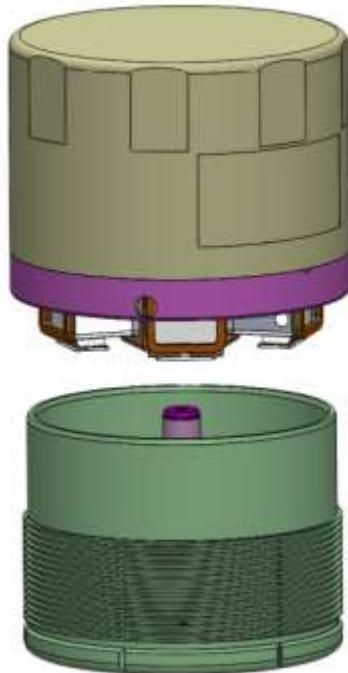


# FixBox

## Fixation Box (FixBox)

El propósito de FixBox es acomodar los 5 cassetes 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.



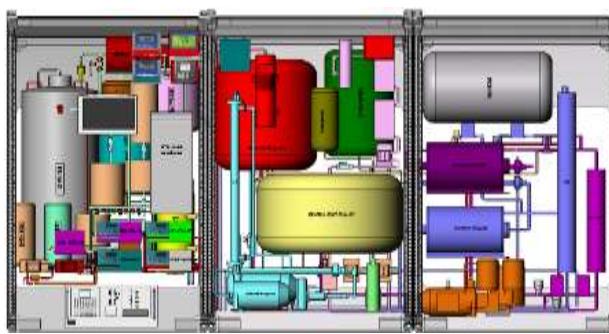
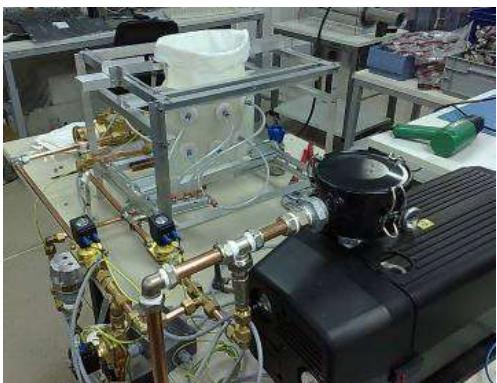


# Sistemas de soporte de vida

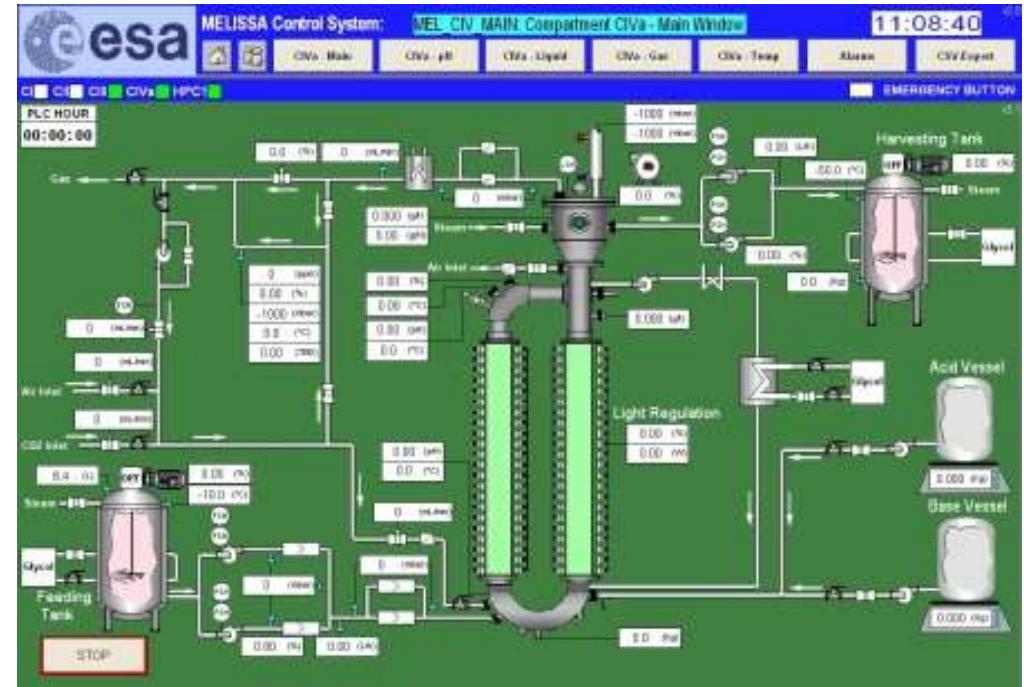
Control Systems  
for the MELISSA Pilot Plant



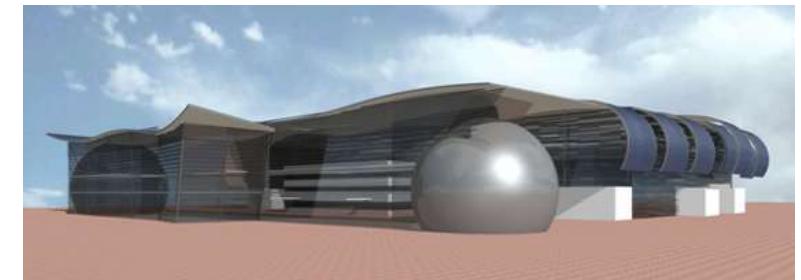
Water and Waste Management Systems



60



Habitability and CELSS Systems Studies

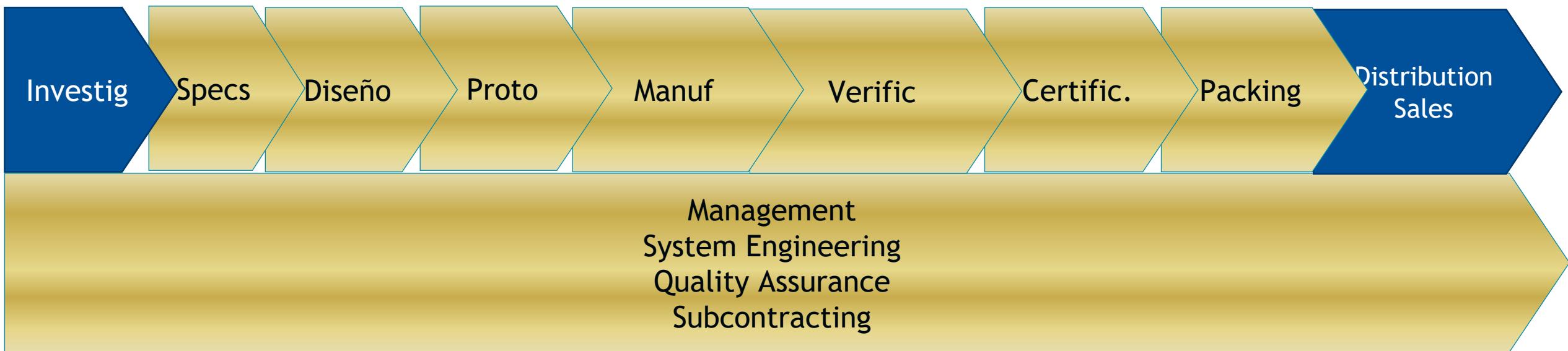


A close-up photograph of a sophisticated scientific instrument, likely a particle detector or similar experimental apparatus. It features a complex arrangement of dark, metallic components, numerous white and blue cables, and various sensors and detectors. The instrument is mounted on a light-colored metal frame, possibly an aircraft wing or a laboratory stand.

# Desarrollo Instrumentación Científica



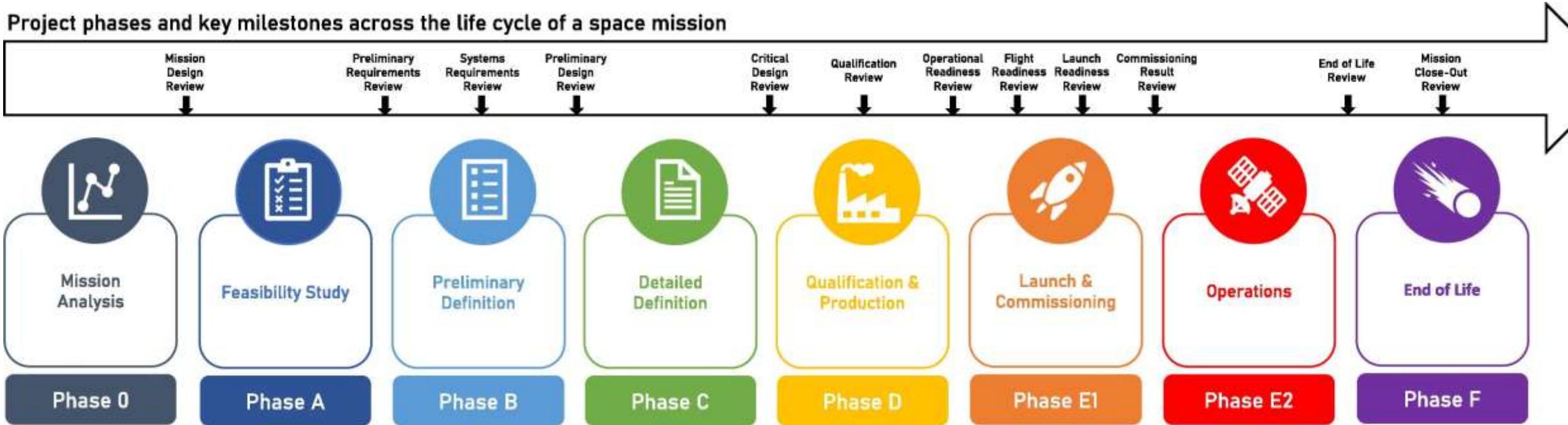
# Plan de Desarrollo Producto





# Fases de Desarrollo Misión Espacial

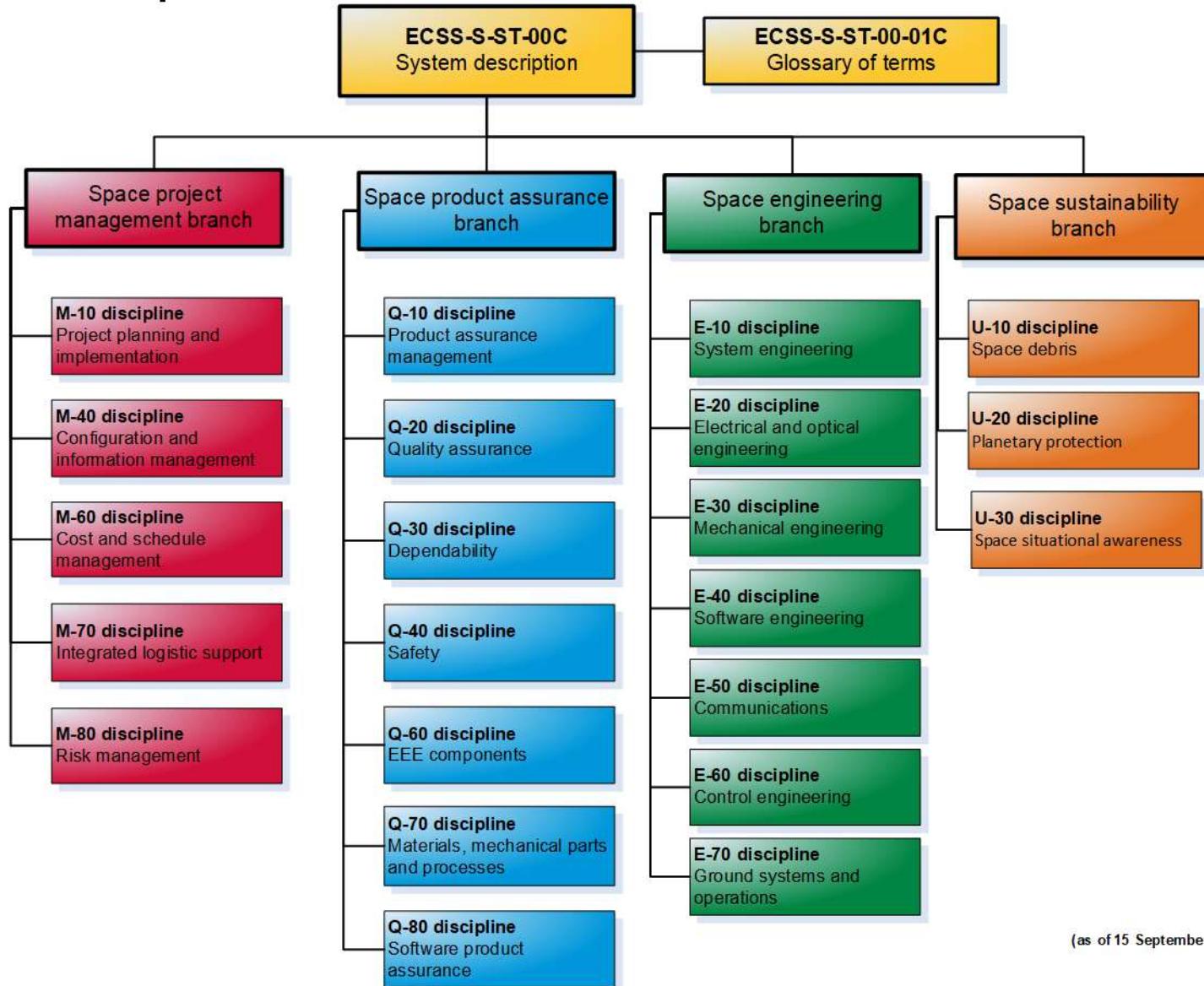
Project phases and key milestones across the life cycle of a space mission





# Estándares de diseño: ECSS

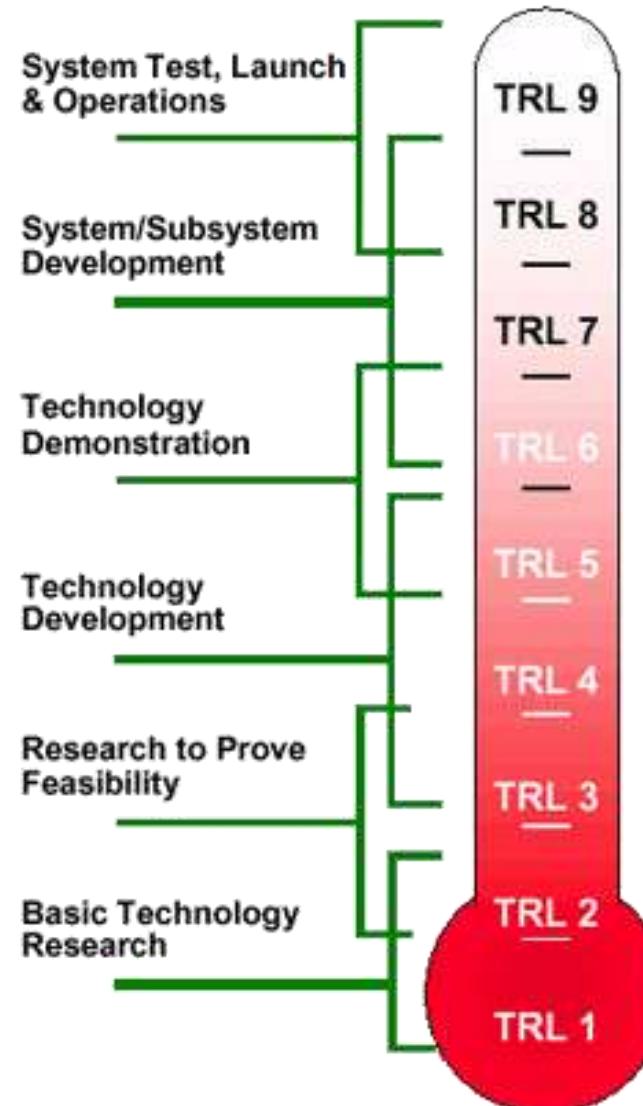
## ECSS Disciplines





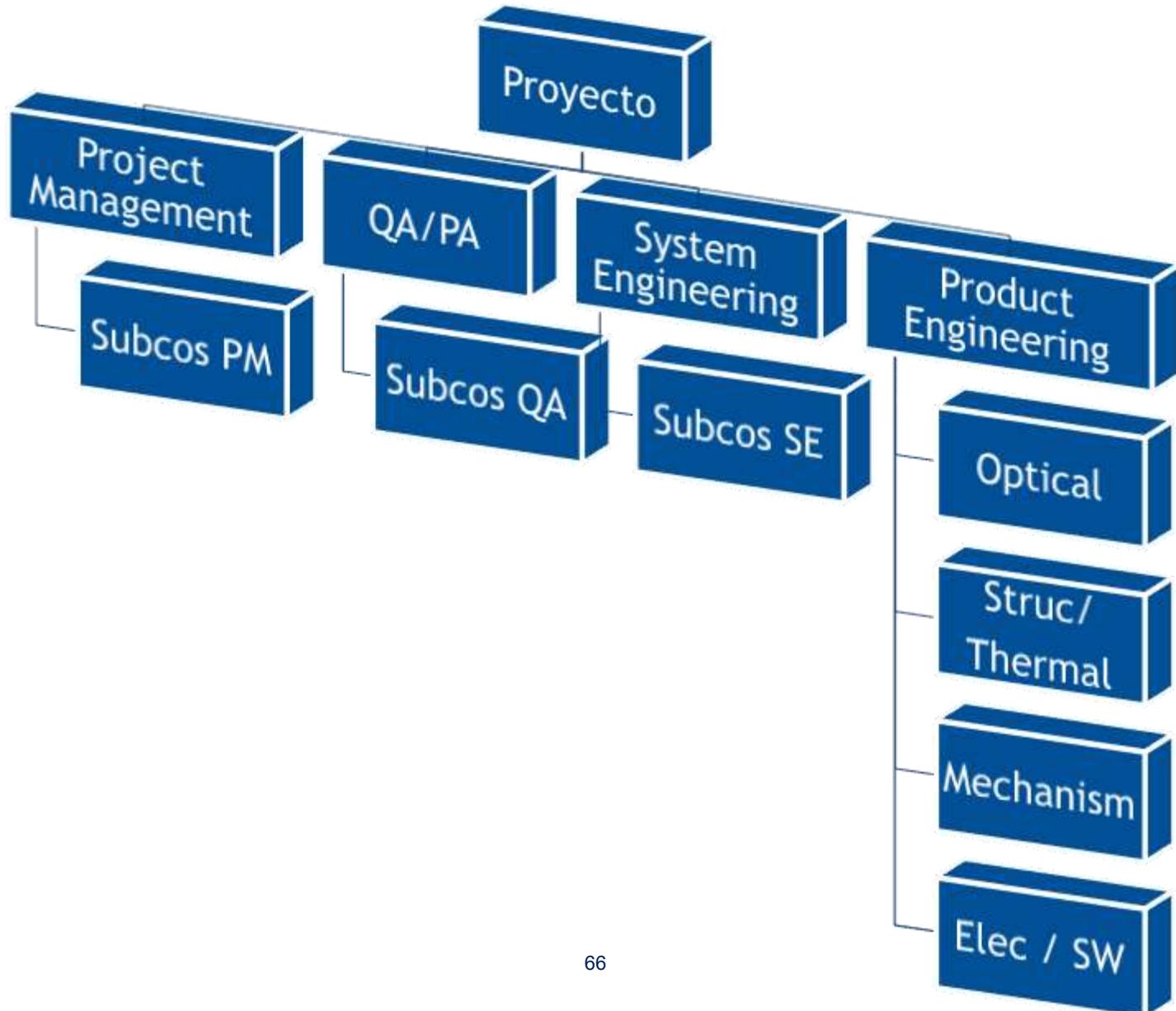
# Modelos / Niveles Tecnológicos

- 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



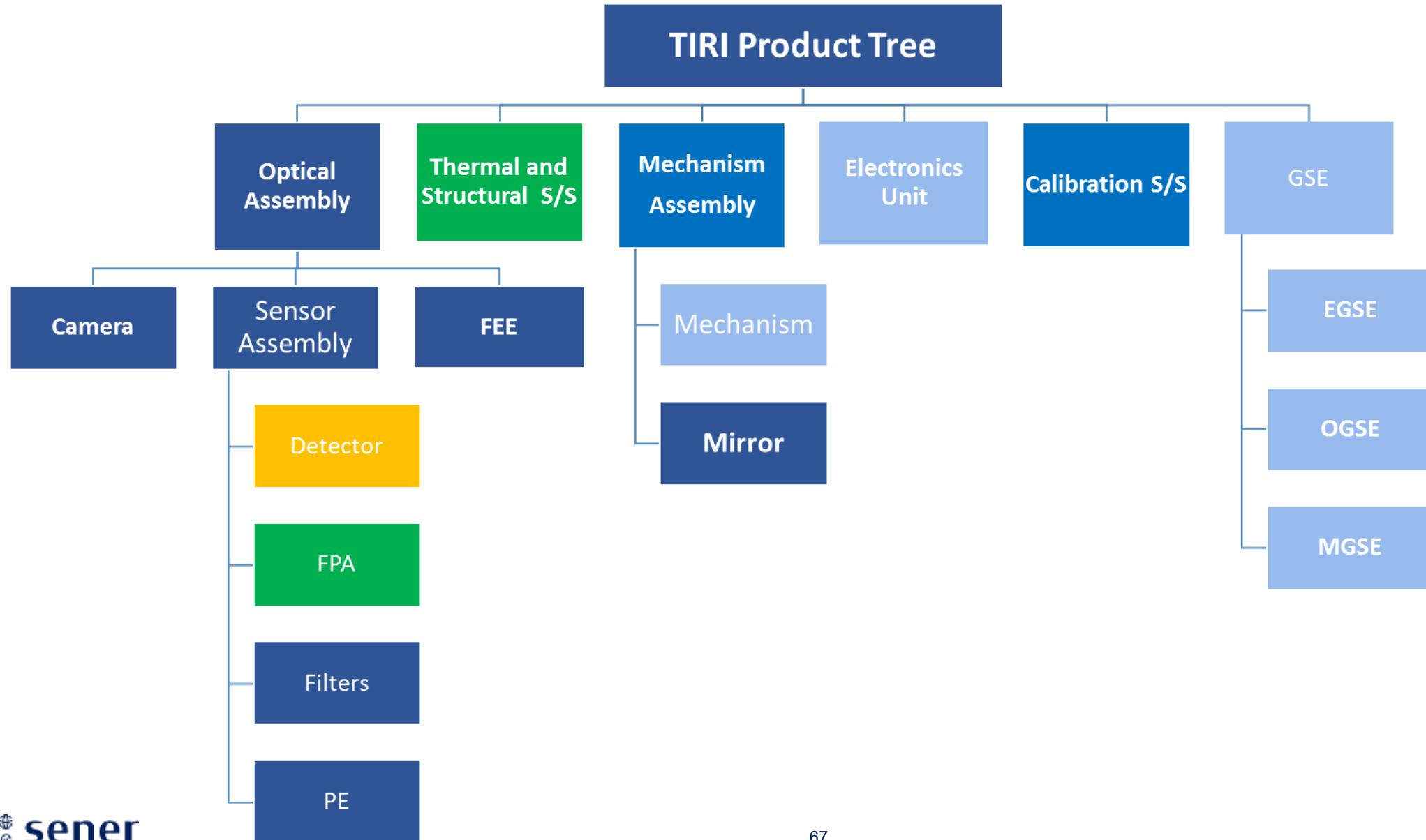


# Work Breakdown Structure

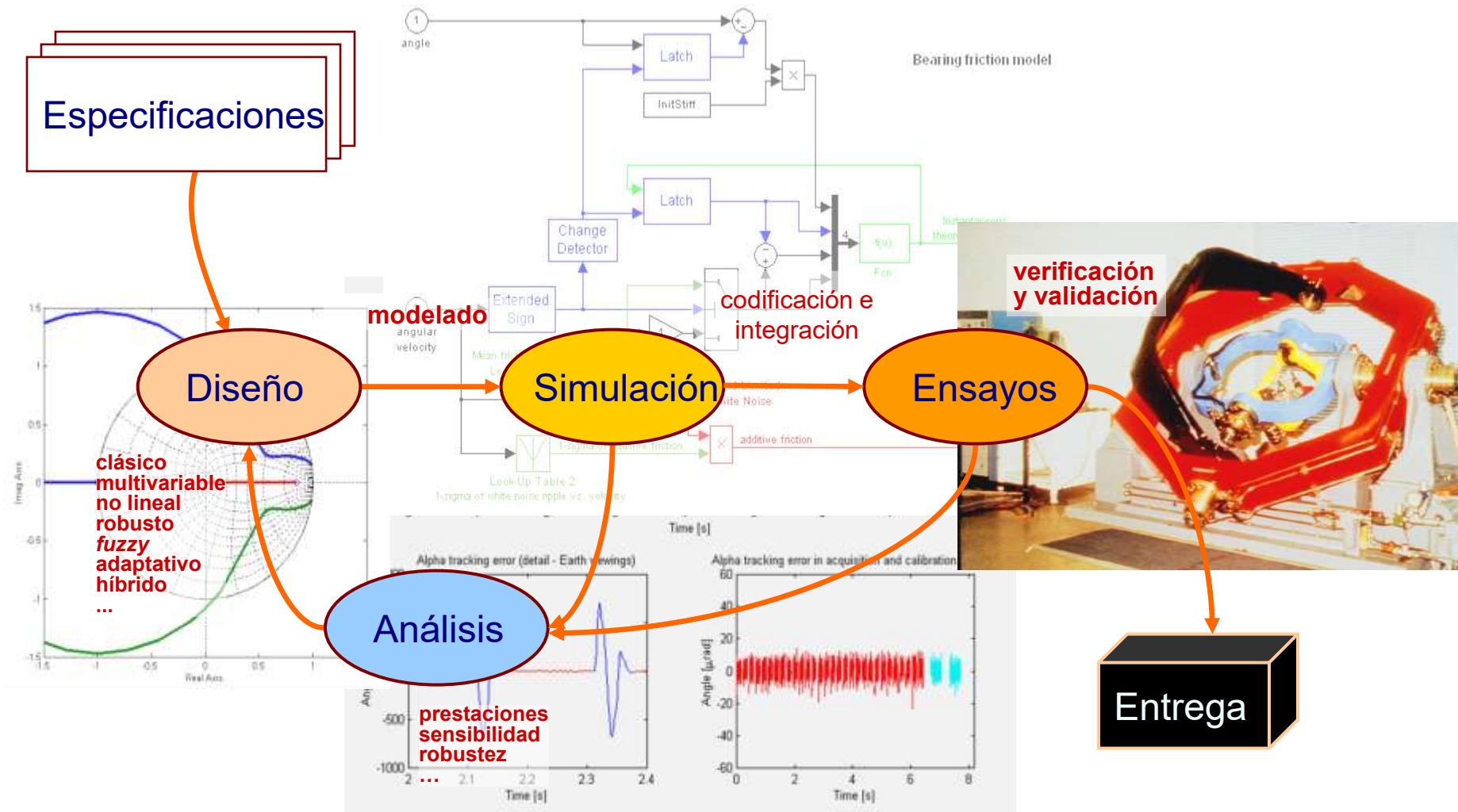




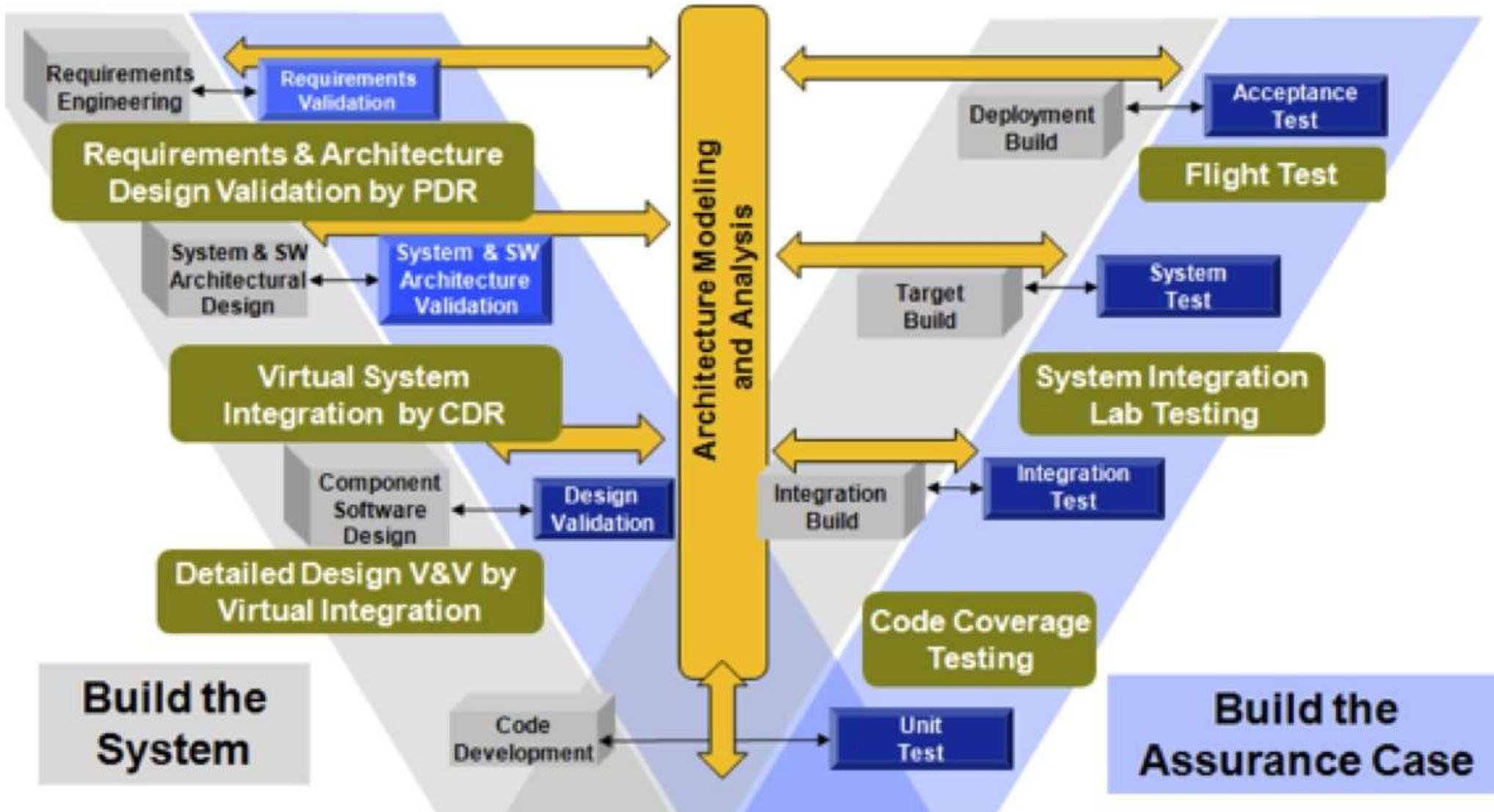
# Product Tree - Instrumento IR



# Metodología de desarrollo



# Software validation

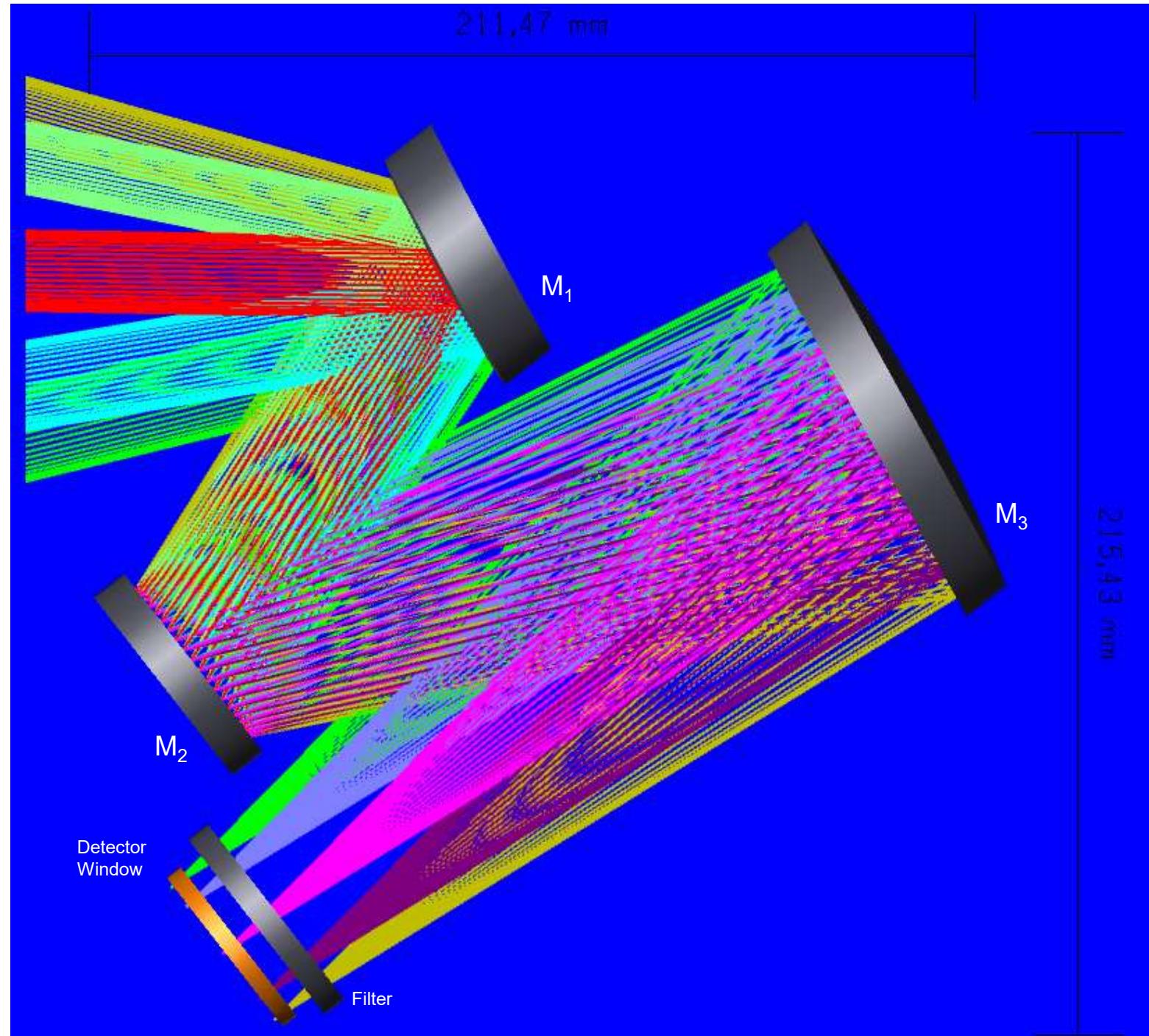


## Objetivo general: Observatorio Ultravioleta Lunar (OUL)

- 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)

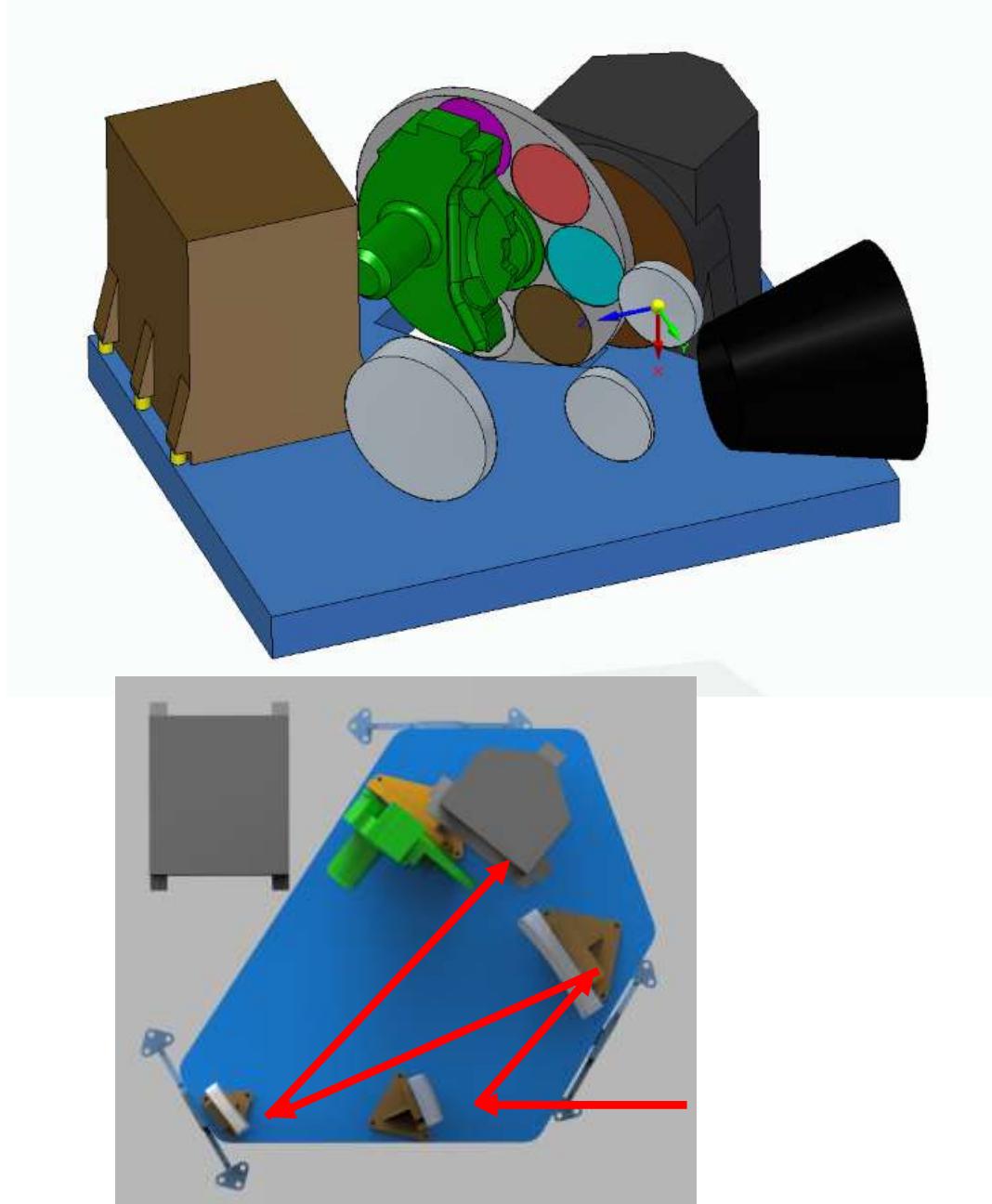
# oul Diseño óptico

- Telescopio reflectivo TMA
- Rangopectral: 115 nm -195 nm
- Diseñobasado para el uso del detector de WSO (Photek MCP340)
- FoV:  $24^\circ \times 29^\circ$
- Apertura: 23.5 mm
- Razónfocal: f/4
- Distorsion al límitedel FoV: 3.6%
- Resoluciónangular: 2.5 arc min
- Rangoespectraldefinido por una serie de filtrosespectrales montados en una ruedadefiltros.

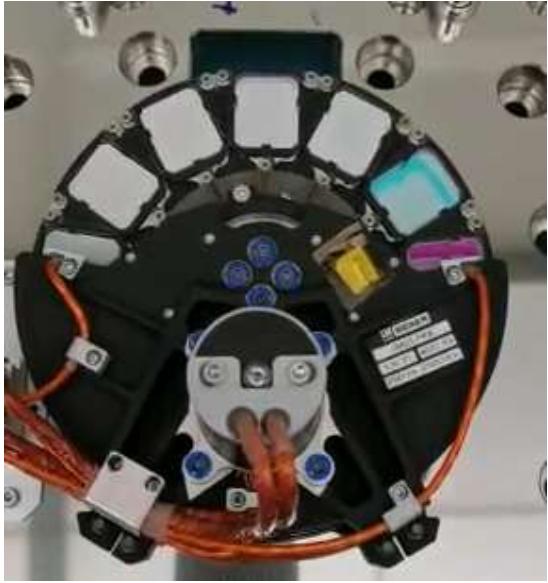


# OLUL Diseño mecánico

- 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.



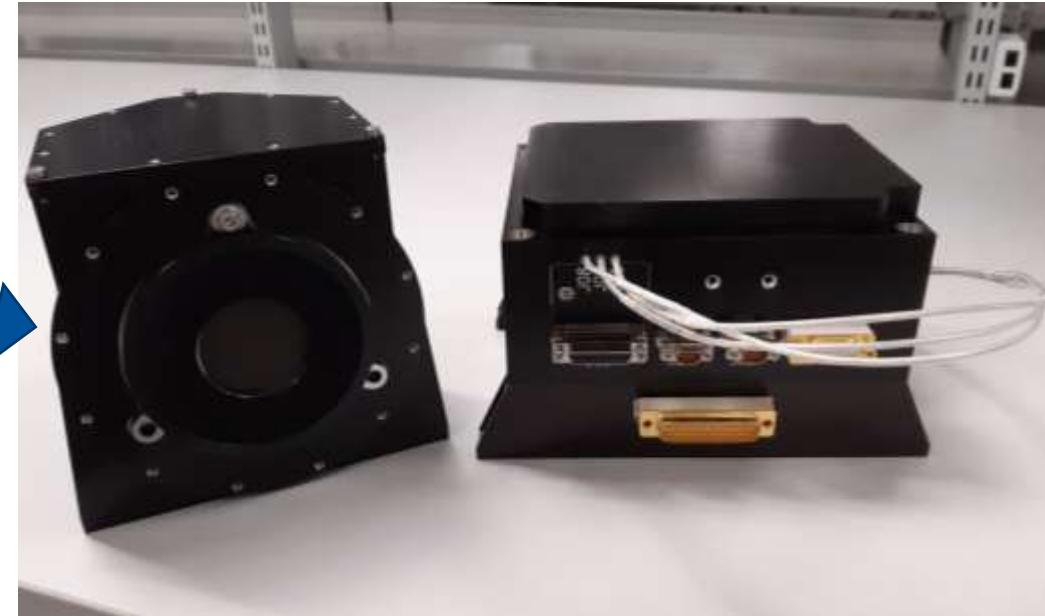
# oul Tecnologías I



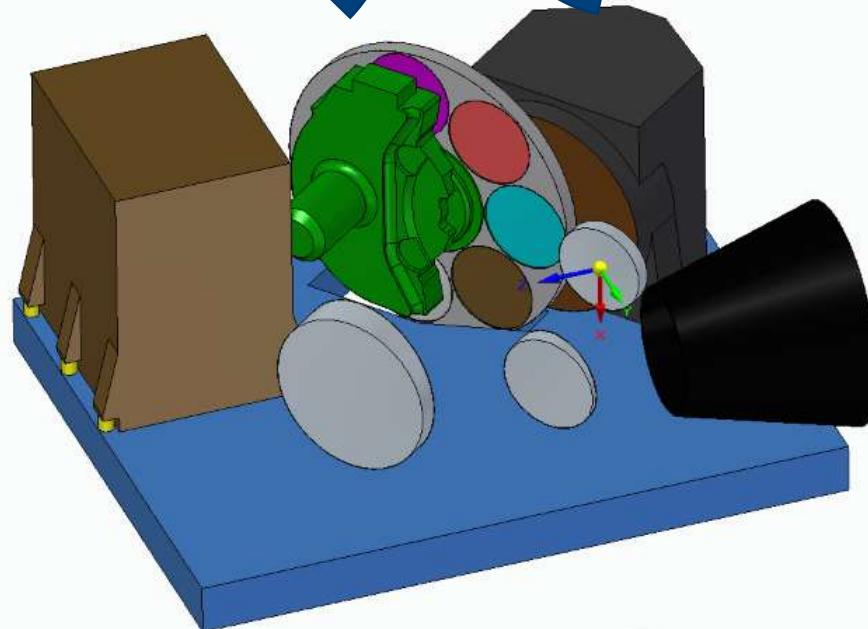
RUEDAS DE FILTROS JUICE-JANUS



RUEDAS DE FILTROS ROSETTA  
 sener

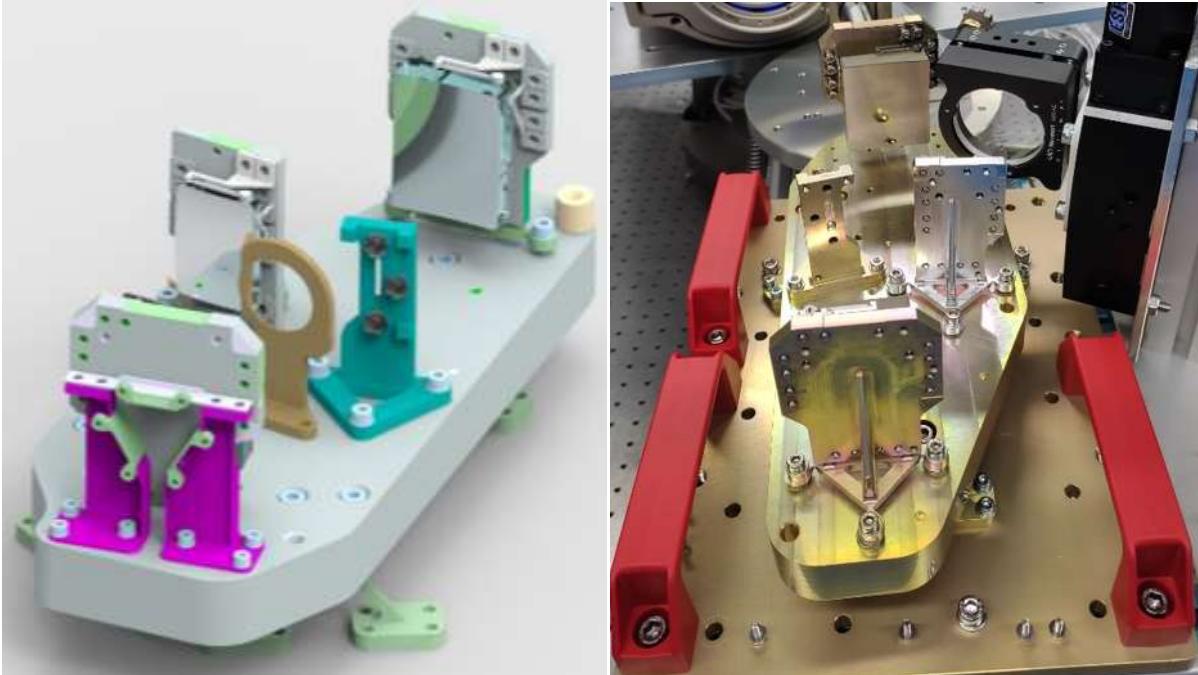


DETECTOR WSO



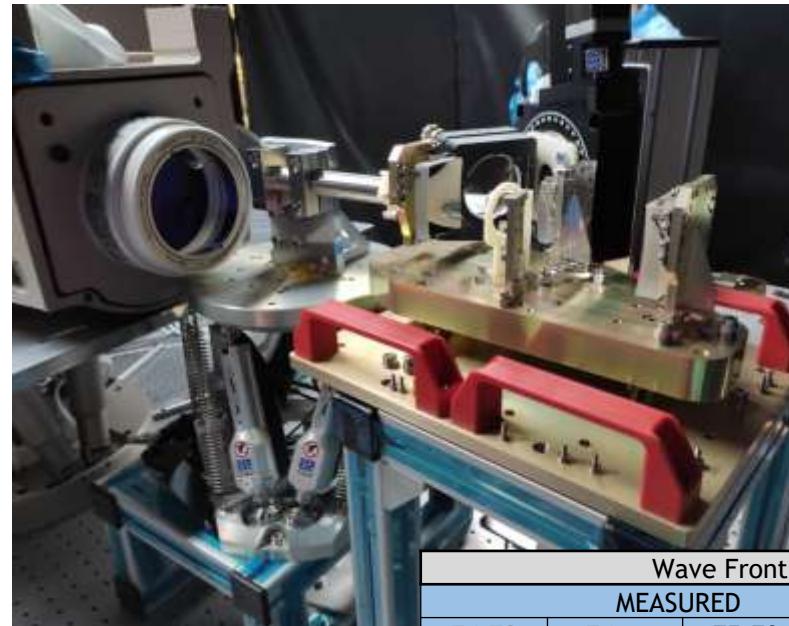
## Objetivo: Desarrollo interno telescopio TMA

- Ópticas convencionales
- Ángulo FoV  $\pm 10$  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



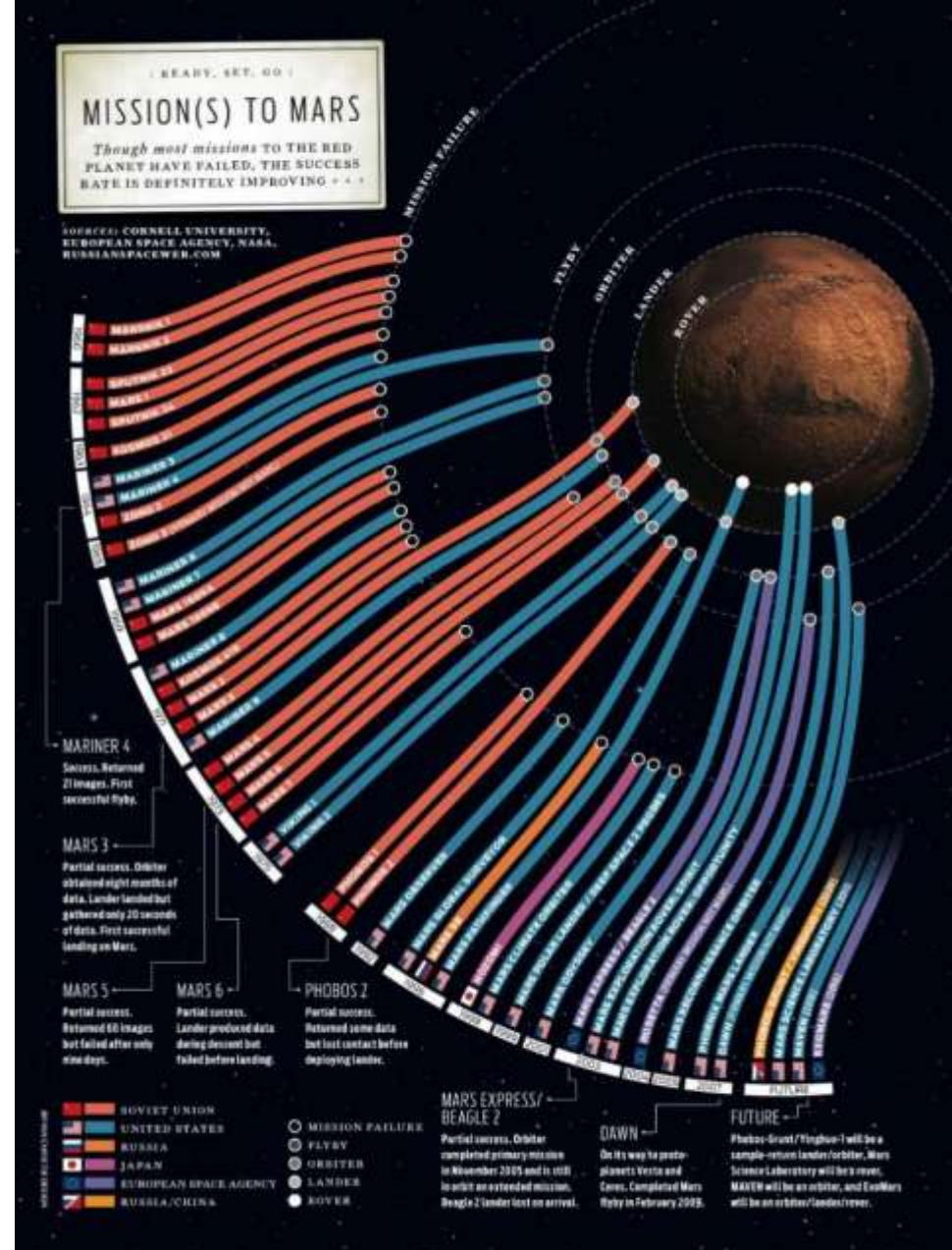
# Mars exploration summary

- Primera misión 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

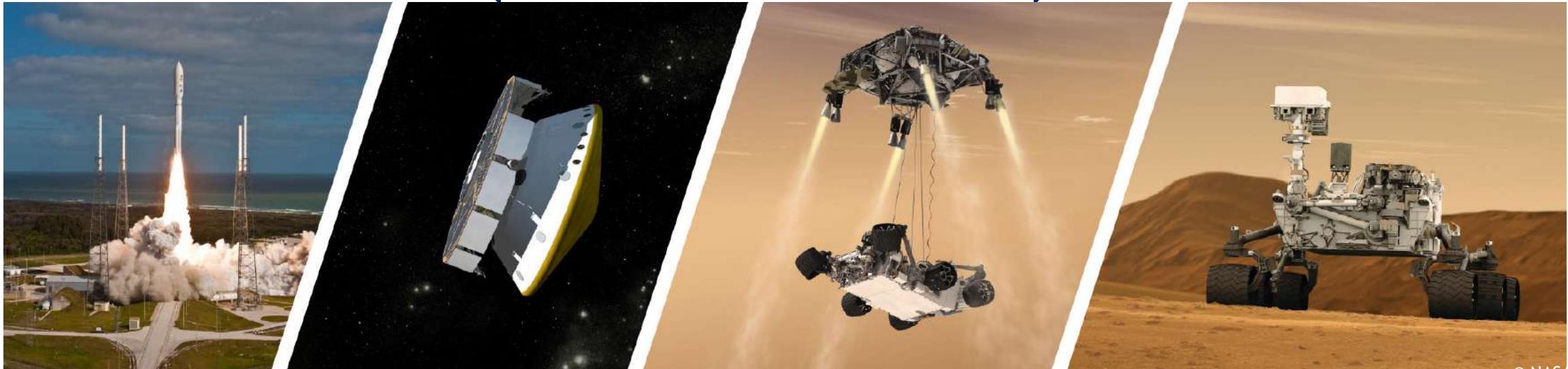


# Retos tecnológicos para misiones tripuladas y robóticas

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. Multiples 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	Atmosfera 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

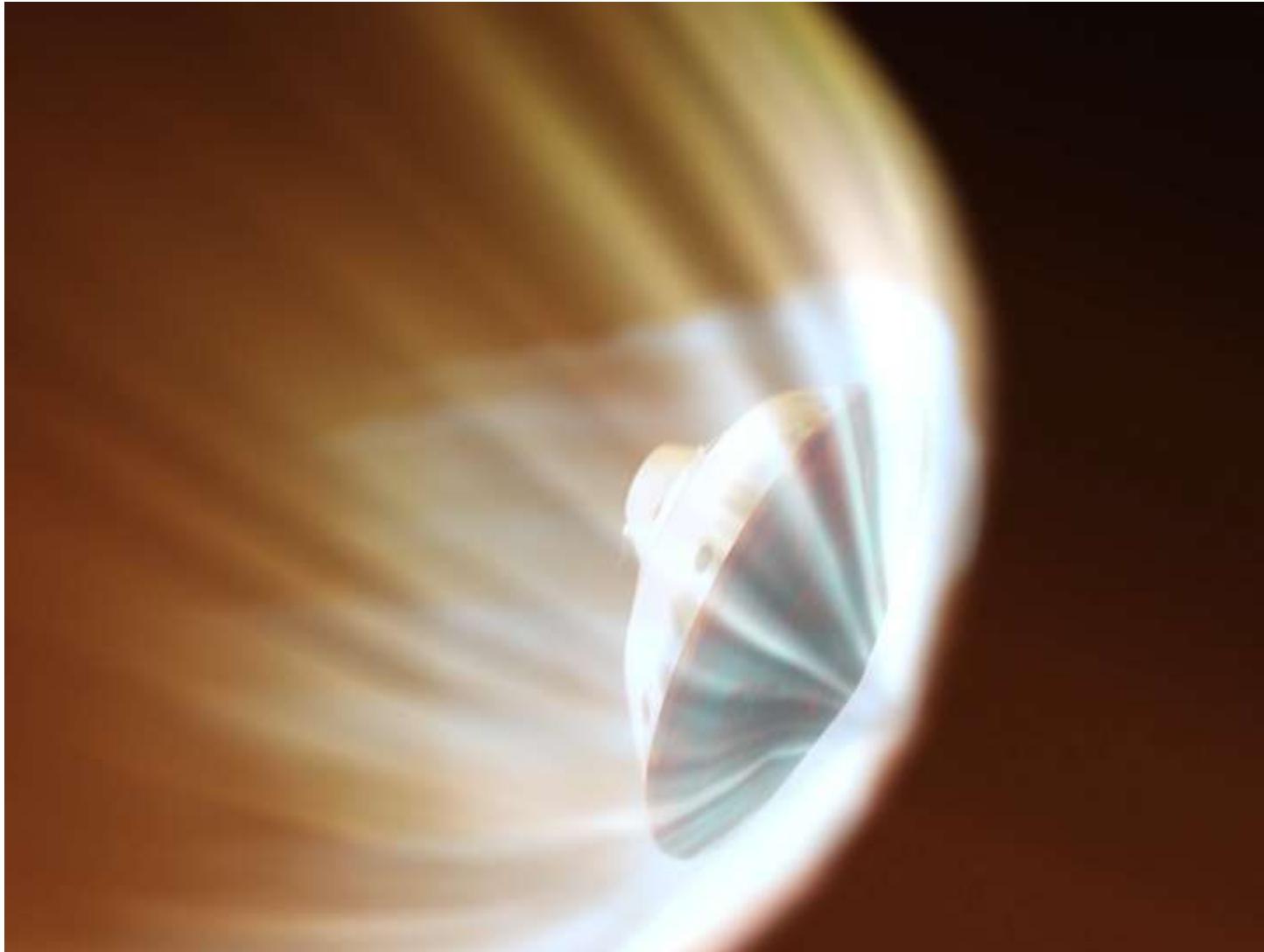
## ENTRY, DESCENT & LANDING

- 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,  $\leq -0.5$  km elevation
- Deliver a 1050 kg rover

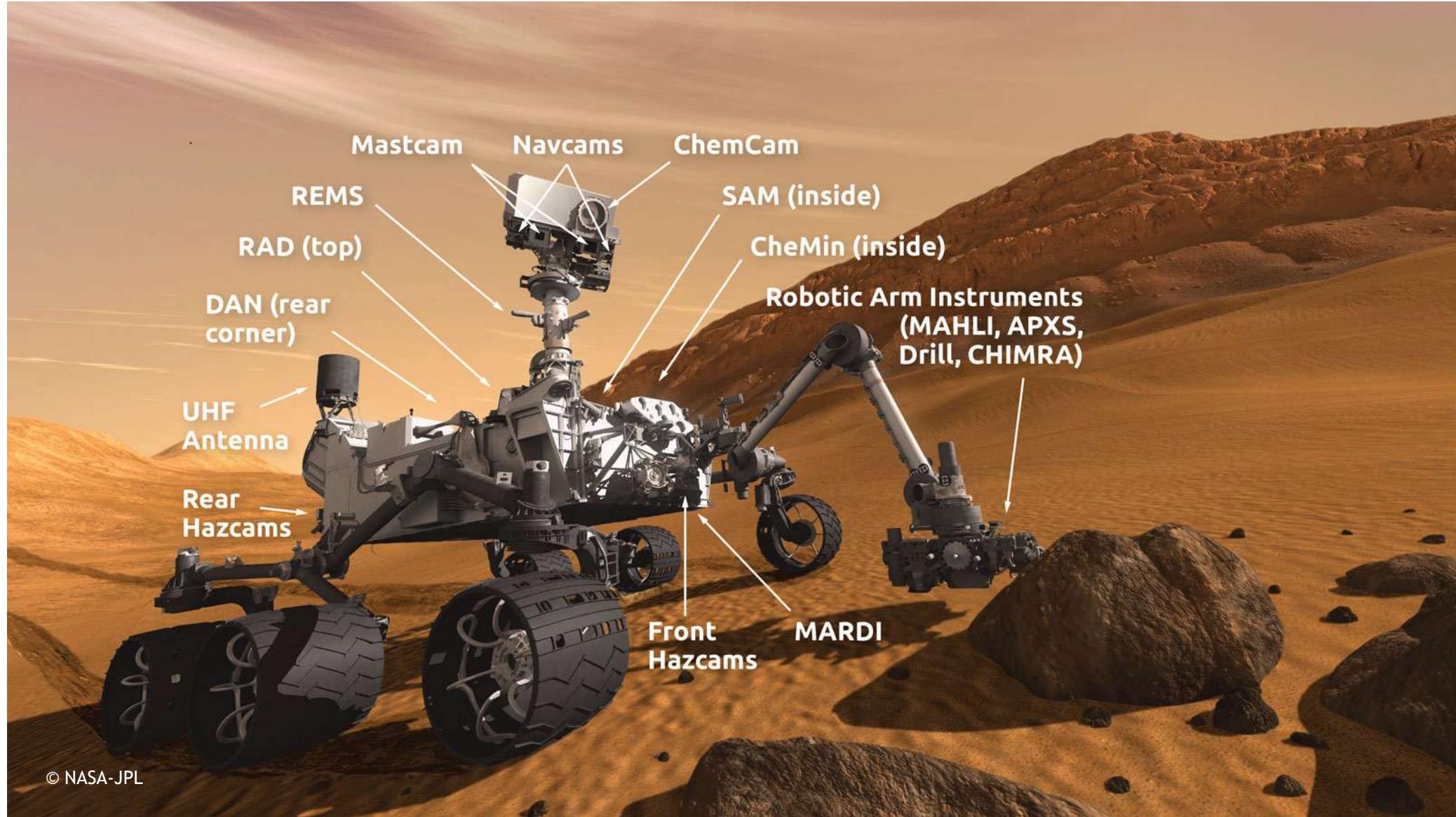
## SURFACE MISSION

- 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

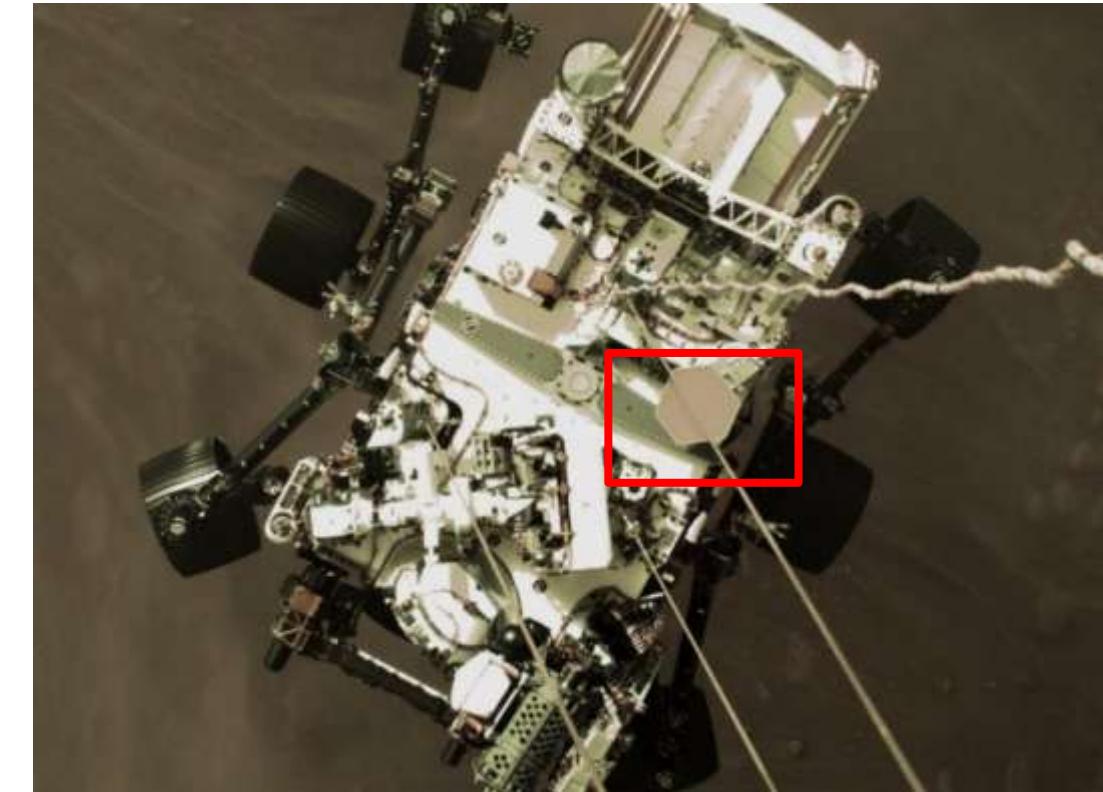


# Curiosity / Perseverance High Gain Antenna

- 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.



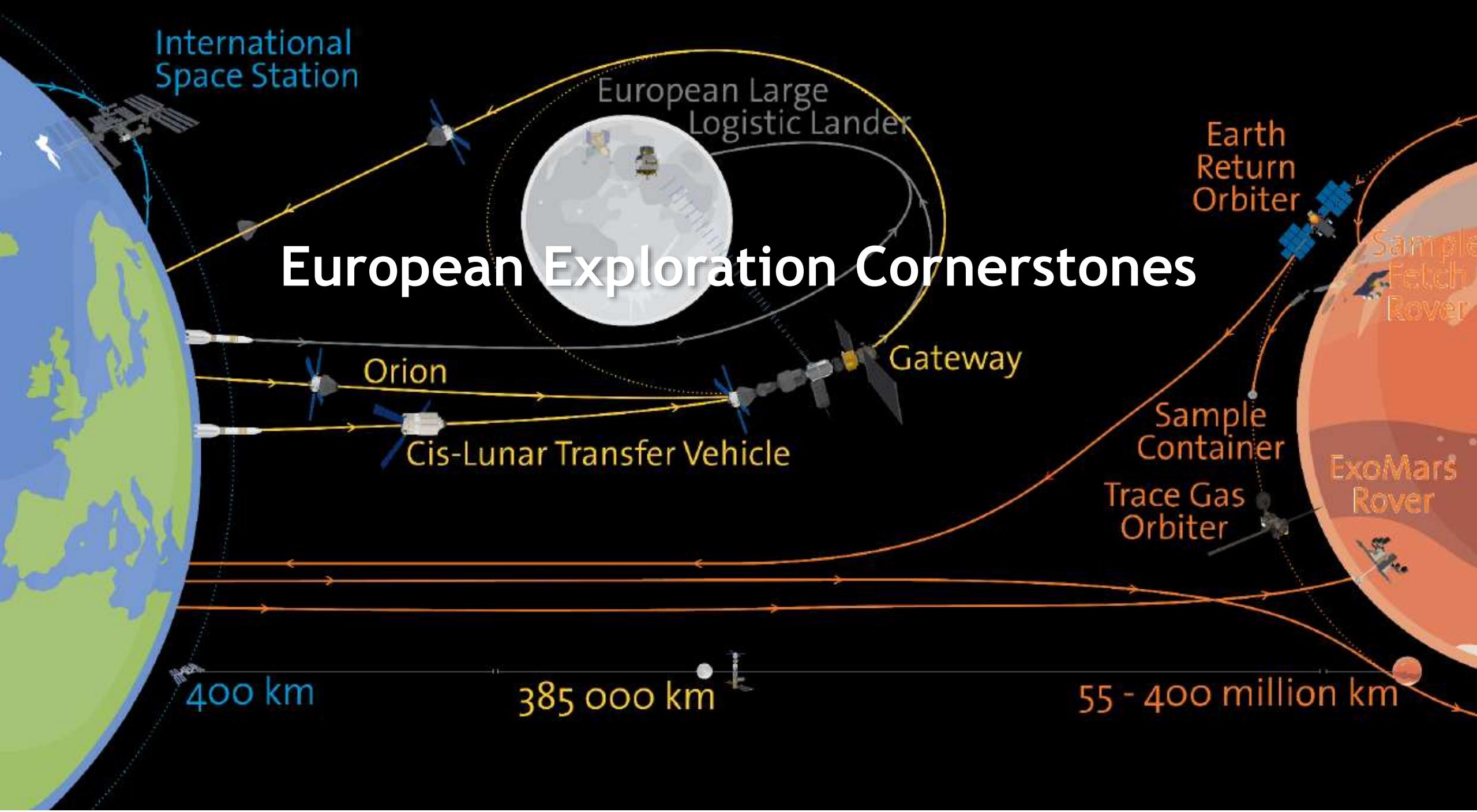
MSL - Curiosity HGA



Mars 2020 - Perseverance HGA

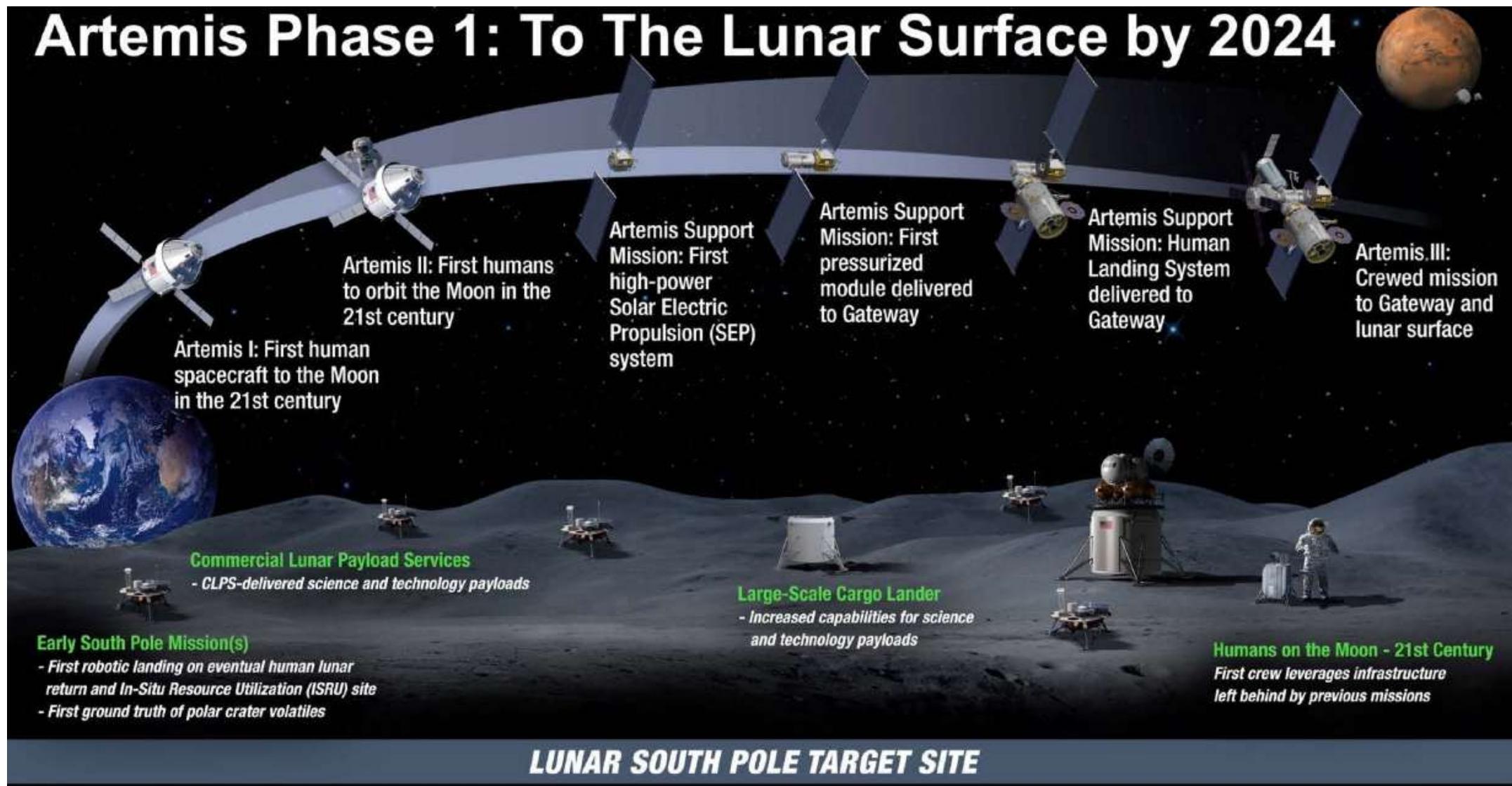
A composite image featuring two planets against a black background. On the left is Venus, a bright orange-yellow sphere with prominent dark cloud bands. On the right is Earth or Mercury, a greyish-blue sphere with a heavily cratered surface. The two planets overlap slightly.

Futuras misiones de exploración



# Exploración Lunar

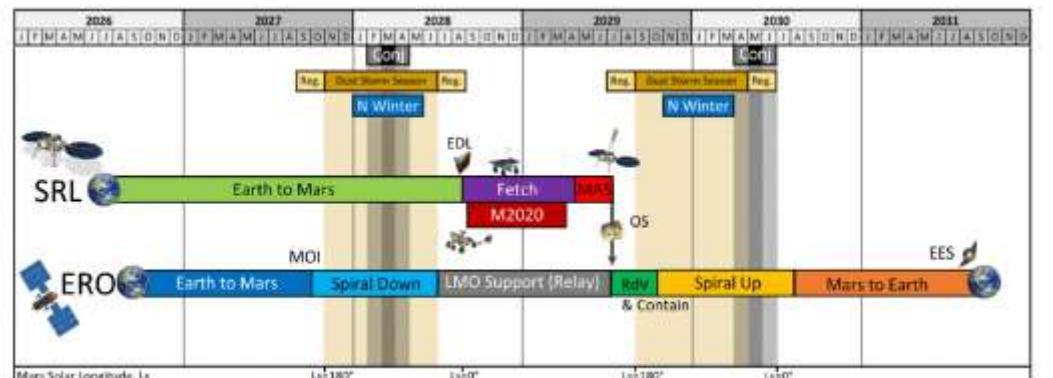
## Artemis Phase 1: To The Lunar Surface by 2024



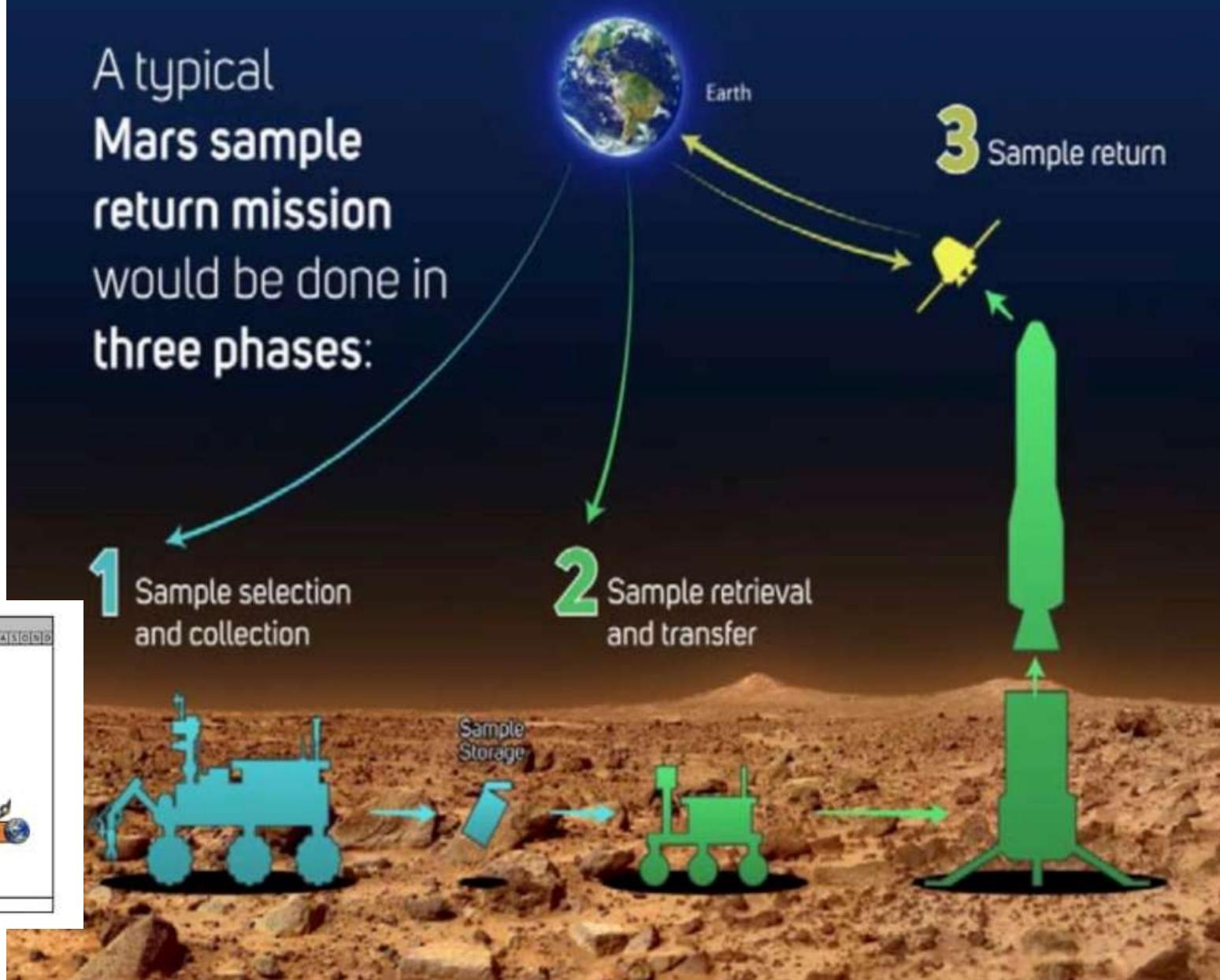
# Mars Sample Return

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

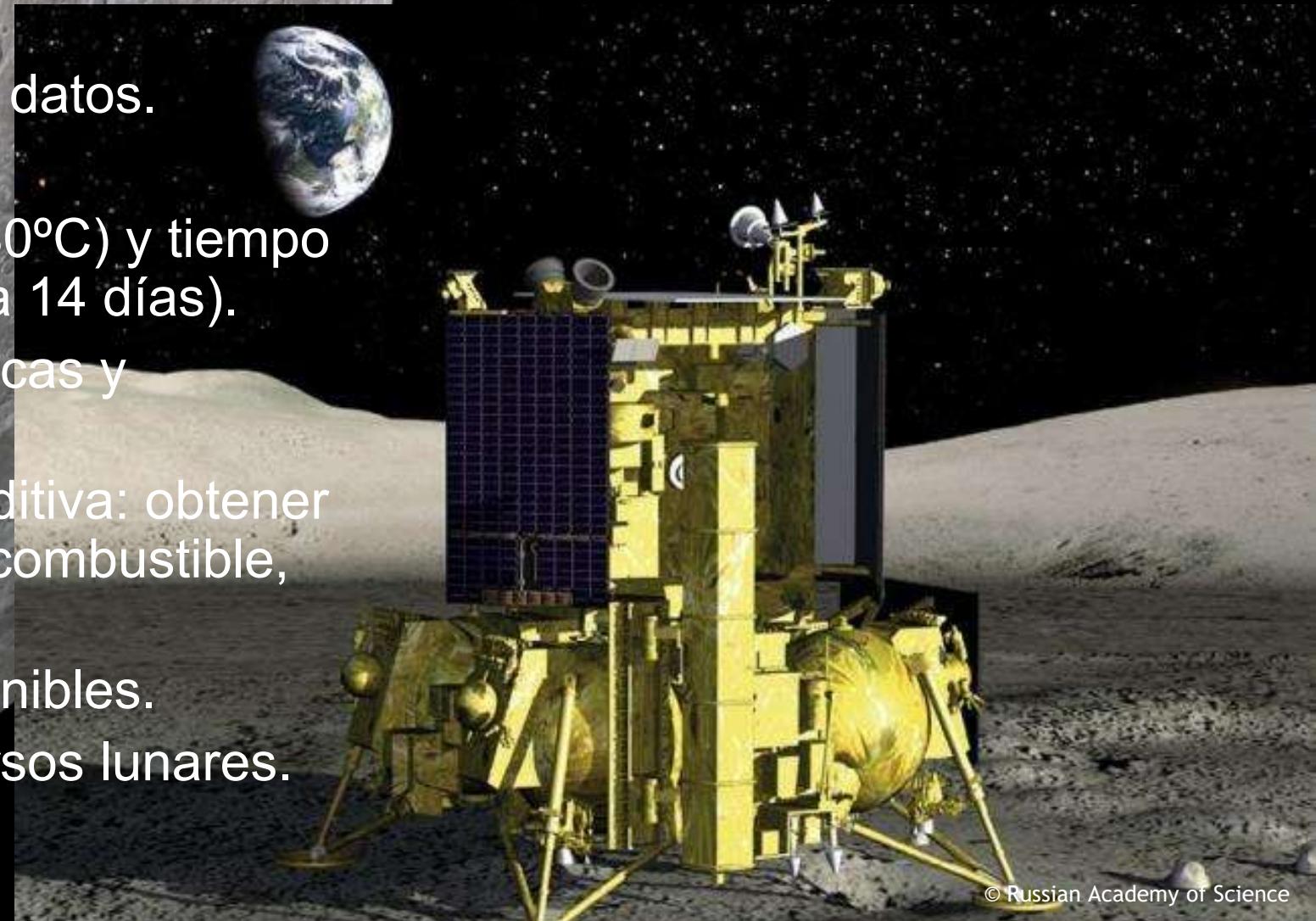


A typical  
**Mars sample  
return mission**  
would be done in  
three phases:



# 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.



© Russian Academy of Science



Gracias...  
preguntas?

A NEW ERA FOR HUMAN  
SPACEFLIGHT AND EXPLORATION

#Inspiration4