

Comunicaciones por Satélite  
Curso 2008-09

# Subsistemas del satélite. Plataforma

**Miguel Calvo**

**Ramón Martínez**



# Objetivos

- **Conocer la estructura de un satélite**
- **Identificar los principales subsistemas que integran la plataforma de un satélite y sus funciones**
- **Comprender el efecto de los eclipses sobre el funcionamiento y arquitectura del satélite**



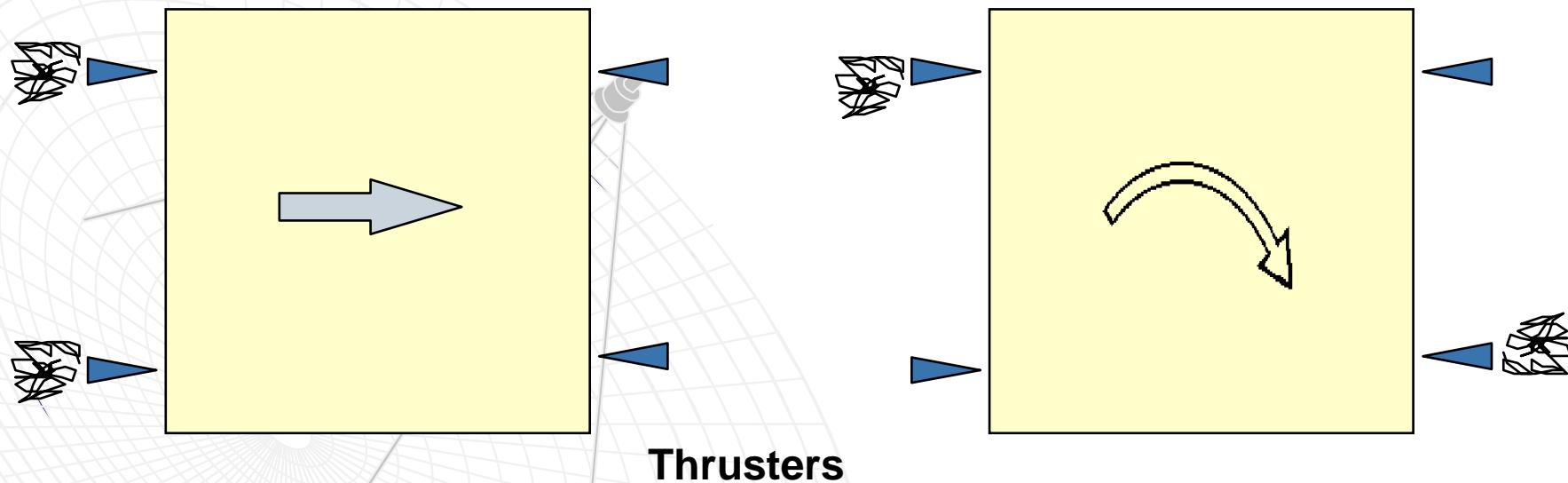
# Índice

- **Vida útil**
- **Subsistemas de la plataforma**
  - Control Orbital y Posición (AOCS)
  - Propulsión
  - Energía
  - Control Térmico
  - Procesado de datos (OBDH)
  - Telemando, telemetría y control (TT&C)
  - Antenas
  - Comunicaciones
- **Efecto de los eclipses en las comunicaciones**
- **Ejemplos: estructuras de diferentes satélites**



# Vida Útil

**El mantenimiento en posición requiere maniobras periódicas y el gasto del combustible provoca la “muerte” del satélite**



**La mayor parte del peso y volumen del satélite se dedican al combustible.**



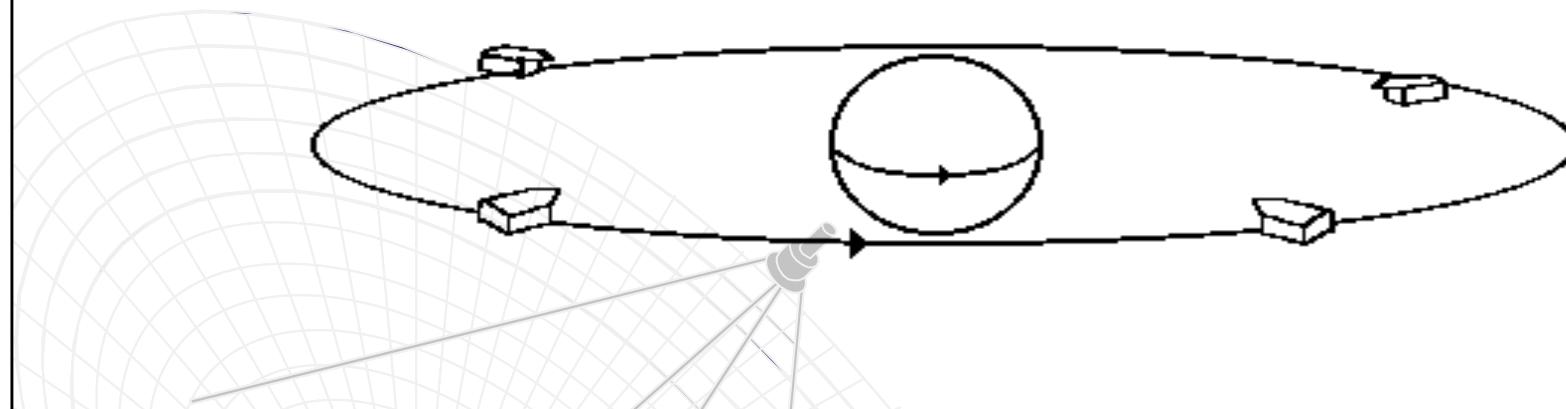
# Subsistemas del Satélite

- **Subsistemas de Control Orbital y Posición y Propulsión (AOCS)**
  - Mantiene la posición orbital mediante correcciones periódicas
  - Mantiene apuntadas las antenas a Tierra y los paneles al Sol
- **Subsistema de Energía**
  - Proporciona energía eléctrica al satélite
- **Subsistema de Control Térmico**
  - Mantiene los márgenes de temperatura de funcionamiento
- **Subsistema de procesado de datos (OBDH)**
  - Control y distribución de información entre subsistemas
- **Subsistema de Telemando, Telemetría y Seguimiento (TT&C)**
  - Mide los parámetros orbitales, el estado del satélite y controla el funcionamiento del satélite
- **Subsistema de Comunicaciones (transpondedores)**
  - Recibe, amplifica, procesa y transmite las señales
- **Subsistema de Antenas**
  - Captura y radia las señales



# Orientación del Satélite

Mientras el satélite gira alrededor de la Tierra una vez cada 24 horas, debe girar sobre sí mismo para mantener su apuntamiento hacia la Tierra



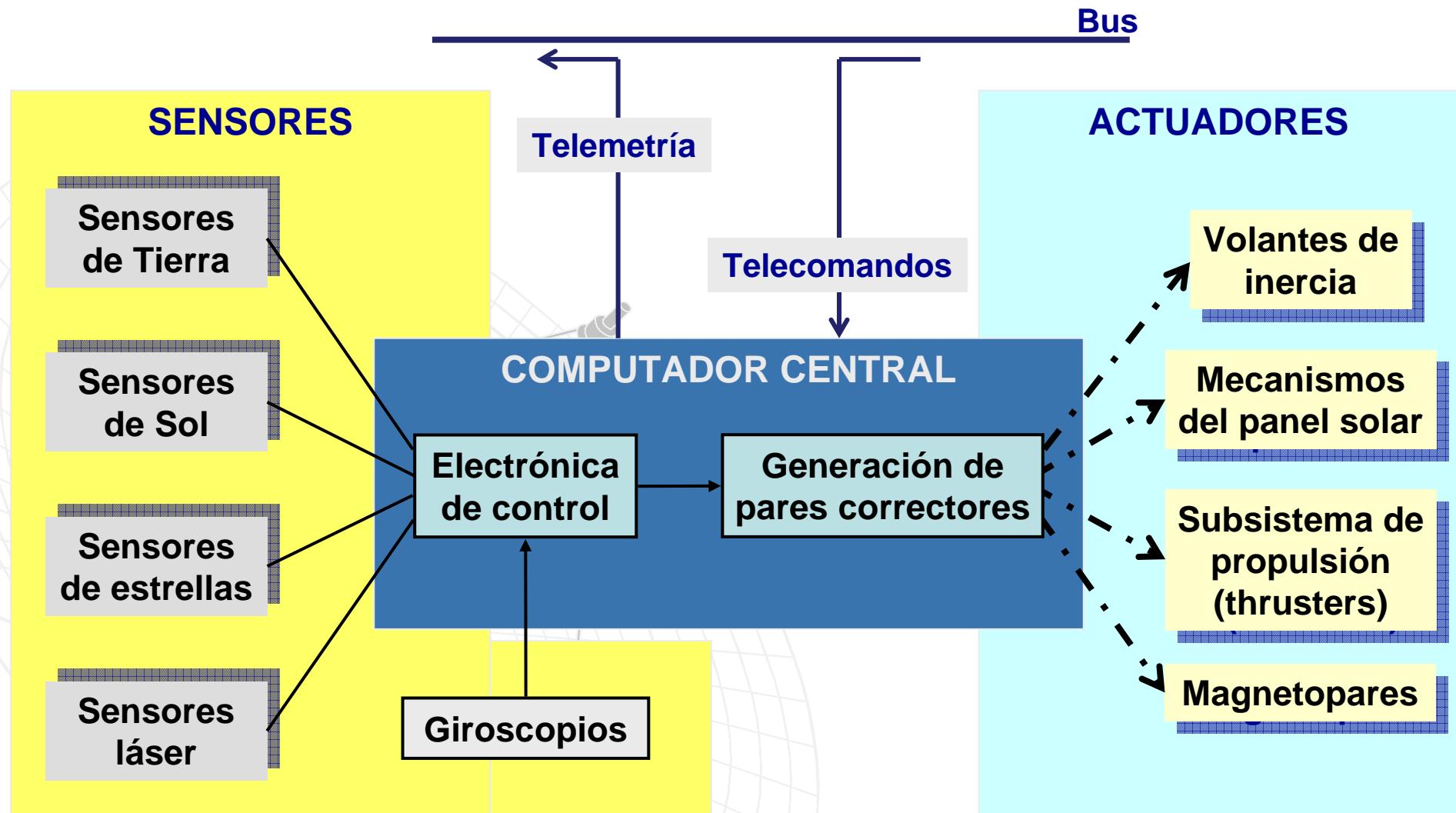
## Perturbaciones que afectan a la dinámica del satélite:

Gradiente gravitatorio  
Presión aerodinámica  
Presión de radiación solar  
Campo magnético

Emisión de partículas  
Equipos móviles  
Movimiento de líquidos  
Emisión de radiación



## AOCS: Attitude and Orbit Control System



# Funciones el subsistema AOCS

- **Control de actitud**
  - Mantener la actitud nominal del satélite (orientación)
  - Modo *closed-loop* a bordo del satélite (2 Hz a 20 Hz)
- **Control orbital**
  - Mantener la órbita nominal a través de  $\Delta v$
  - Modo *open-loop* con soporte del segmento terreno
- **Procesado de Telecomandos**
  - Encendido/apagado de unidades, maniobras de control orbital y de actitud, reconfiguración
- **Generación de Telemetría**
  - Estado de unidades (estado y potencia), lecturas de sensores, lista de comando procesados
- **Detección de fallos y aislamiento**
- **Recuperación de fallos**
- **Ejecución de maniobras (secuencias de comandos en un tiempo definido)**



# Control de Apuntamiento/Actitud

- **Detección de la orientación**
  - Detectores del Sol (usados sobre todo durante la puesta en órbita)
  - Detectores de infrarrojos del borde de la tierra (cuerpo negro a 255K rodeado por 4K)
  - Estelares (relacionan la radiación estelar con un mapa celeste)
  - Magnetómetros (campo magnético terrestre)
  - Sensores de RF
  - Centrales iniciales (girómetros y acelerómetros)
- **Comparación con los ejes de referencia**
- **Corrección de la orientación generando pares correctores**
  - Bien en tierra en lazo abierto (TT&C) o a bordo en lazo cerrado
  - Usando thrusters (toberas), giroscopios, volantes de inercia o magnetopares (control activo)
  - Usando la presión de la radiación solar o el gradiente gravitatorio (control pasivo)



# Sensores

DSS2 Digital Solar Sensor



Satélite estabilizado en tres ejes  
FOV:  $\pm 64^\circ \times \pm 60^\circ$   
Precisión:  $0.05^\circ$ - $0.1^\circ$   
Resolución:  $28''$   
Masa de la cabeza óptica: 350 g  
Tamaño de la cabeza óptica:  $86 \times 50 \times 30$  mm  
Salida digital: 16 bits  
Potencia: 0.5 W

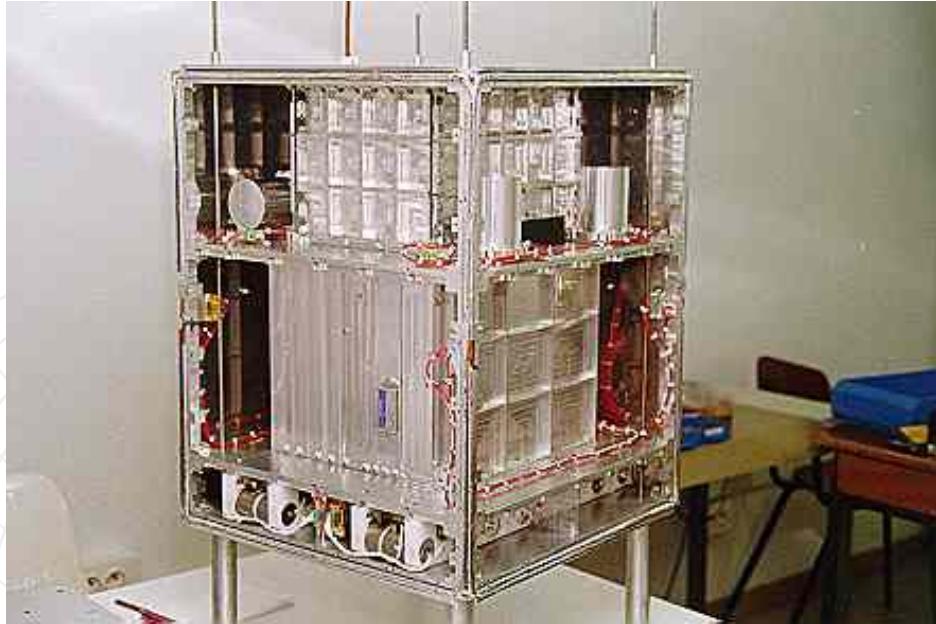
CE3S Conical Scanning IR Earth Sensor



Satélite estabilizado en tres ejes  
Rango de altitudes: 100-8000 km  
IFOV:  $1.5^\circ \times 1.5^\circ$   
Cono de observación:  $55^\circ$   
Velocidad de giro: 60 rpm  
Precisión:  $<0.05^\circ$  (constante),  $<0.07^\circ$  (aleatorio)  
Resolución: 2'  
Masa de la cabeza óptica: 2.7 kg  
Tamaño de apertura:  $118 \times 200$  mm  
Salida: RS-232  
Potencia: 2 W



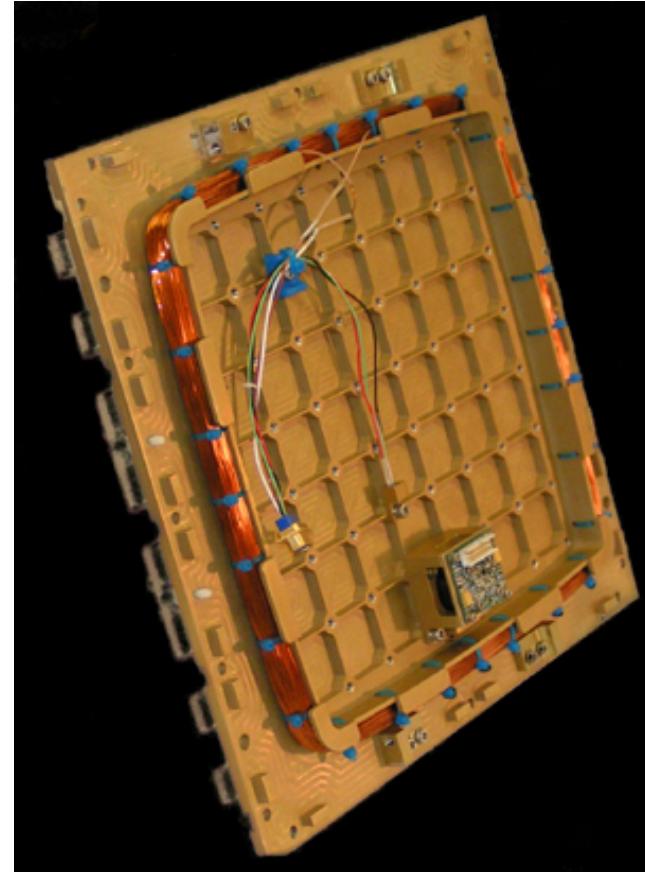
# Actuadores



## Magnetopares del UPM-SAT 1

**Seis bobinas conectadas en paralelo dos a dos de modo (tres parejas de magnetopares).** Uno de estos magnetopares tiene bobinas de forma cuadrada, de 425 mm de lado, situadas alrededor de las bandejas A y D; las otras cuatro bobinas son rectangulares, de 530 mm x 425 mm, y están dispuestas alrededor de las paredes laterales.

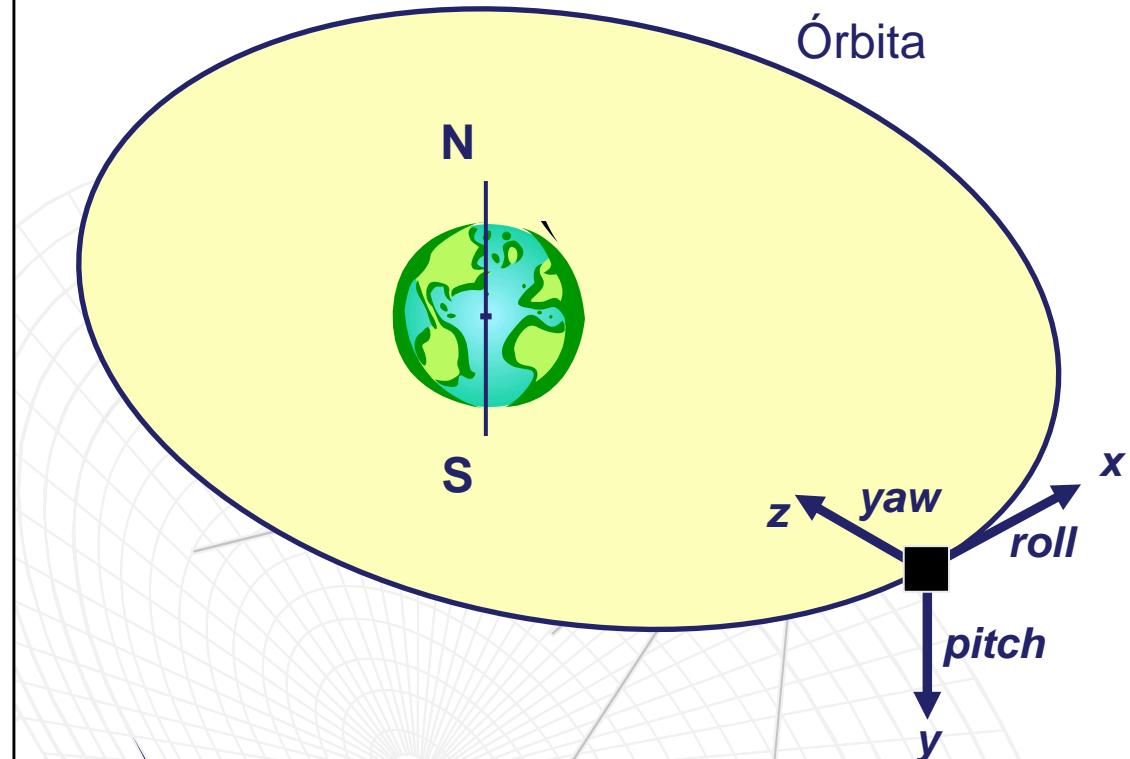
**Material:** magnetopar con hilos de cobre, y bobinas de cobre esmaltado recubiertos de kapton.



**Magnetopar:** hace uso de las fuerzas creadas por la interacción del momento magnético generado y el campo magnético terrestre para rotar el satélite.



# Sistema de Coordenadas del Satélite



Notación:

- Eje x: roll (*alabeo*)
- Eje y: pitch (*cabeceo*)
- Eje z: yaw (*guiñada*)

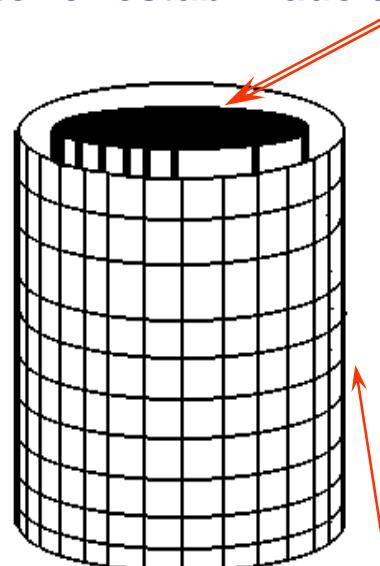
Sistema de coordenadas  
del satélite

El eje z apunta hacia el centro de la tierra. El eje x se toma en el plano del Ecuador en dirección hacia el Este. Por tanto, el eje y tiene dirección sur.



# Mantenimiento de la Orientación

Cuerpo interior estabilizado a Tierra

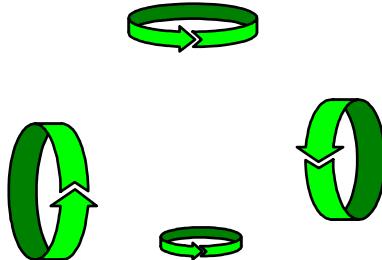


Tambor exterior rotatorio

Estabilizado por spin

Volantes de Inercia

Tierra



Estabilizado en tres ejes



Control Moment Gyros (CMGs)  
15 Nms en roll y ptich

Martínez, Miguel Calvo

CSAT 13



POLITÉCNICA

Comunicaciones por S

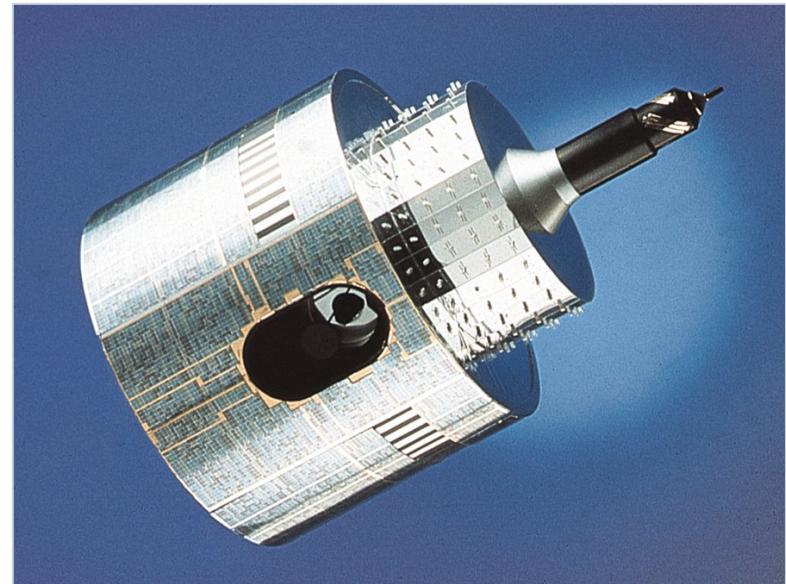
- **El haz de la antena gira en sentido contrario a la rotación del satélite**
- **Dos tipos:**
  - a) **Mecánicas:** un motor gira la antena para contrarrestar el rotación de spin
    - Buena lubricación y acopladores rotatorios de calidad
    - ATS-III (1967), Intelsat-III (1968)
  - b) **Electrónicas:** array de antenas montado sobre un cilindro; un sistema de control conmuta o modifica la alimentación de los elementos radiantes
    - Pérdidas en alimentadores, discontinuidades de amplitud/fase, cambios en el diagrama de radiación
    - Meteosat, ATS-I



# Ejemplos de Despun antennas



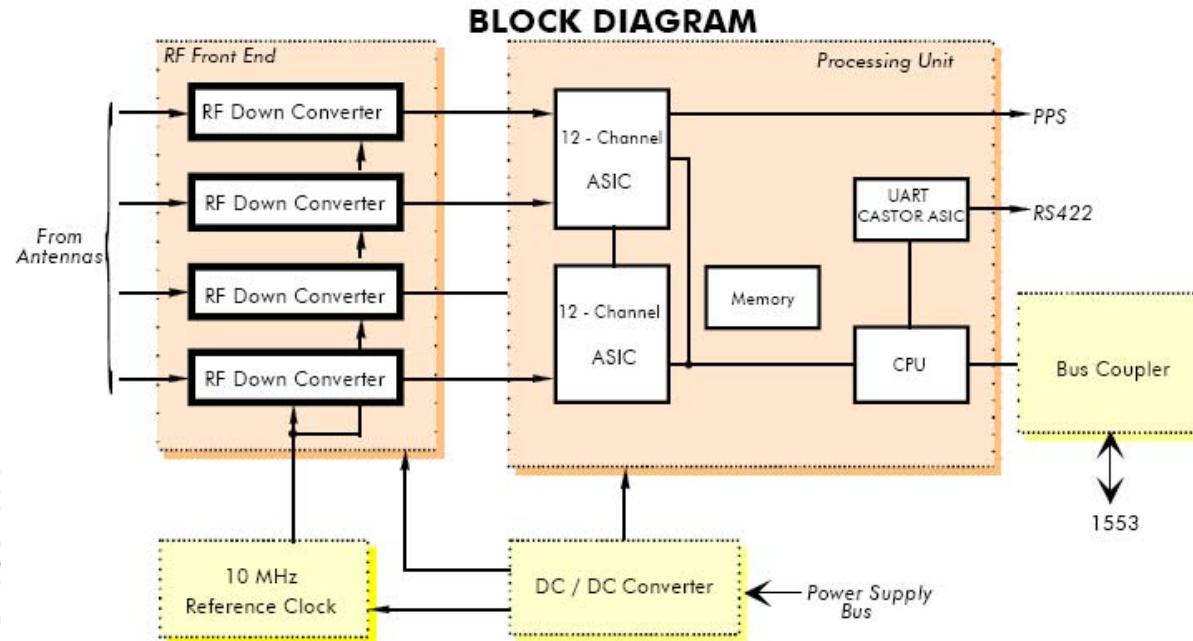
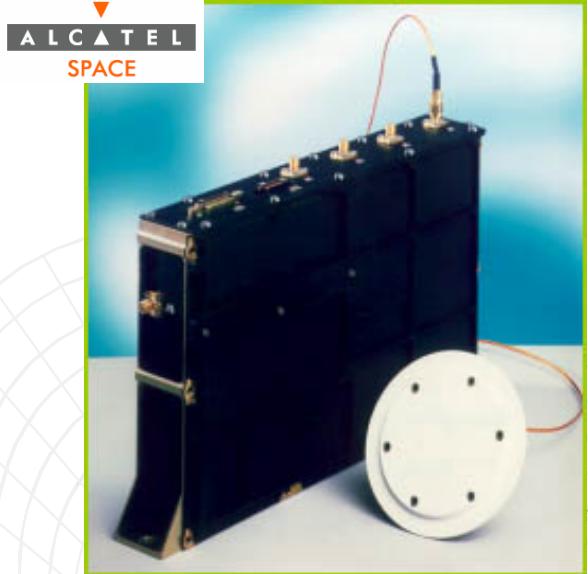
**ATS-III (mecánica)**



**Meteosat (electrónica)**

# AOCS basado en GPS

## GPS Navigation Unit



## TYPICAL PERFORMANCES

GPS L1 C/A signal characteristics	For all spacecraft orbits: LEO ; MEO ; HEO; GTO ; GEO		
Doppler	< ± 60	Khz	
Doppler rate	< ± 120	Hz/s	
Localisation	10 to 50	m	
Time	0.2 to 1	μs	
Sensitivity			Orbit dependant UTC and GPS time available
* cold start	39	dB.Hz	
* warm start	36	dB Hz	
* tracking	20	dB Hz	
Time to first Fix (TTFF)	200	seconds	
	30	minutes	
Attitude raw measurements	Allowing 0.1°	accuracy	
Mass	< 1.5	kg	
Dimensions (L,W,H)	276x36x170	mm³	
Consumption	< 8	W	1 antenna
	< 12	W	4 antennas
	< 4	W	in standby mode
Qualification temperature range	-25 to +60°C		

## MAIN OUTPUT DATA

- PVT Navigation data at 1 Hz
- Orbital parameters at 0.1 Hz
- Raw measurement for attitude at 10 Hz
- Receiver status at 1 Hz

# Subsistema de propulsión

- **Mantenimiento de la órbita y/o mantenimiento en estación (*station keeping*)**
  - Satélites LEO: mantener la altura para que no caigan a Tierra
  - Satélites GEO: para que siempre vean la misma superficie de la Tierra
- **Transferencia a órbita final (p.e., de GTO a GEO)**
  - Motor de apogeo
- **Parámetros básicos de diseño del sistema de propulsión**
  - Empuje: fuerza proporcionada por el motor
  - Impulso específico: medida del contenido energético del propelente y su eficiencia para producir empuje

$$\Delta V = I_{sp} g \ln\left(\frac{M_0}{M_0 - M_p}\right)$$

$M_0$ : masa inicial del vehículo

$M_p$ : masa de propelente consumida



# Clases de propulsión

- **Propulsante sólido**
  - Gases producidos por combustión de elementos sólidos
  - Aluminio en polvo/Perclorato amónico
  - Alto empuje, pero no pueden volver a encenderse
- **Propulsante líquido**
  - Combustión de uno o dos propulsantes líquidos
    - Monopropulsante: hidracina ( $N_2H_4$ )
    - Bipropulsante:  $N_2O_4$ -MMH o derivados del petróleo y oxígeno
    - Motores duales: agrupan las dos técnicas anteriores
- **Gas frío**
  - Expulsión de gas (Nitrógeno) almacenado a elevada presión
  - Bajo empuje, pero no dañan la estructura
- **Propulsión eléctrica (iónica)**
  - Aceleración eléctrica del fluido propelente (gas ionizado)
  - Bajo empuje, alto impulso específico
  - Puede ser electrotérmica, electrostática, plasma

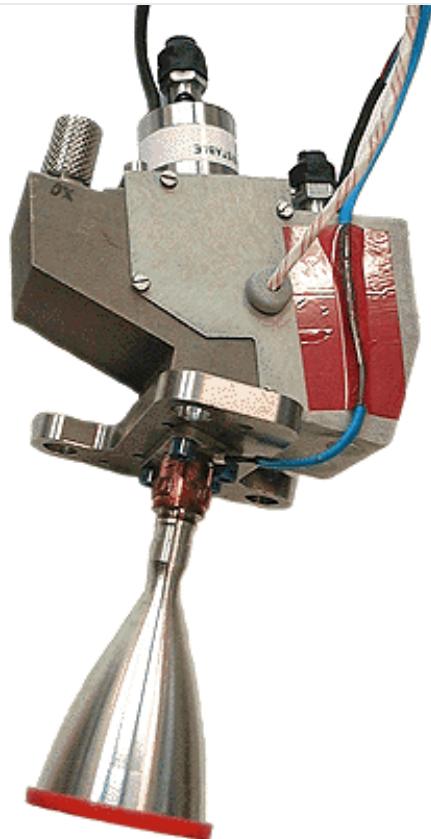


# Comparación de subsistemas de propulsión

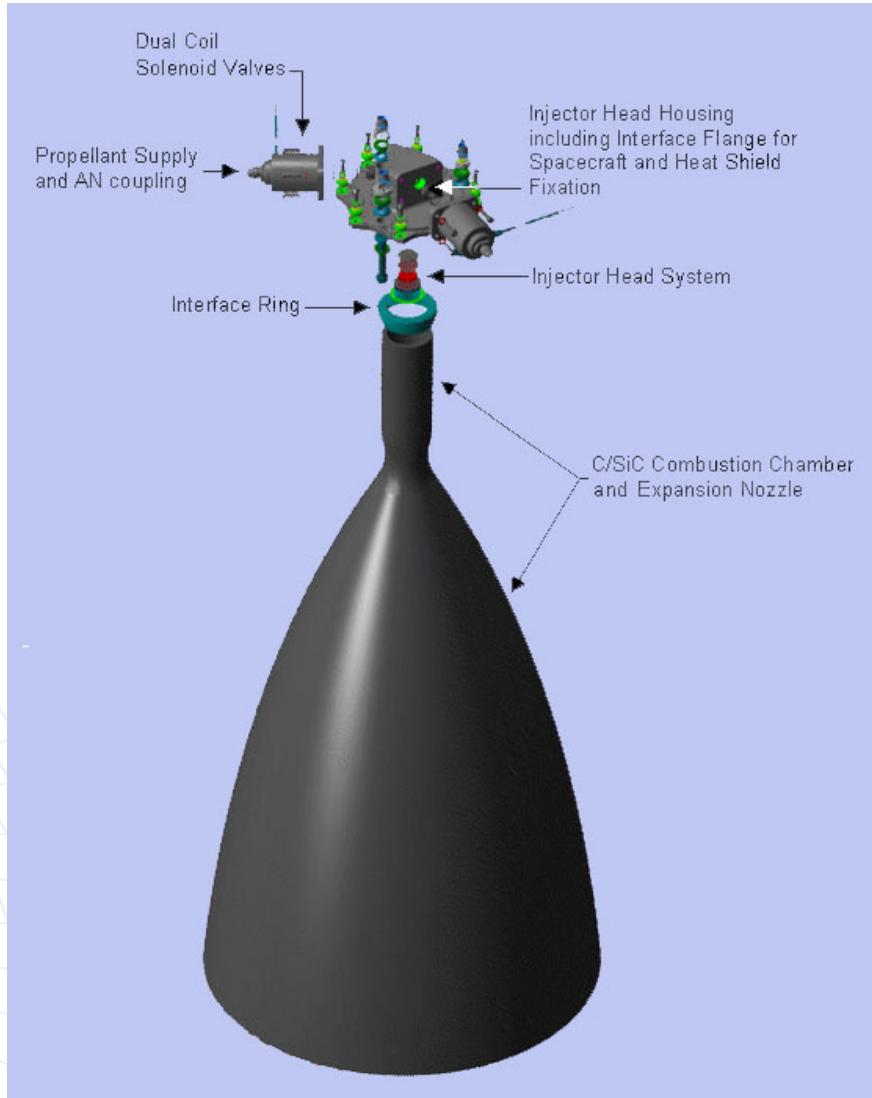
<b>Motor</b>	<b>Transferencia orbital</b>	<b>Control de órbita</b>	<b>Control de actitud</b>	<b>Impulso específico (s)</b>	<b>Empuje (N)</b>
<b>Sólido</b>	×			280-310	50-50000
<b>Líquido</b>					
Monopropulsante		×	×	220-240	
Bipropulsante	×	×	×	280-315	
Dual	×	×	×	280-340	
<b>Gas frío</b>			×	50-170	0.03-20
<b>Eléctrico</b>					
Electrotérmico		×	×	300-800	0.1-0.2
Electrostático		×	×	1000-3000	0.02
Plasma		×	×	2000-5000	0.01-0.1



# Thruster y motor de apogeo



10 N thruster



European Apogee Motor (500 N)

CSAT 20

Fuente: EADS SPACE Transportation Portal

Comunicaciones por Satélite. Curso 2008-09. ©Ramón Martínez, Miguel Calvo

# 2 N Hydrazine Thruster (Modelo CHT 2)



## 2 N HYDRAZINE THRUSTER Model CHT 2

### Characteristics

Propellant:	Hydrazine
Inlet Press. Range:	5.5 to 22 bar
Thrust Range vac:	0.60 to 2.0 N
Isp vac:	210 to 227 sec
Total Impulse:	112,000 Ns
Cycle Life:	105,000
Accum. Burn Time:	22.5 hours
Min. Impulse Bit:	0.2 to 0.6 Ns
Overall length:	172 mm
Nozzle diameter:	8.6 mm
Mass:	0.20 kg

### Heritage

Spacecraft	Units
OTS	20
MCS	24
ECS	40
Telecom 1	24
Giotto	10
Skynet 4	24
ISO	36
Ulysses	14
<a href="#">Meteosat</a> op.	11
NATO 4	16



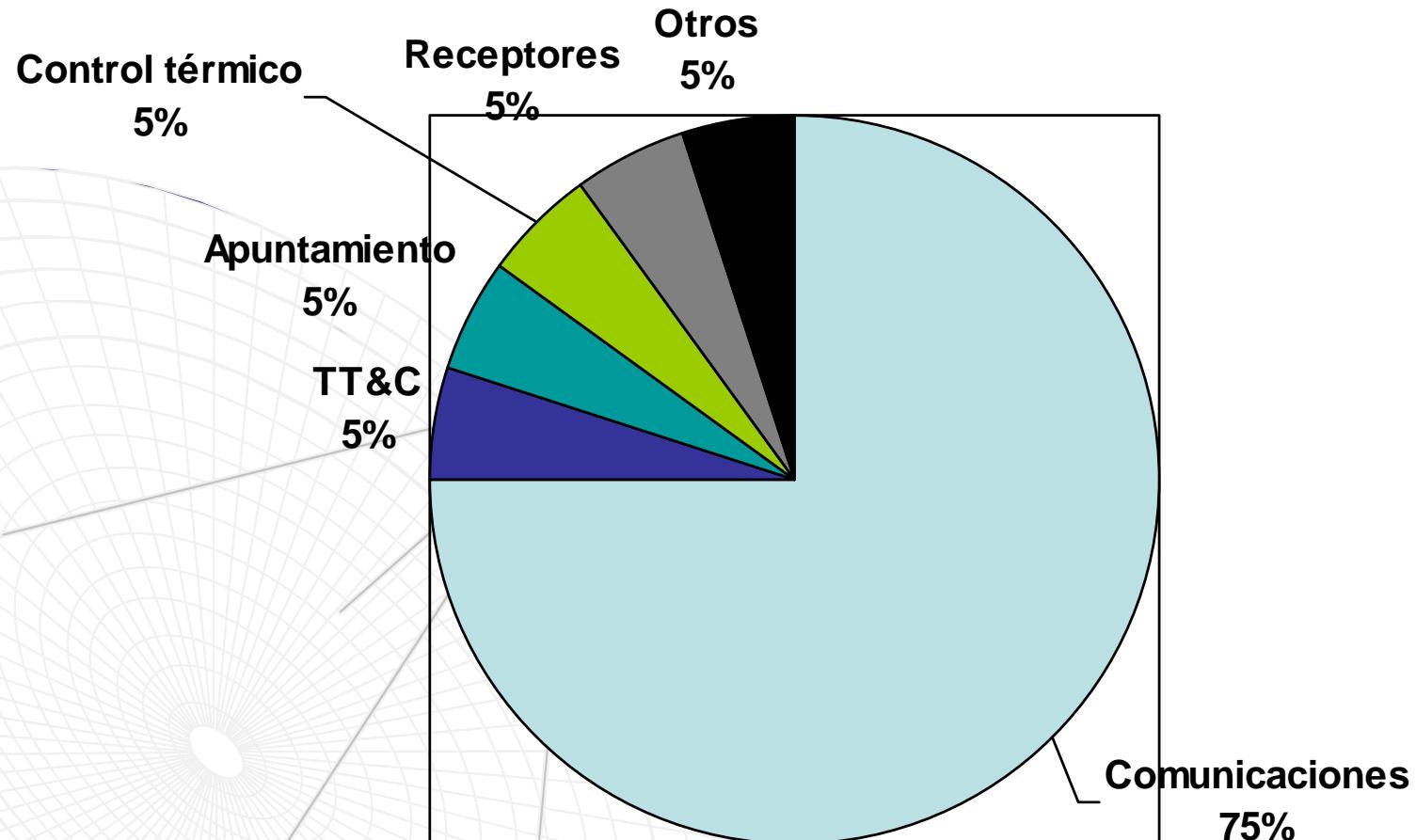
[Model CHT 2 N thruster with canted nozzle](#)



# Subsistema de energía

- **Generación, almacenamiento y distribución de energía eléctrica necesaria para la operación de los equipos del satélite en función de su eficiencia**
- **Requisitos:**
  - ↑ PIRE ~ kW para radiodifusión y comunicaciones móviles
  - ↓ tamaño equipos
  - Valor típico: >10 kW
- **Subsistemas:**
  - Fuentes de energía primarias (paneles solares)
  - Fuentes de energía secundarias (baterías)
  - Elementos de acondicionamiento y protección





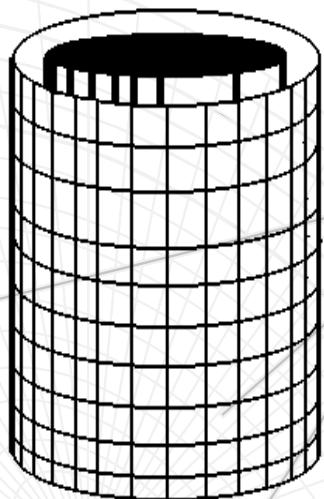
# Generación de Energía

**Flujo solar: 1.39 KW/m<sup>2</sup>**

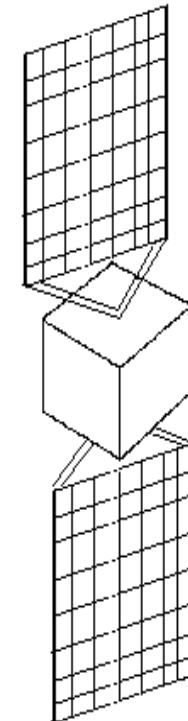
**Eficiencia: 10 al 25 %**

**Baterías Ni-Cd (originalmente)**

**Se apagan los transpondedores durante los eclipses.**



**Sol**



**Menor número de células (1/3).**

**Temp. media alta 50-80°C → menor tensión salida**

**Se requiere mayor número de células**

**Temp. media 20-30°C → mayor tensión de salida**



# Fuentes de energía primarias

- **Energía solar (Flujo solar ~ 1.39 KW/m<sup>2</sup>)**
- **Células solares**
  - Efecto fotovoltaico: aparición de tensión eléctrica en los bordes de una unión p-n cuando incide un haz de fotones sobre ella
  - Eficiencia: 10-15 %, y se reduce en un 30 % a los 10 años
  - Protección: cubierta para filtrar radiación solar fuera de la región de sensibilidad de las células solares
  - Tecnología:
    - Silicio: barato, poca eficiencia
    - AsGa: mayor eficiencia, pero mayor {grosor, masa, coste}
    - MJ y thin films



# Fuentes de energía primarias

- **Paneles solares**

- ~ miles de células solares/panel
- Eficiencia de relleno ( $f$ )
- $P=V \cdot I$  ( $V$ : en serie;  $I$ : en paralelo)
  - Minimizar el riesgo de fuera de servicio cuando se estropea una celda
- Dimensionado:
  - Potencia ofrecida por 1 celda:

$$A = \underbrace{\left( \frac{P}{P_{1celda}} \right)}_{n: \text{número de celdas/panel, según la potencia requerida } P} \cdot s/f$$

**n: número de celdas/panel, según la potencia requerida P**

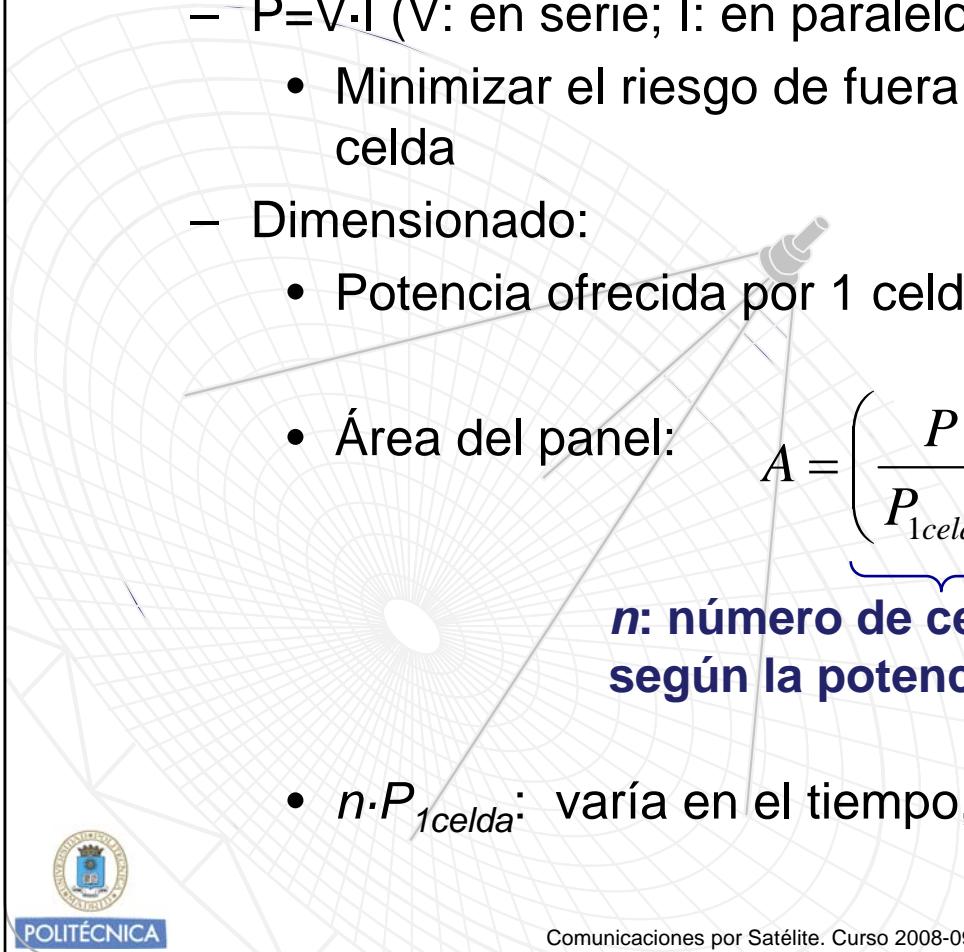


Diagram illustrating the calculation of solar panel area based on distance from the Sun.

$$P_{1celda} = \phi \cdot e \cdot s \cdot (1 - l)$$

Annotations:

- Eficiencia (Efficiency) points to  $e$ .
- Área de una celda (Area of one cell) points to  $s$ .
- Pérdidas (Losses) points to  $(1 - l)$ .

$$\phi = W \cdot \left( \frac{a^2}{d^2} \right) \cdot \cos \theta$$

a: distancia media al Sol (1 A.U.)  
 d: distancia real al Sol

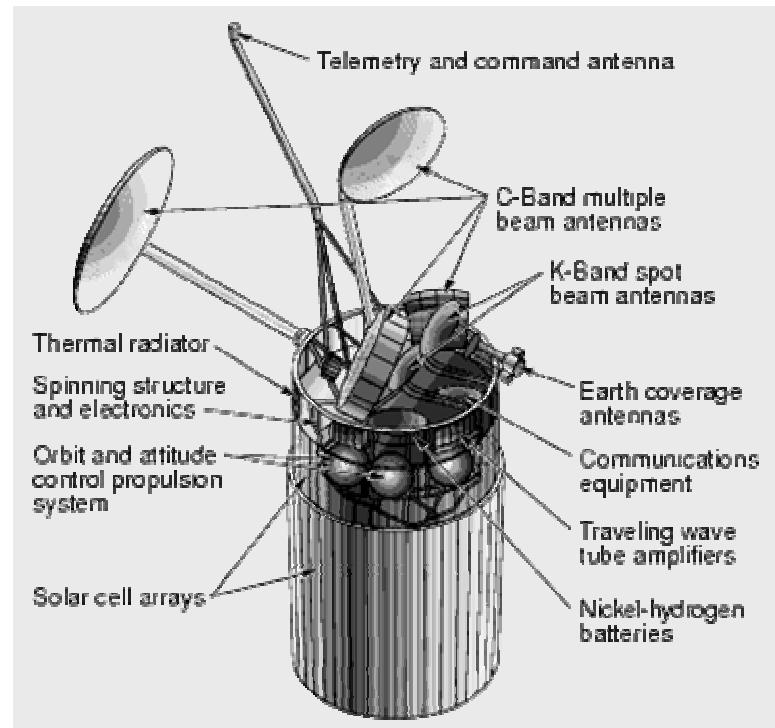
- $n \cdot P_{1celda}$ : varía en el tiempo, debe dimensionarse en el caso peor



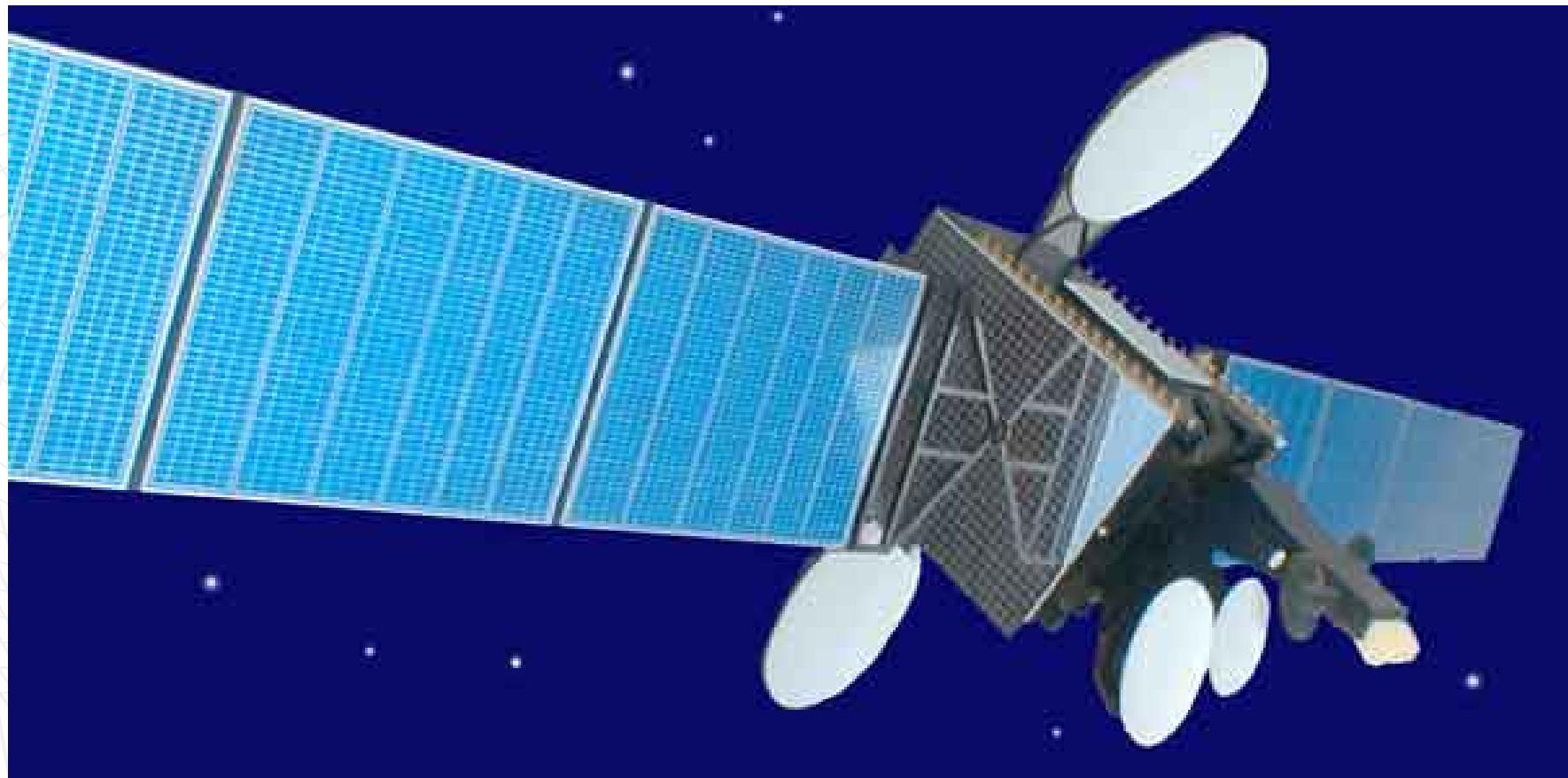
# Intelsat VI



**Fijos y pegados al cuerpo del satélite**



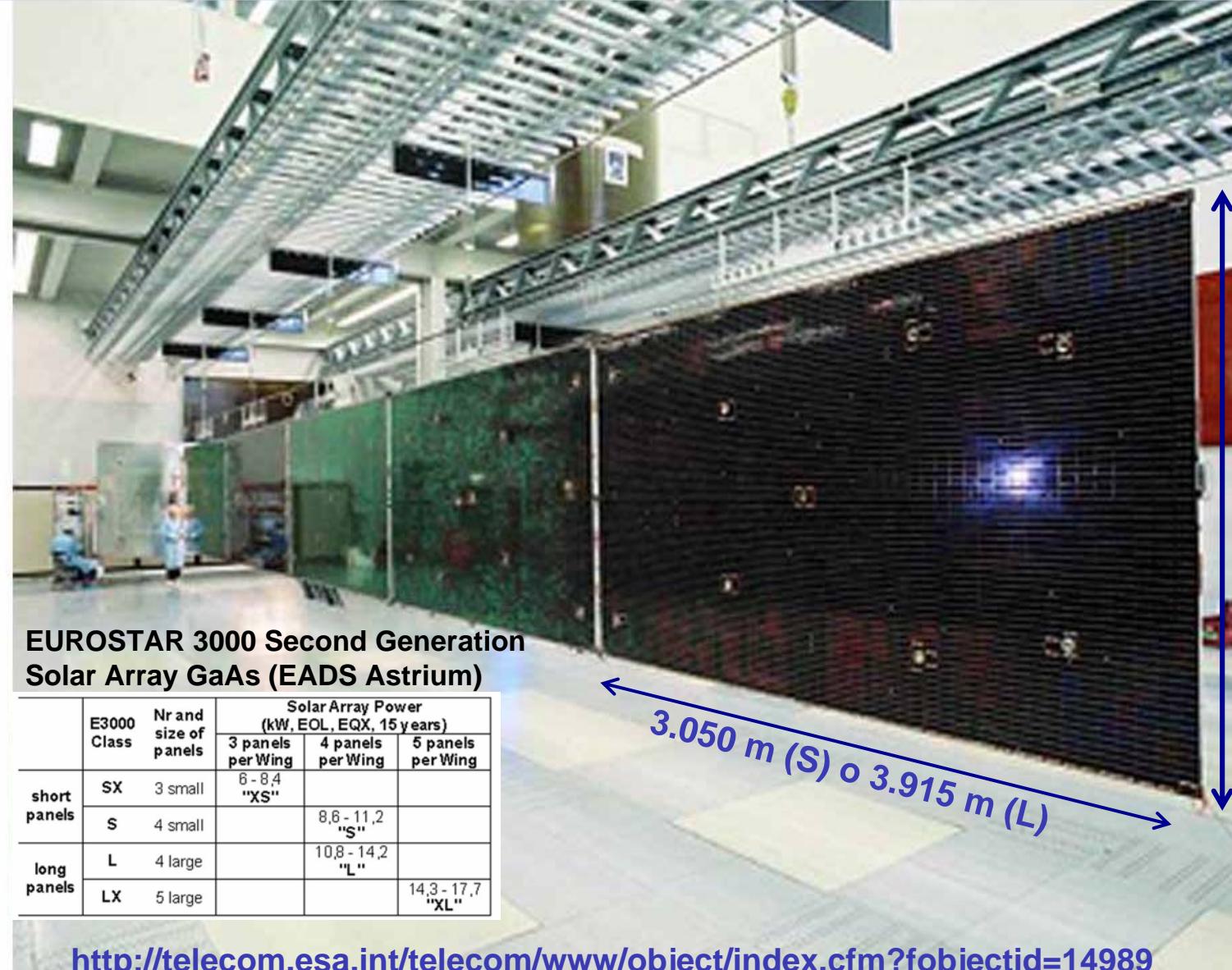
# Intelsat VII



**Desplegables y Externos**



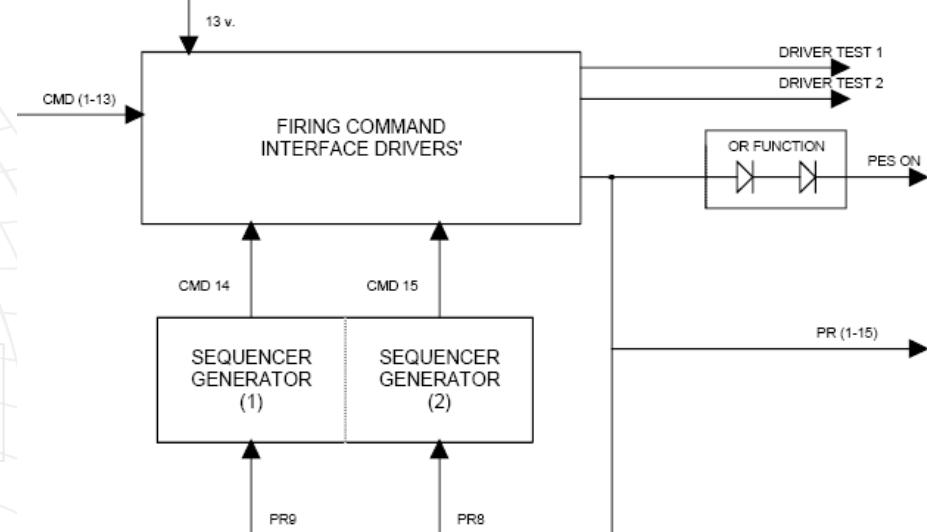
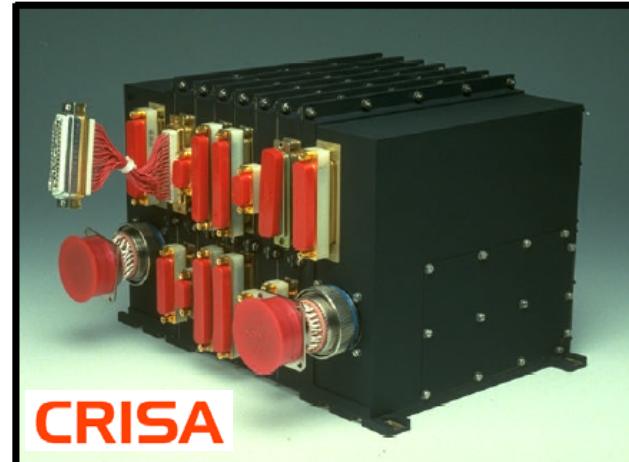
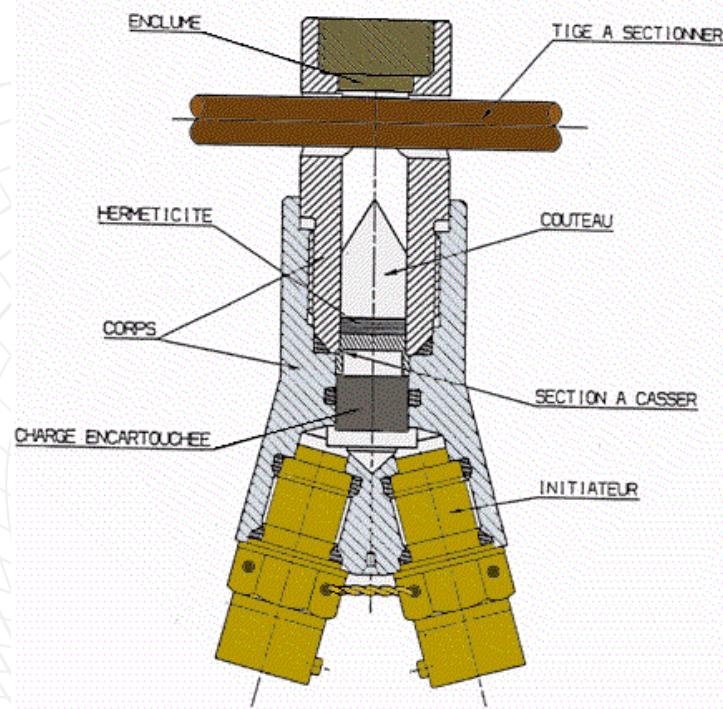
# Paneles solares



# Despliegue de paneles solares

## Mecanismos pirotécnicos para el despliegue de paneles solares

Pyro and thermal Knives Driver Unit

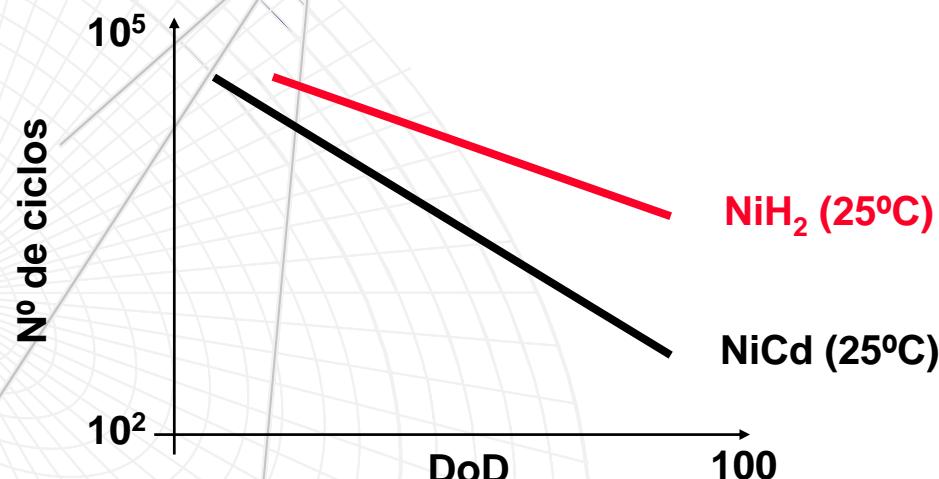


<http://ceos.cnes.fr:8100/cdrom-00b/ceos1/satellit/spotsys/spot4/ang/pan.htm>



# Fuentes de energía secundarias

- Almacenan energía procedente de los paneles solares cuando están operativos, y la devuelven cuando dejan de estarlo (**eclipses**)
  - Fuente primaria tras el lanzamiento
- **Baterías**
  - Capacidad (Ah): producto de la corriente por el tiempo de uso
  - Tiempo de vida (depende de la temperatura y del nivel de profundidad de la descarga-DoD)



- Energía específica (Wh/kg): energía almacenada por unidad de masa

# Fuentes de energía secundarias

- **Tecnologías:**

- NiCd: las primeras que se emplearon (satélite NTS2, 1974)
- NiH<sub>2</sub>: menor peso, mayor tolerancia a descargas, mayor energía específica
- Li-Ion: mayor energía específica, mayor eficiencia (menor tamaño de los paneles solares)
  - Frente a las baterías de Ni, las de Li-Ion suponen una reducción de peso (de paneles solares, disipadores y circuitos de acondicionamiento) y son modulares (conexión de celdas en paralelo)
- Ag-Zn, Ag-H<sub>2</sub>: baterías recargables, mayor energía específica, pero menor tiempo de vida (LEO)
- Celdas de Na: aplicaciones espaciales, requieren T<sup>as</sup> de funcionamiento elevadas (~350°C)



# Subsistema de energía (GEO)

COM DEV  
SPACE

Li-Ion

Cells 18650, 1.5 A-h

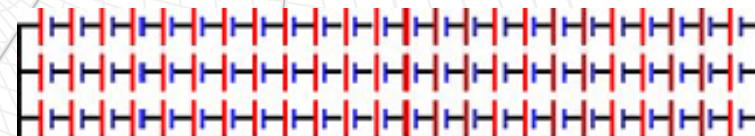
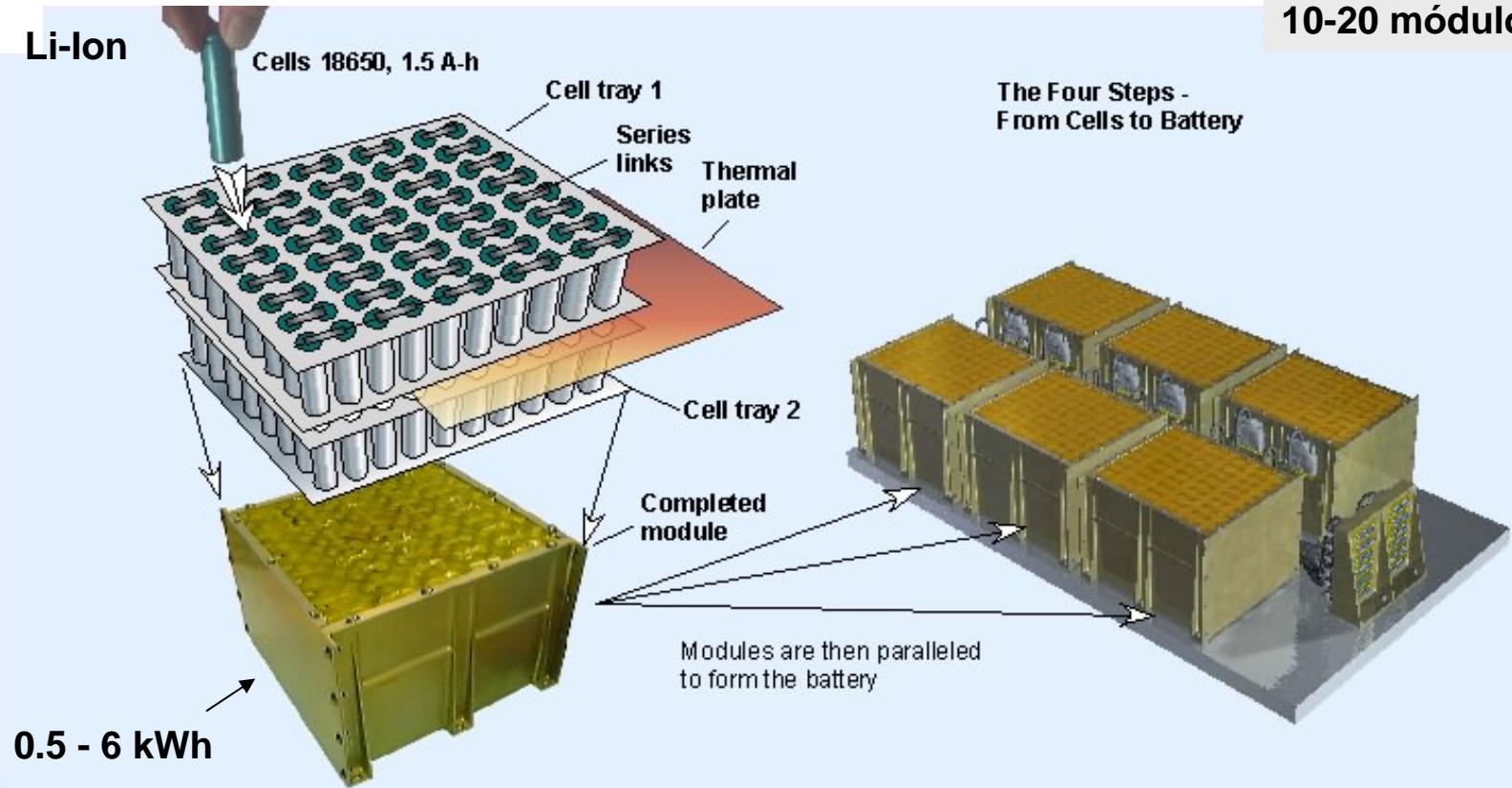
Cell tray 1

Series  
links

Thermal  
plate

The Four Steps -  
From Cells to Battery

GEO (20 kW/100 V)  
10-20 módulos



A 24s x 3p  
Battery  
60 - 100.8V  
410 Wh BoL

- **Sistemas disipativos y no disipativos**
  - La energía sobrante se disipa o se cambia el punto de trabajo de los paneles solares (o se entrega a las baterías)
  - Topologías de bus en estrella (centralizada) o distribuidas
- **Distribución de energía antes y durante los eclipses**
  - Balancear los voltajes de paneles y baterías
- **Minimizar las pérdidas óhmicas (disipación de calor)**
  - Aumentar la tensión de trabajo para la misma potencia (AC)
  - Normalmente, la distribución se hace en DC
- **Redundancia**
  - Evitar que el satélite se quede sin energía
  - Independizar los paneles solares y las baterías (sólo se replican los elementos secundarios por limitaciones de masa)
- **Protección frente a descargas**
  - Puede invertirse la polaridad de las celdas
  - Filtros paso bajo (ruidos), sensores, limitadores, interruptores, convertidores



# Control Térmico

- **Mantener dentro de unos márgenes de temperatura adecuados los equipos y la estructura del satélite.**
- **Las deformaciones estructurales deben minimizarse para asegurar un funcionamiento correcto del apuntamiento del satélite y del funcionamiento de los subsistemas**
- **Diferentes márgenes de temperatura de funcionamiento:**

– Baterías:	0 °C a +20 °C
– Células solares:	-100 °C a +50 °C
– Equipos electrónicos:	-10 °C a +60 °C
– Tanques de combustible:	+10°C a +50 °C
– Sensores de infrarrojo:	-20 °C a +45 °C
– Antenas:	-150°C a +80°C



# Transferencia de calor

- **Evacuar el calor al espacio exterior: transferencia de calor por radiación térmica**
- **Longitud de onda de la radiación térmica en función de la temperatura (entre 0.2 y 20 μm):**

$$\lambda_{\max} T = 2897.6 \quad \text{Fórmula de Wien}$$

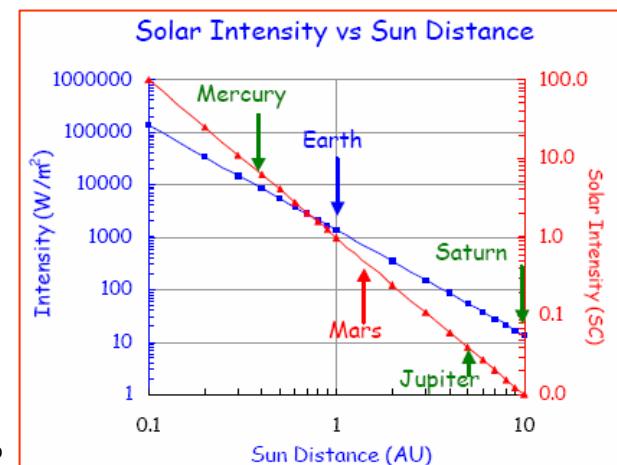
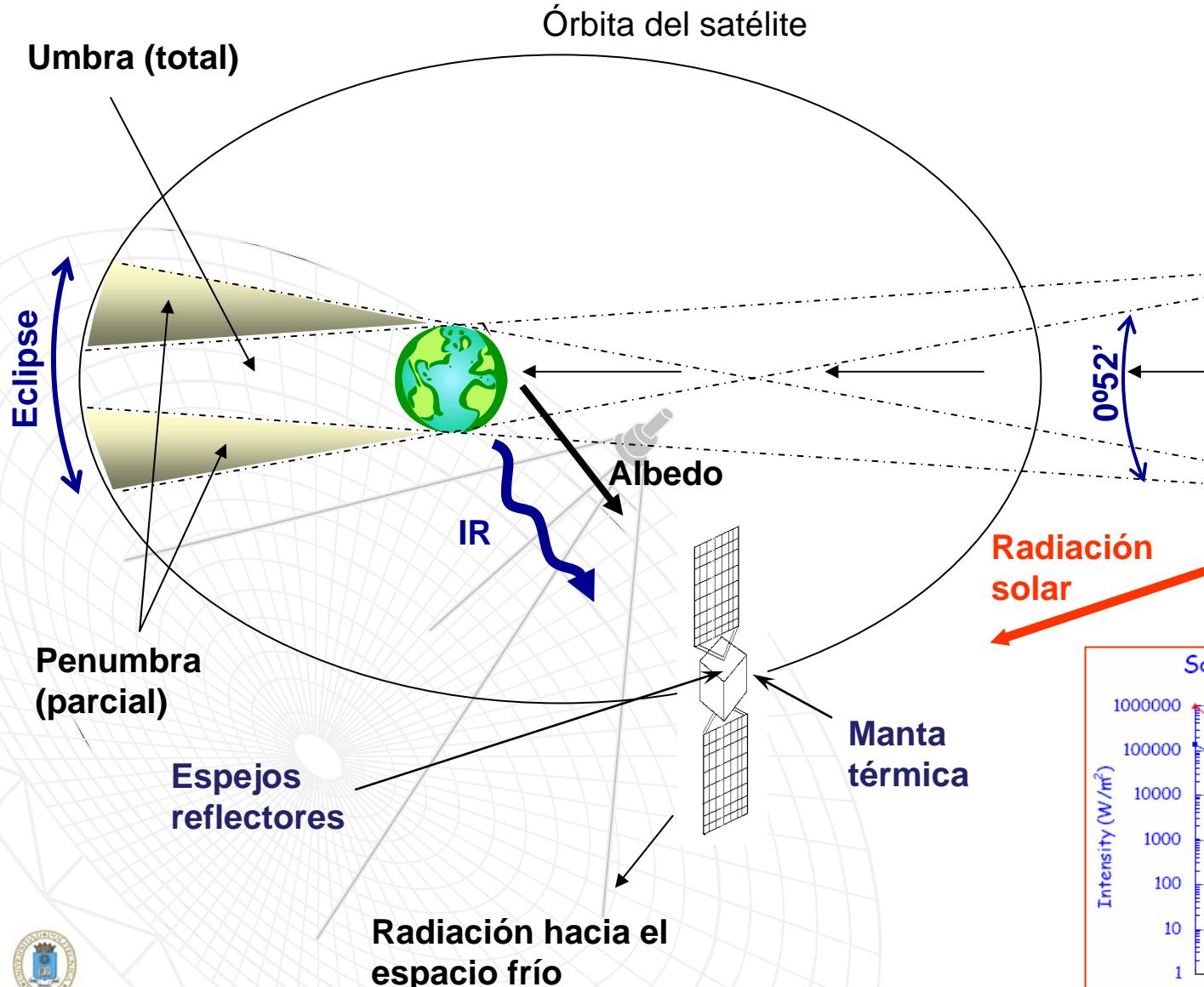
- **El intercambio de calor se hace a través de la superficie exterior**
  - Si la  $T_{\text{ext}}=20^{\circ}\text{C}$ , el área del radiador para disipar  $P(\text{W})$  es:

$$A(m^2) = \frac{P(W)}{5.67 \cdot 10^{-8} \times 293^4}$$

- Ejemplos: Satélite pequeño (300 W, <1m<sup>2</sup>), GEO (4 kW, 10m<sup>2</sup>), ISS (400 kW, 100m<sup>2</sup>)

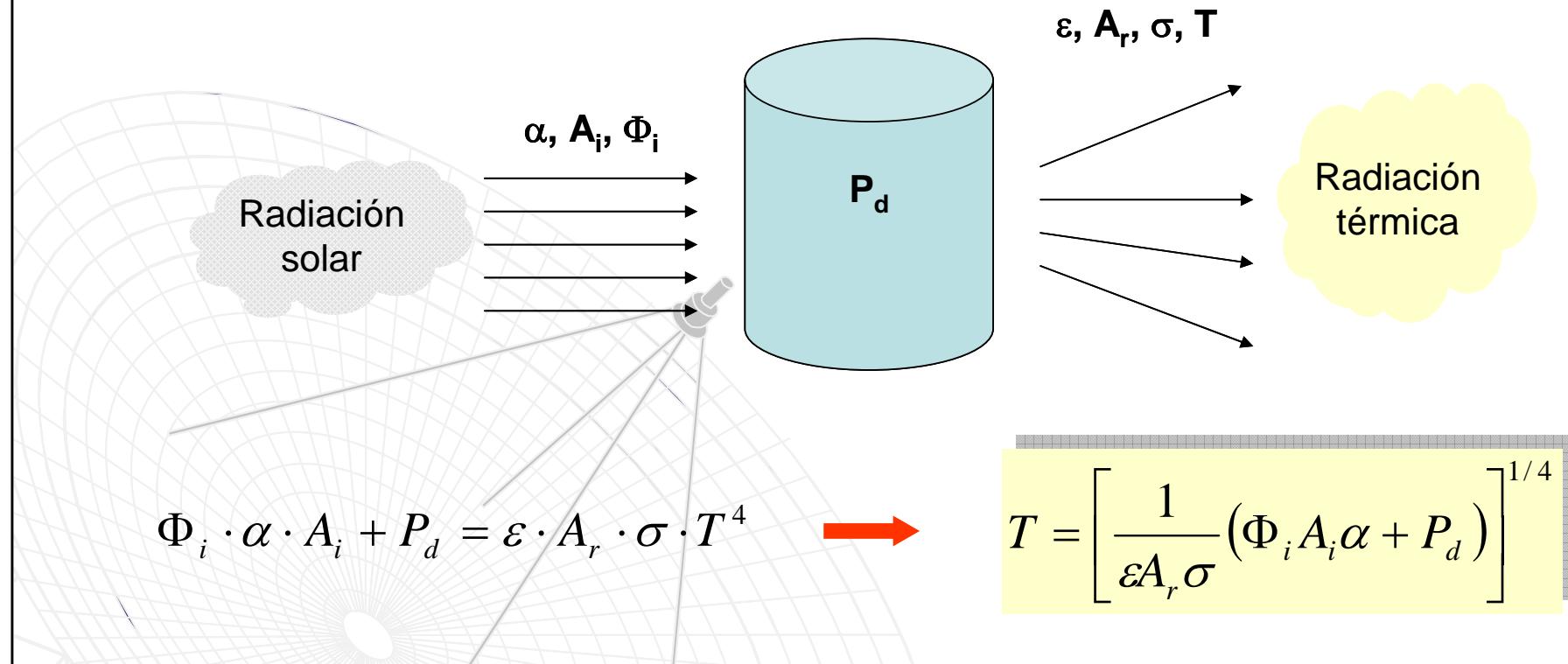


# Fuentes de radiación



# Temperatura media del satélite

- Ecuación de equilibrio térmico**



$\sigma = 5.67 \times 10^{-8} \text{ W}\cdot\text{m}^{-2}\cdot\text{K}^{-4}$  es la constante de **Stefan-Boltzman**.

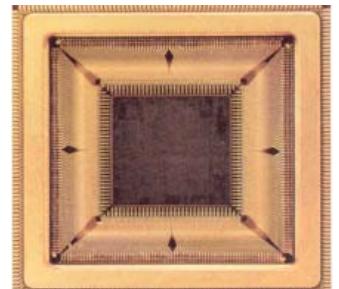
$\alpha$  = **absortividad**

$\varepsilon$  = **emisividad**



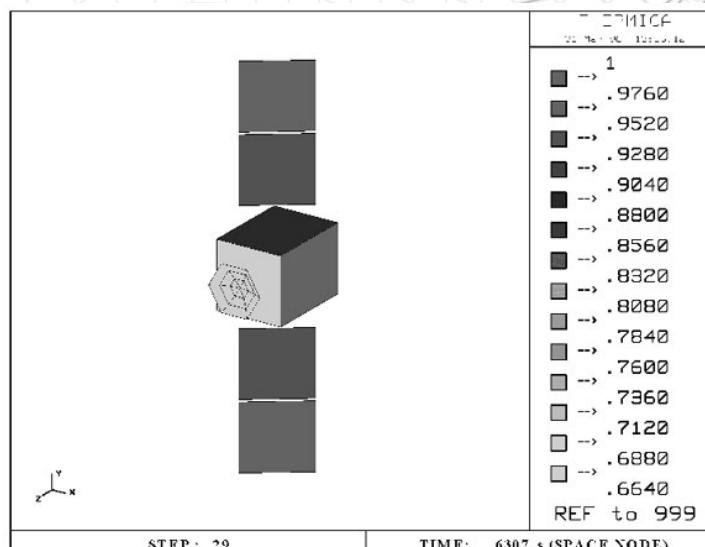
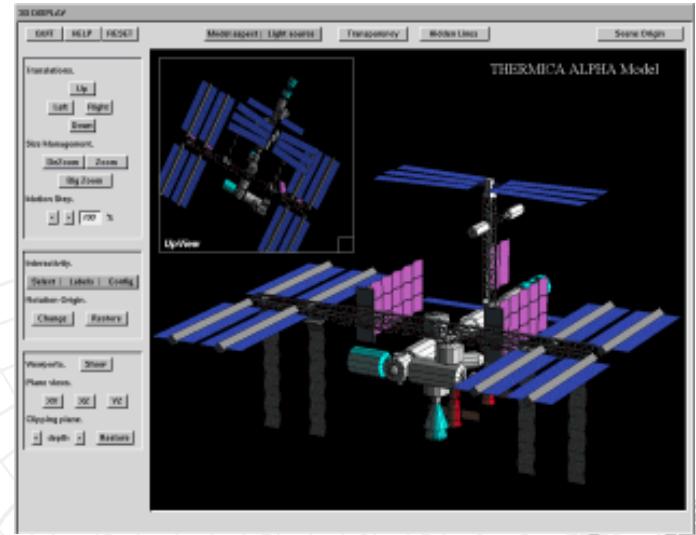
# Materiales

1. **Pintura blanca:** absorbe la radiación infrarroja (Tierra) y refleja el flujo solar. Es fría al sol (-150 °C a -50 °C) ya que  $\alpha \approx 0.17$  y  $\epsilon \approx 0.9$  dan una relación  $\alpha/\epsilon$  pequeña.
2. **Pintura de aluminio:** tiene una  $\epsilon \approx 0.25$  y  $\alpha \approx 0.25$  por lo que la temperatura de equilibrio al sol de 0 °C. Por otra parte a la sombra es más templado que la pintura negra.
3. **Pintura negra:** tiene un alto  $\epsilon \approx 0.89$  y  $\alpha \approx 0.97$  por lo que al sol la temperatura es superior a 0 °C.
4. **Superficie metálica pulida:** absorbe la parte visible del espectro solar pero refleja la radiación infrarroja. Estos recubrimientos son calientes al sol (50 °C a 150 °C) ya que la relación  $\alpha/\epsilon$  es alta (para el oro  $\epsilon \approx 0.04$  y  $\alpha \approx 0.25$ ).
5. **Kapton:** material usado como aislante térmico exterior que se mantiene estable entre -269°C y +400°C.
6. **Mylar aluminizado:** aislante interior del MLI.
7. **MLI (Multilayer Isolation):** Kapton+Mylar.

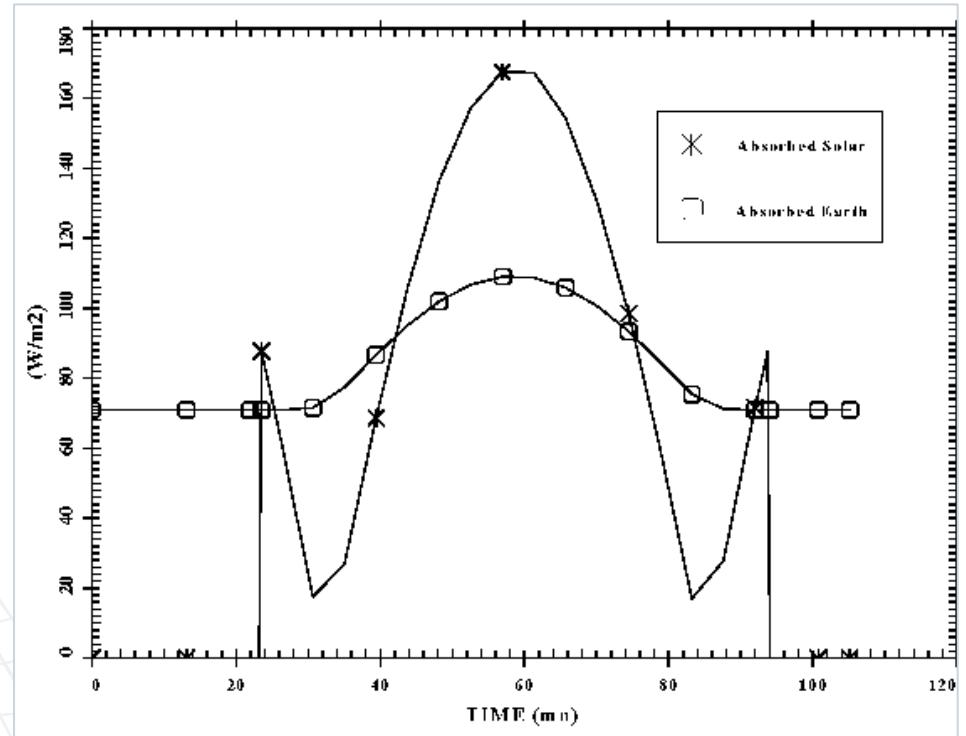


CSAT 39

# Modelos térmicos para satélites



Factores de intercambio de radiación

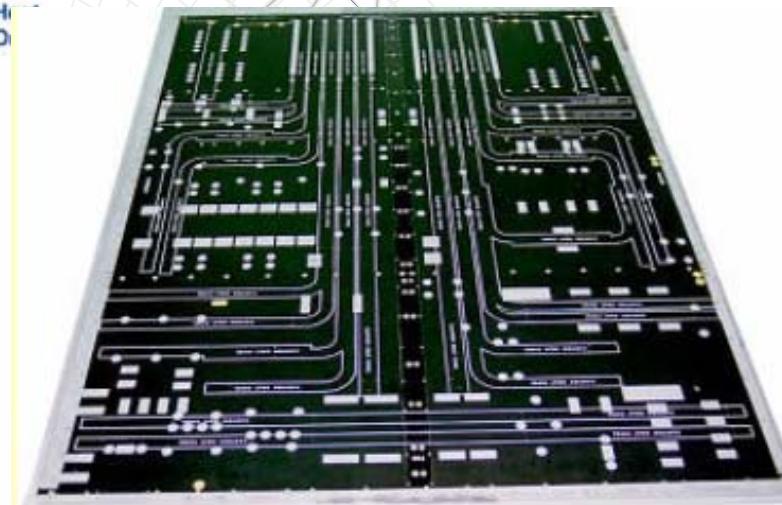
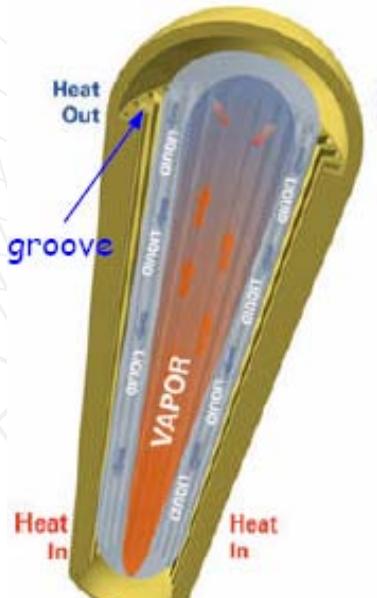


Evolución de la absorción solar/albedo con el tiempo

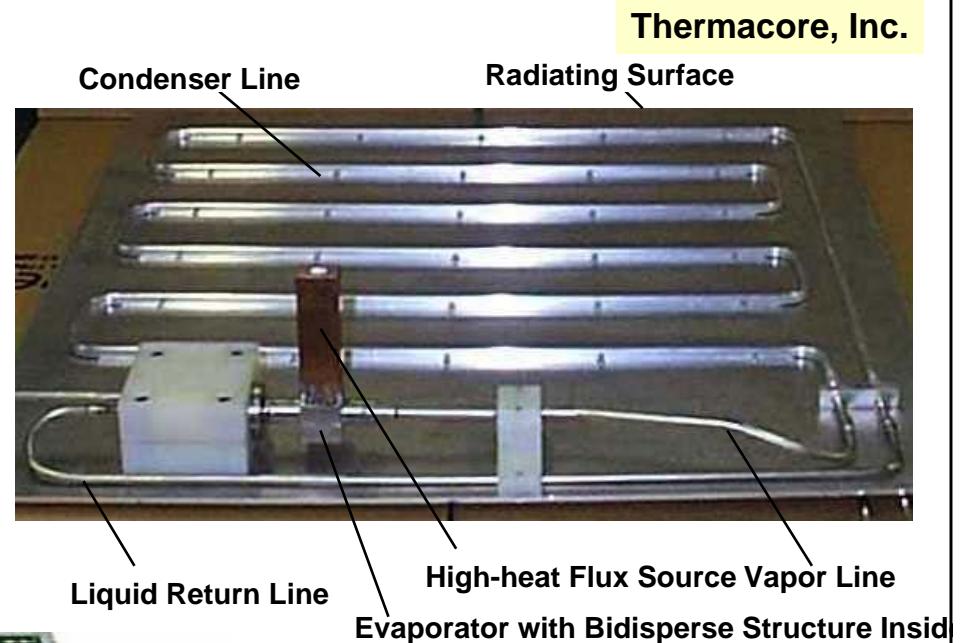
# Control térmico activo

## Tuberías de conducción (Heat pipes o caloductos)

- Dispersión de calor por conducción (evaporación y condensación)
- El líquido interior (amoníaco) se evapora y por presión va a al extremo frío, donde se encuentra el radiador y se condensa, volviendo a recircular

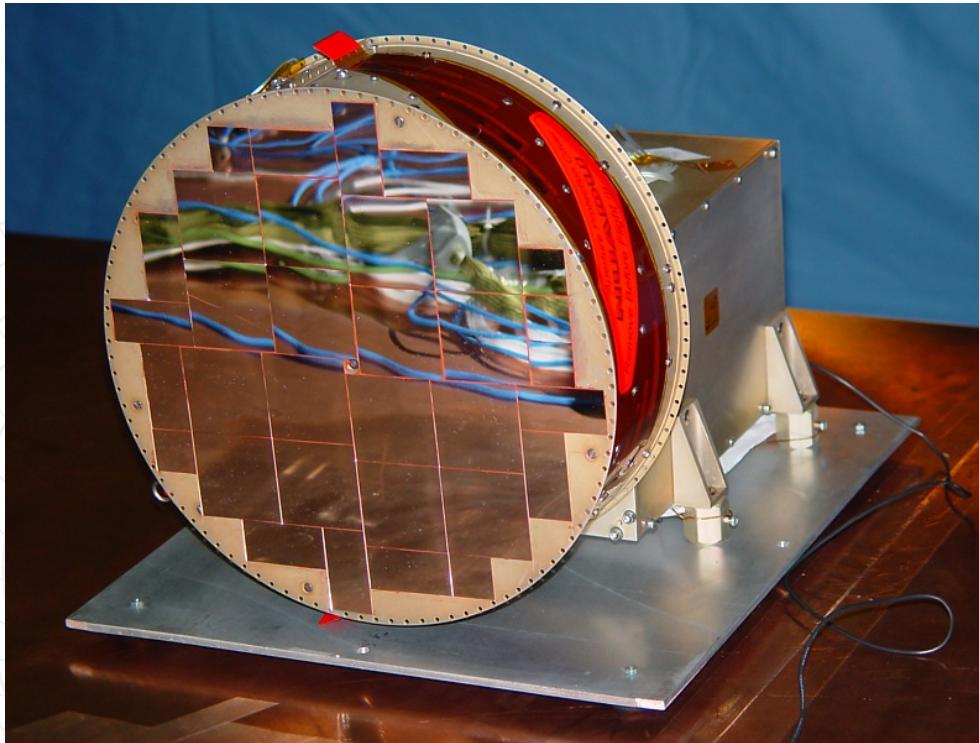


Telecom Panel Heat Pipe (ESTEC)



Aleación de Aluminio, Magnesio y Silicio

# Reflector solar óptico (OSR)



Optical Solar Reflector  
Sonda: TC-2

NUADU (NeUtral Atom Detection Unit).

El sistema NUADU requiere -15°C para captar las regiones magnetosféricas.



Optical Solar Reflector

$$0.08 < \alpha < 0.10$$

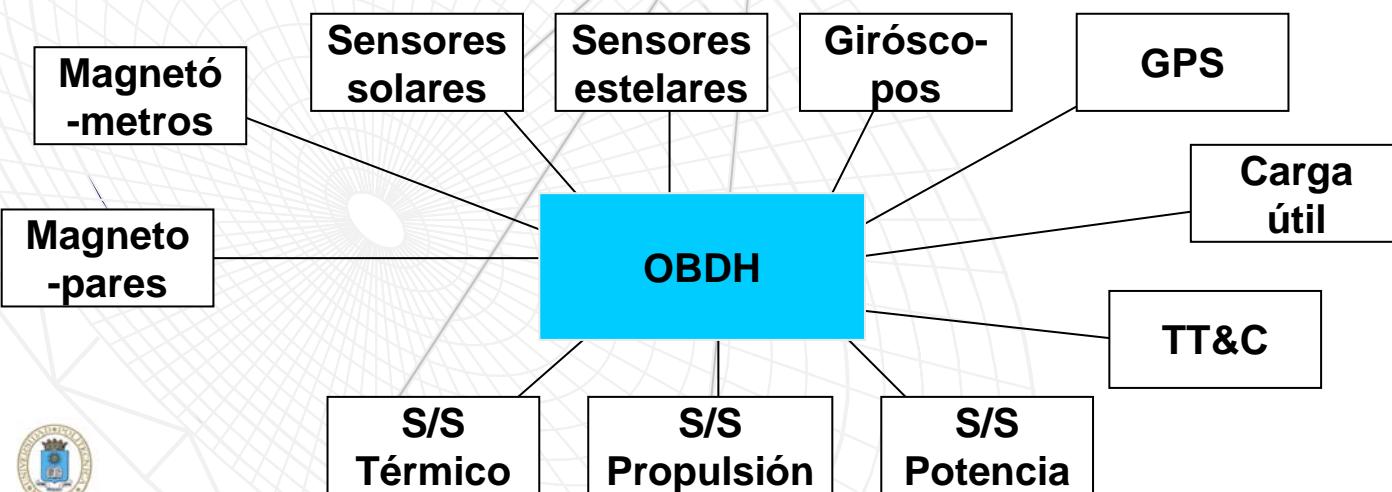
$$0.76 < \varepsilon < 0.80$$

Espesor: 0.15-0.20 mm

Fuente: Astro Research Corp.

# Gestión de Datos a Bordo (OBDH)

- Controlar y reconfigurar el satélite (sobre todo, cuando no está visible desde Tierra), para mejorar las prestaciones del sistema y procesar los datos recibidos o transmitidos
- Requisitos:
  - Fiabilidad y robustez
  - Resistencia a la radiación
  - Operación en tiempo real
  - Peso, tamaño y consumo de potencia reducido
  - Autonomía



Sistema OBDH con componentes COTS  
<http://www.gaengineering.com/>

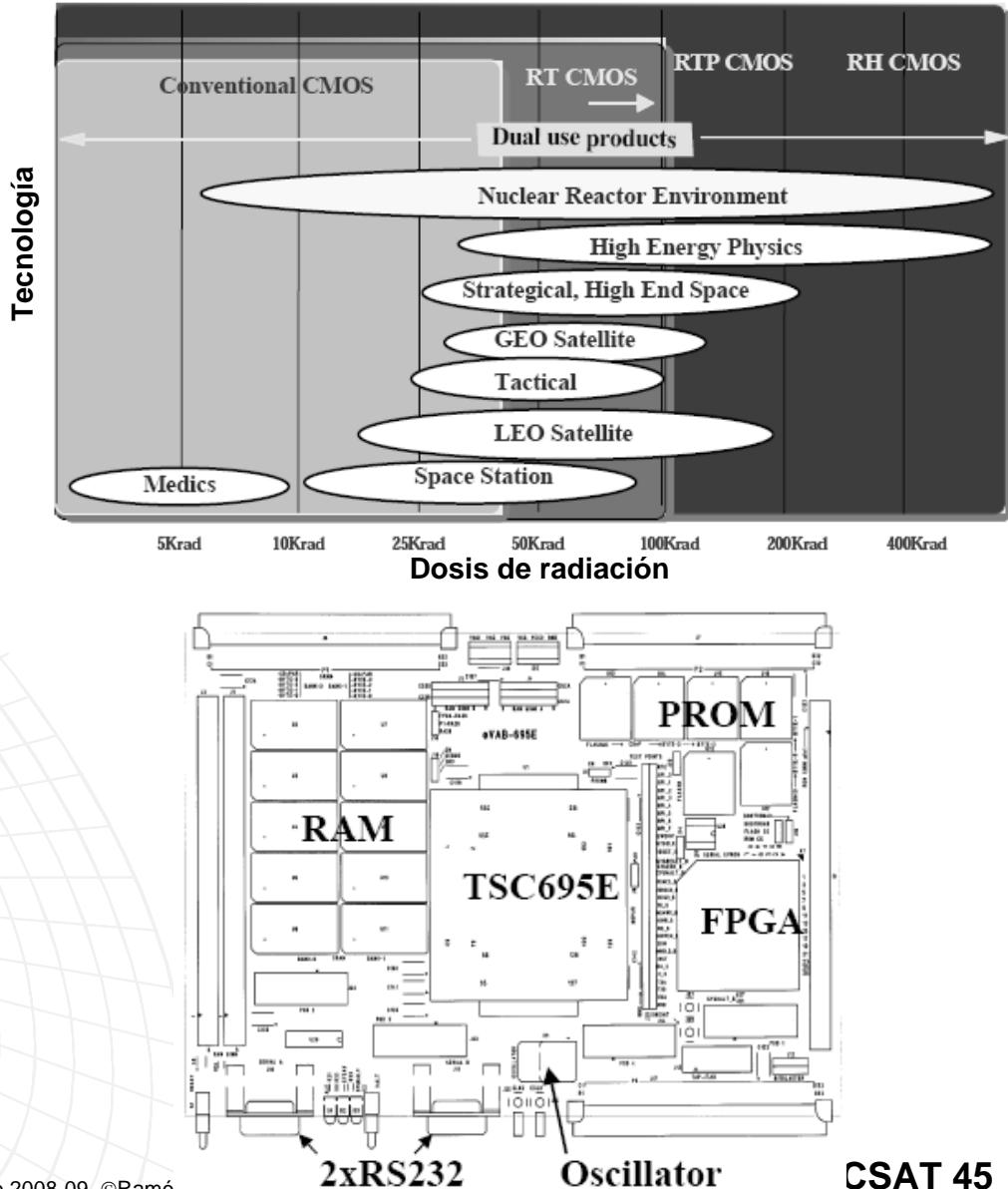
# Funciones del computador

- **Monitorizar todos los aspectos de la operación e informar del estado del satélite a la estación de tierra**
- **Decodificación y procesado de telemetría para envío a Tierra**
- **Decodificación, procesado y distribución de telecomandos recibidos de Tierra**
- **Capacidad de reprogramar el código durante la misión en órbita**
- **Permitir un cierto grado de autonomía**
- **Control y gestión en tiempo real**
- **Almacenamiento en memoria a bordo**
- **Sistema de referencia de tiempos a bordo**



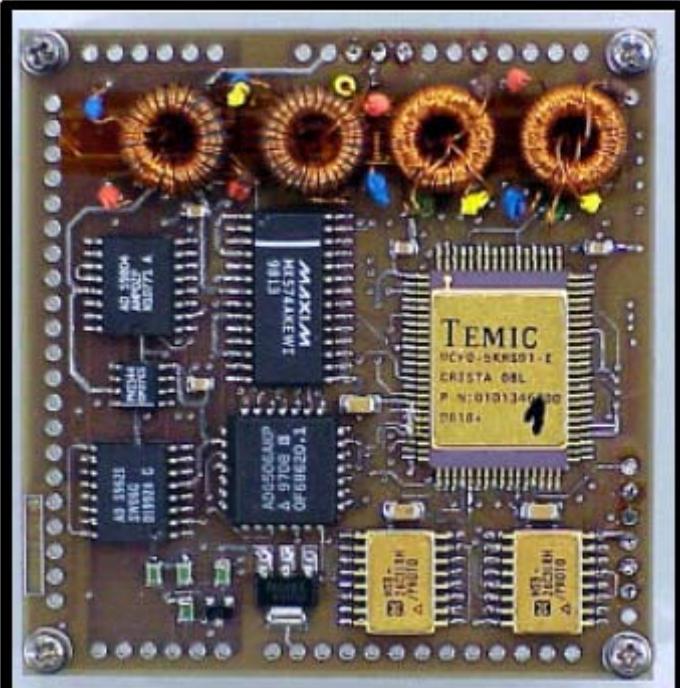
# Arquitectura interna. El procesador

- Debe ser resistente a la radiación (*radiation hardened*)
- Pueden ser componentes COTS o diseñados para la misión
- Microprocesador
  - ERC-32 (TSC695E de ATMEL)- 25 MIPS, 35 MHz, 3e5 rad(Si)
  - SPARC V8 LEON (ATMEL)-100 MIPS, 100 MHz, 3e5 rad(Si)
  - RAD6000 (IBM)-35 MIPS, 33 MHz
  - RH32 (Honeywell)-20 MIPS, 1e6 rad (Si)
  - THOR (SAAB Ericsson)-32 MIPS, 50 MHz
- DSP
  - TSC21020F (ATMEL)



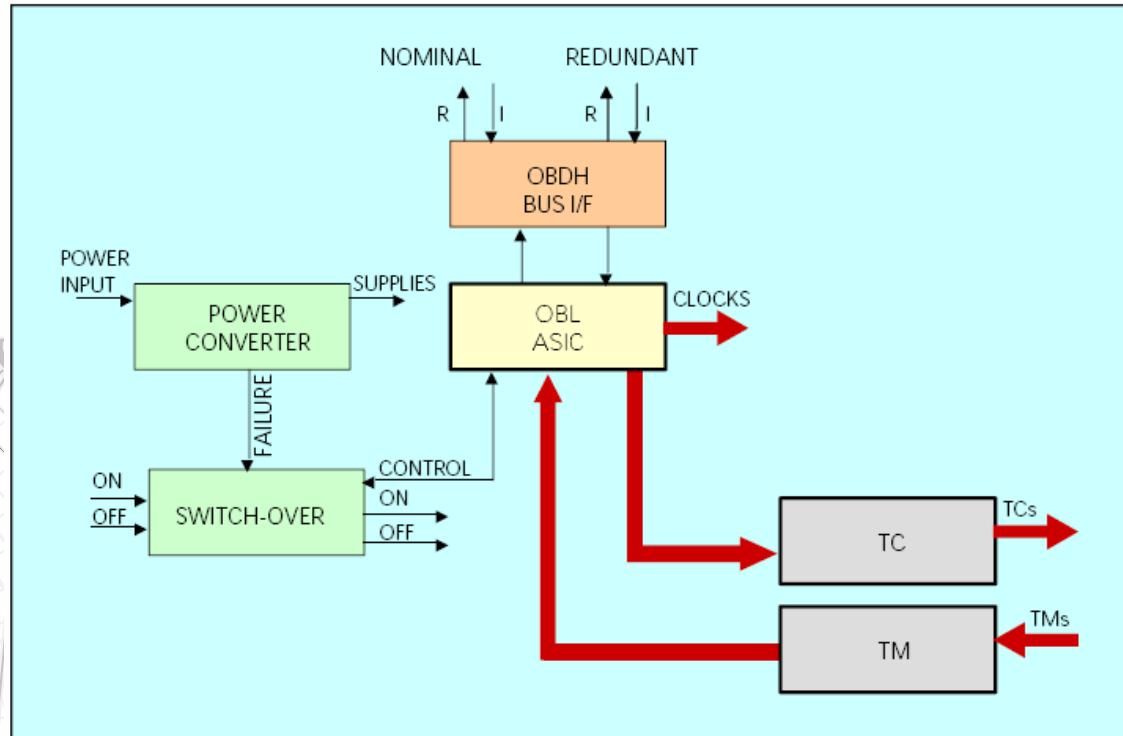
# Interfaz OBDH basado en ASICs

## OBDH mini-RTU ASIC (OBL)



CRISA

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



# Arquitectura interna. Memorias

**Necesario para almacenar telecomandos o datos en caso de que no se puedan transmitir a Tierra**

**Requisitos: gran capacidad de almacenamiento y tiempos de acceso cortos**

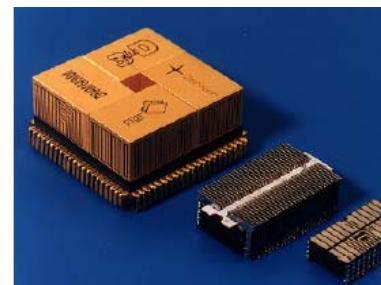
**Suelen usarse bancos de memoria redundantes**

**La tecnología usada depende de la aplicación**

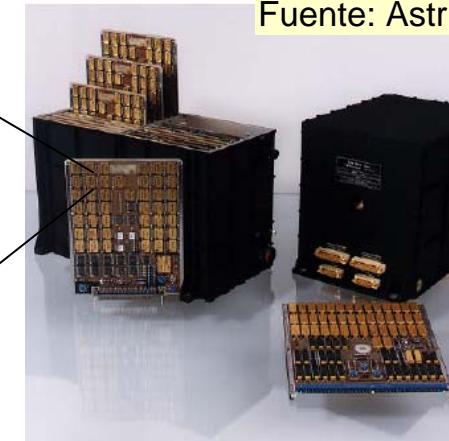
- **Grabadores de cinta para observaciones (rara vez)**
- **Memorias de burbujas para ambientes complicados**
- **Memorias de estado sólido**
- **Discos ópticos**

## Tecnología MCCS (Multi Chip Carrier Stack)

- Agrupamiento de memorias en módulos cúbicos



Módulos de alta densidad  
(64/128/640 Mps)



Fuente: Astrium



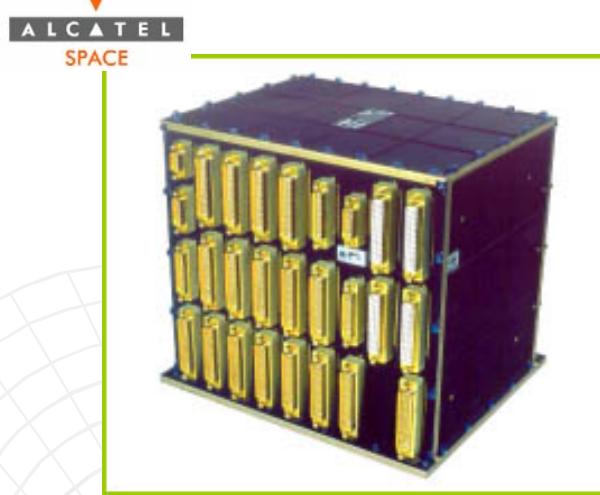
640 Mbit MCCS Modules and 2Gbit  
Stacks (<800 Mbps)



10 Gbit PPF / ENVISAT Memory Module  
< 250 Mbps)

**CSAT 47**

# Plataforma OBDH



## Applications

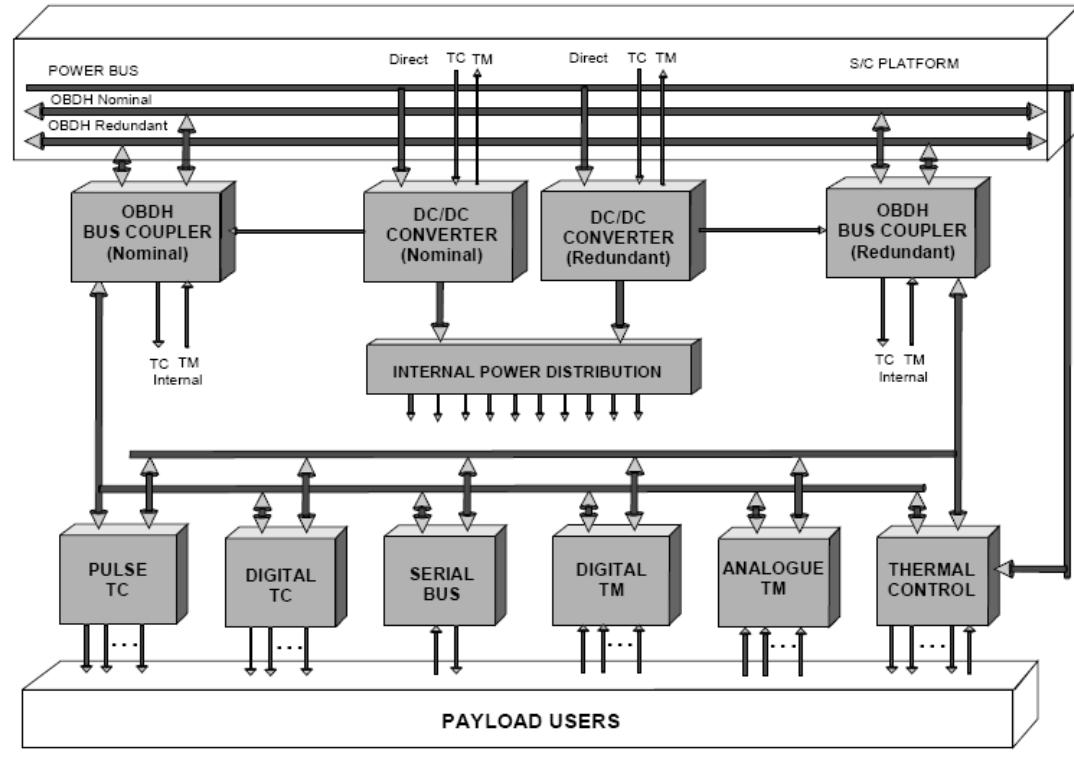
- Telecommunications Satellites
- Earth Observation Satellites
- Scientific Satellites

## Main Features

- Flight proven.
- Radiation Hardened (RH)
- Failure Tolerant.
- Low Power CMOS
- OBDH interfaces with platform.
- Standard TM/TC interfaces with payload.

## Production

- Typical schedule: **14 months**.



## Technical Description

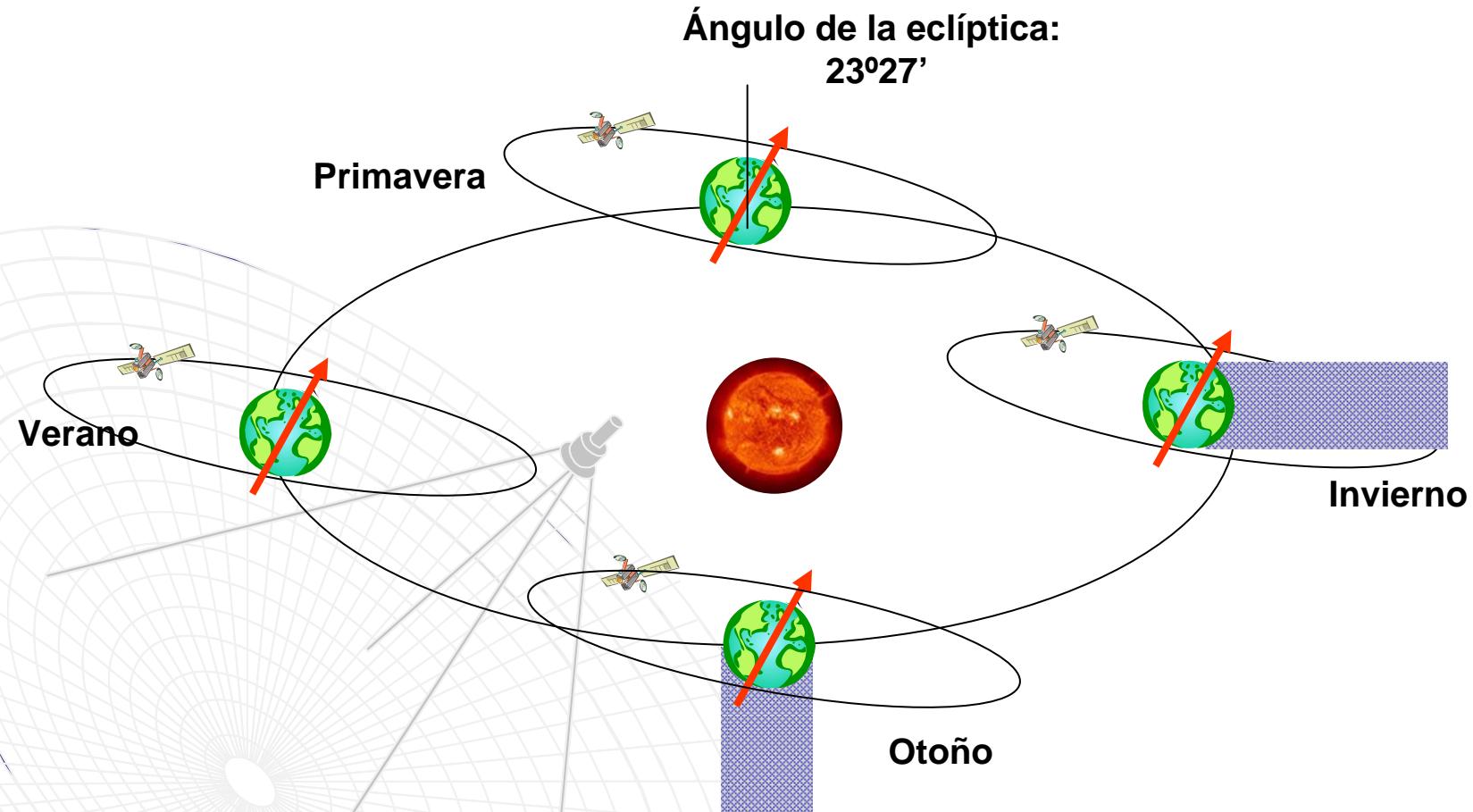
- Modular Approach, well tailored to customer requirements.
- Discrete & Serial TC/TM P/L control.
- Extended use of ML16 commands (up to 28).
- Extensive use of ASICs & Hybrids.
- Powered by Platform: **10 W**.
- Payload Heaters control.
- Dimensiones (peso): 281x275x190 mm<sup>3</sup> (7.5 kg)

# Software embarcado

- **Existen interfaces software con casi todos los subsistemas**
  - Telemetría y telemando
  - Operación con sensores en tiempo real
  - Funciones modificables con el satélite en órbita
  - Alta fiabilidad
- **Métodos de diseño orientados a tiempo real (JSD, HRT-HOOD, UML)**
- **Sistemas operativos:**
  - SCOS-2000 (ESA) (SpaceCraft Operating System): escalable, reconfigurable, abierto, programable en C++, utiliza productos COTS, proporciona interfaces CORBA, compatible con Linux
  - Linux (FlightLinux)
  - ¿Windows?
- **Lenguajes: C/C++ y ADA**



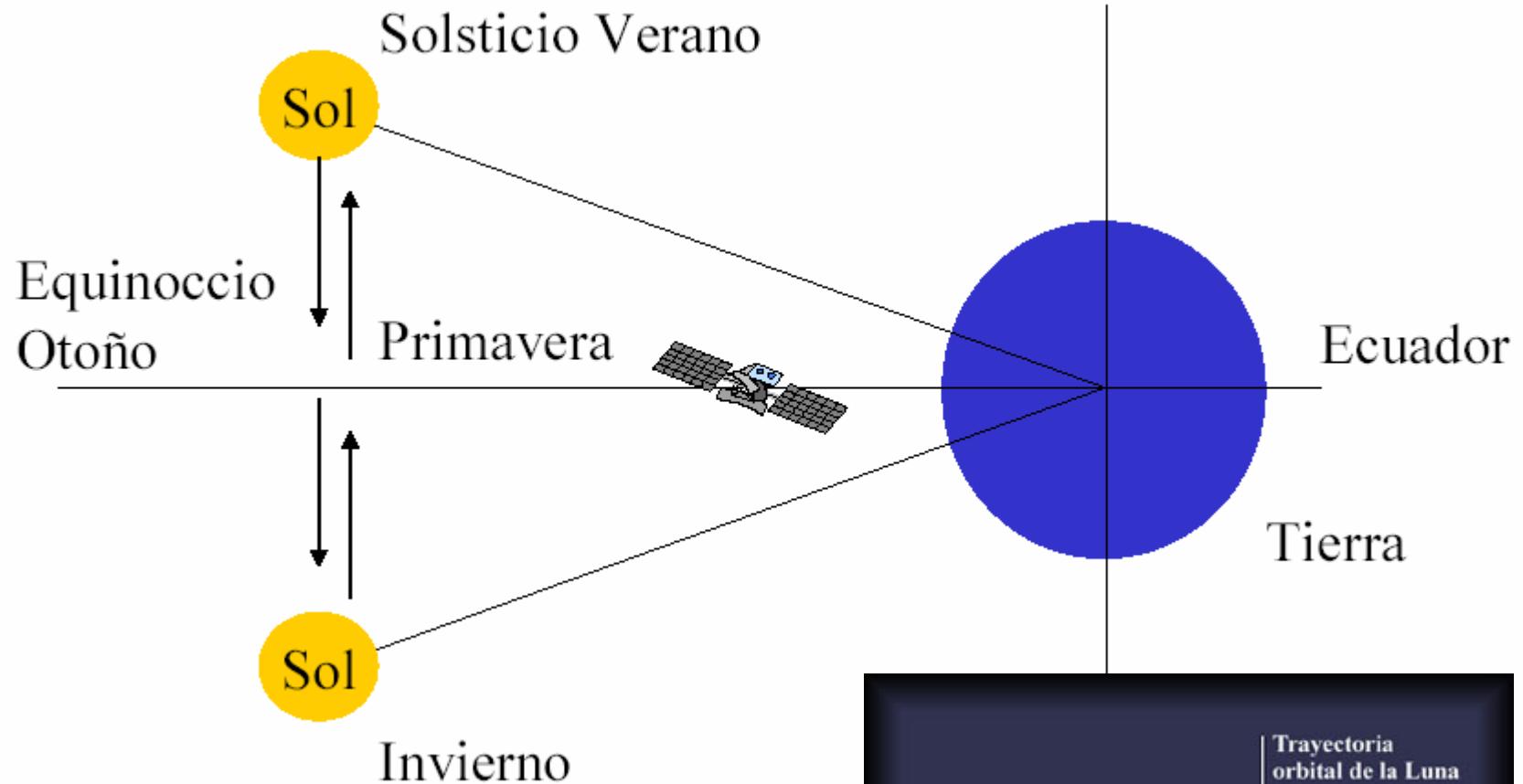
# Eclipses de Tierra



El cono de sombra que proyecta la Tierra en Primavera y Otoño cruza la órbita geoestacionaria. Los satélites están en sombra +/- 22 días de los equinoccios y por un máximo de 70 minutos.



# Eclipses de Tierra



**Duración de eclipses solares:**

- SSO SPOT, ENVISAT: 32 min
- GEO: 72 min
- HEO CLUSTER: 5h máx

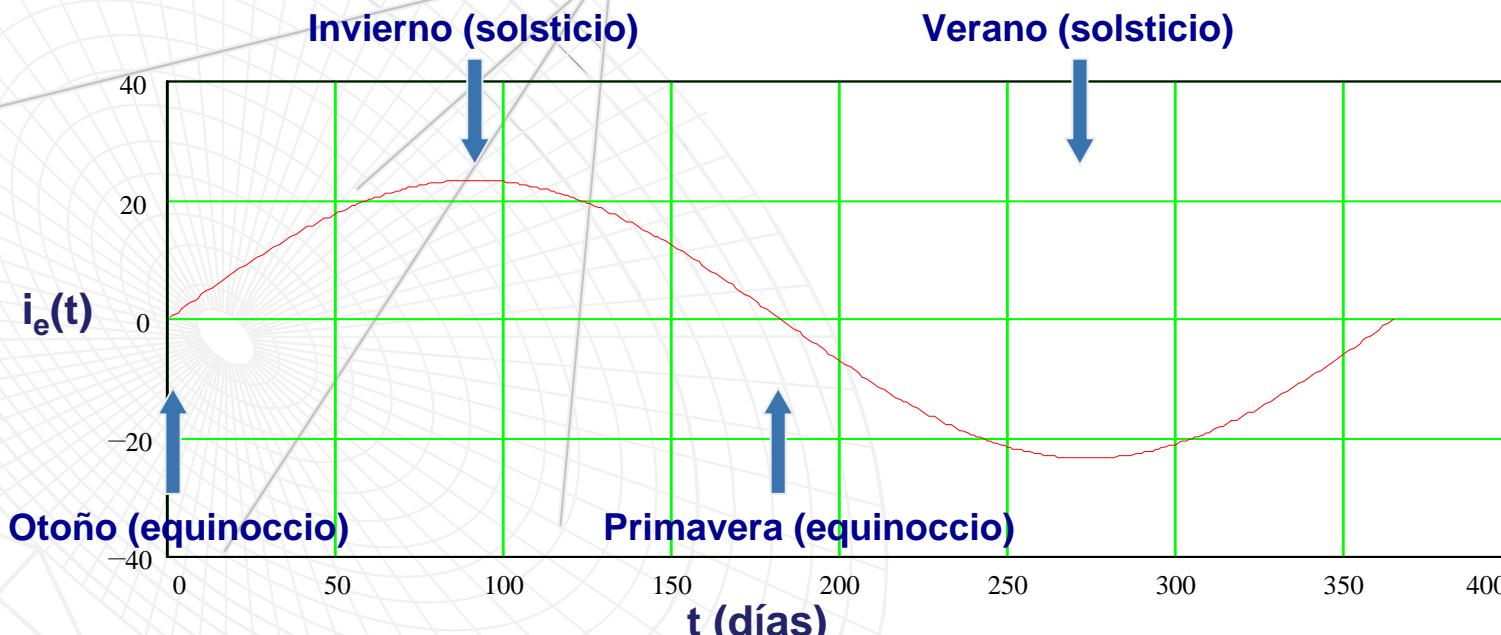


# Variación anual de la Eclíptica

El plano ecuatorial de la Tierra está inclinado un ángulo con respecto a la dirección del Sol de:

$$i_e(t) = 23.4 \sin \frac{2\pi t}{T}$$

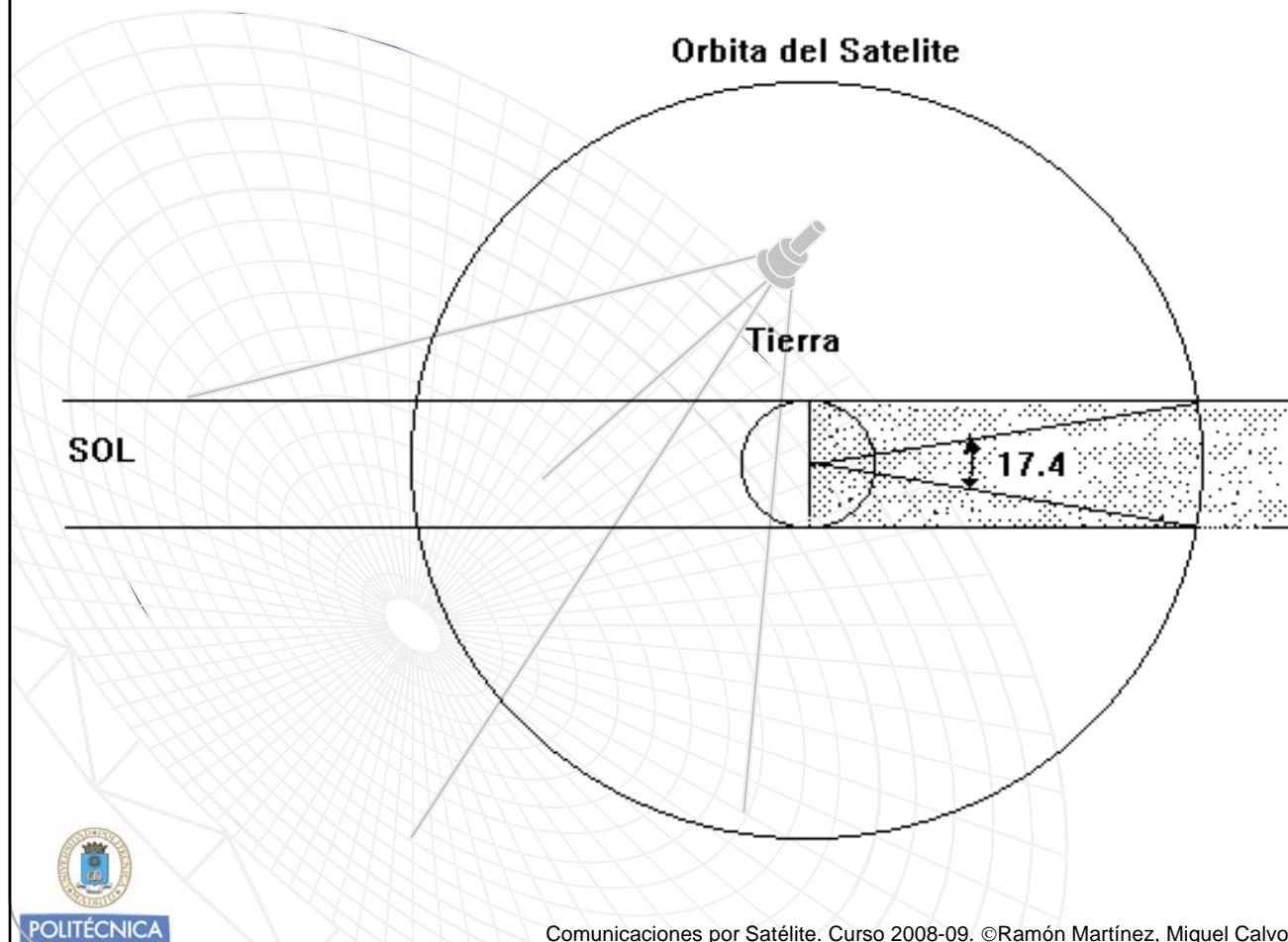
donde el periodo anual es de  $T = 365.25$  días y la inclinación máxima es de  $23^\circ$ . Los instantes en que la inclinación es cero son los equinoccios de primavera y otoño, mientras que los instantes en que es máxima ( $23.4^\circ$ ) son los solsticios de invierno y verano.



# Duración Máxima del Eclipse

En los equinoccios:

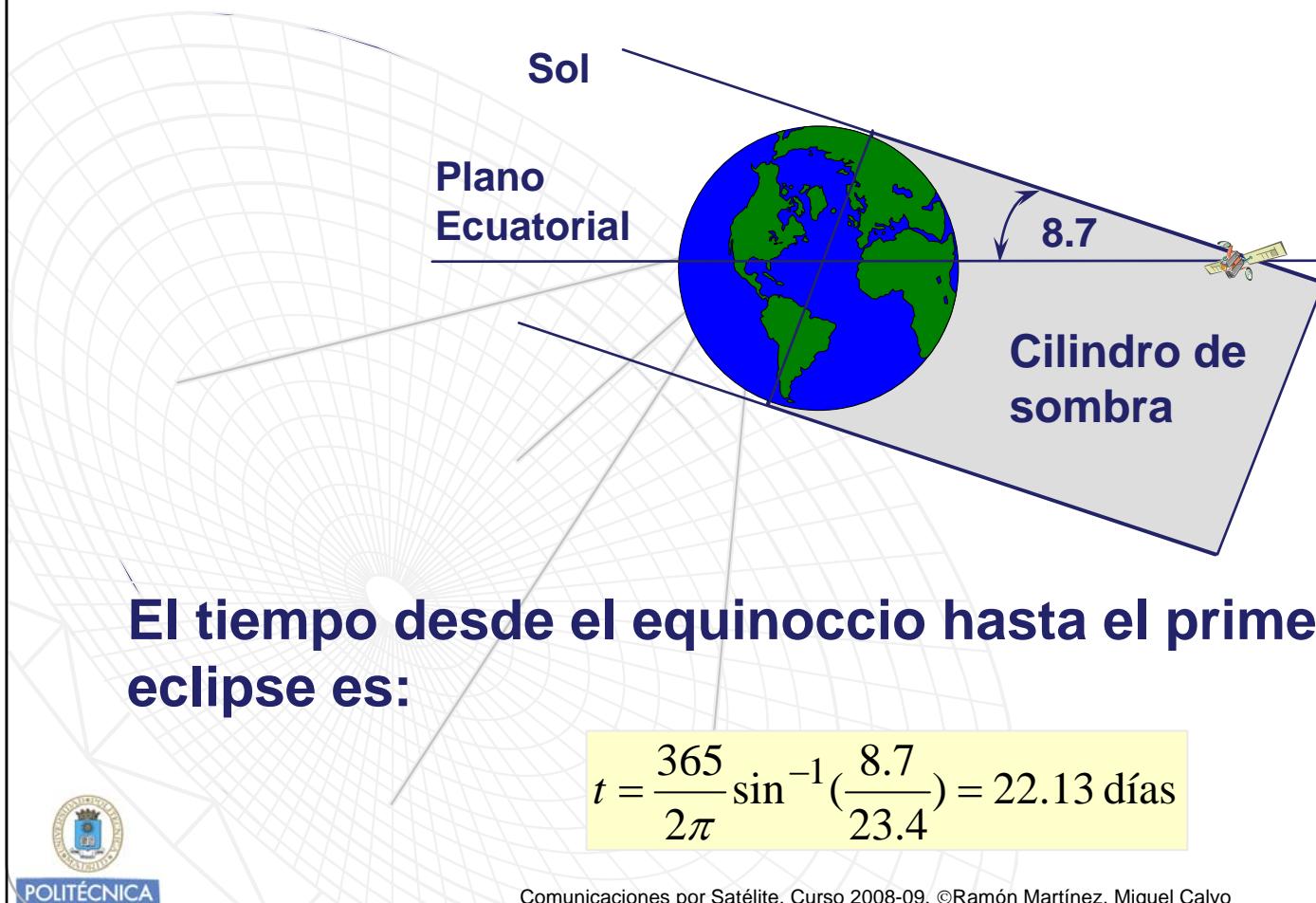
- Primavera: 20 al 21 de marzo
- Otoño: 22 a 23 de septiembre



$$t_e = \frac{17.4 \times 24}{360} = 1^h 9^m$$

# Comienzo/Final de Eclipses

El primer y último día de eclipse se producen cuando el rayo tangente a la superficie de la Tierra pasa por la órbita del satélite.



El tiempo desde el equinoccio hasta el primer día de eclipse es:

$$t = \frac{365}{2\pi} \sin^{-1}\left(\frac{8.7}{23.4}\right) = 22.13 \text{ días}$$

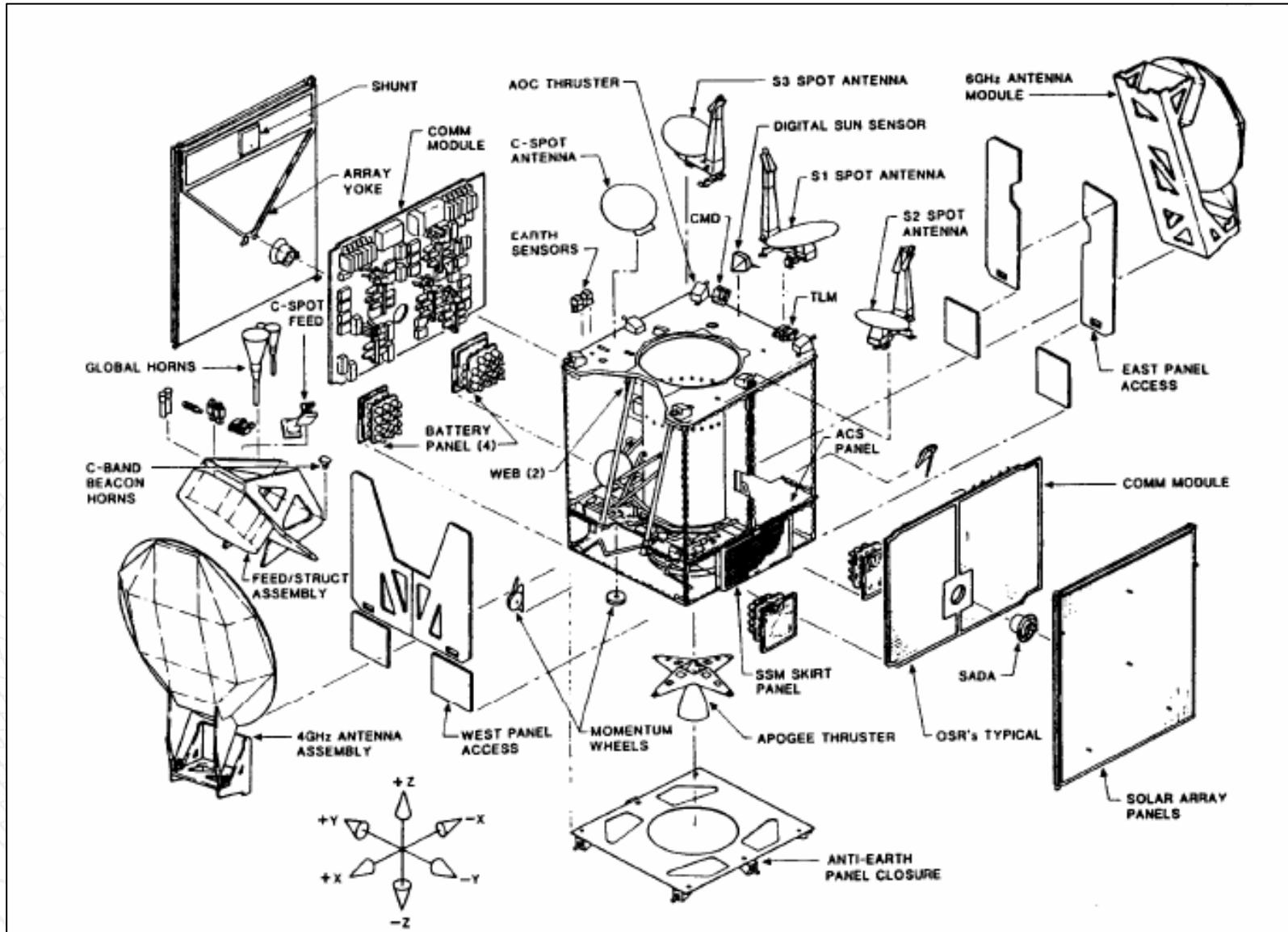


# Efectos del Sol sobre las Comunicaciones

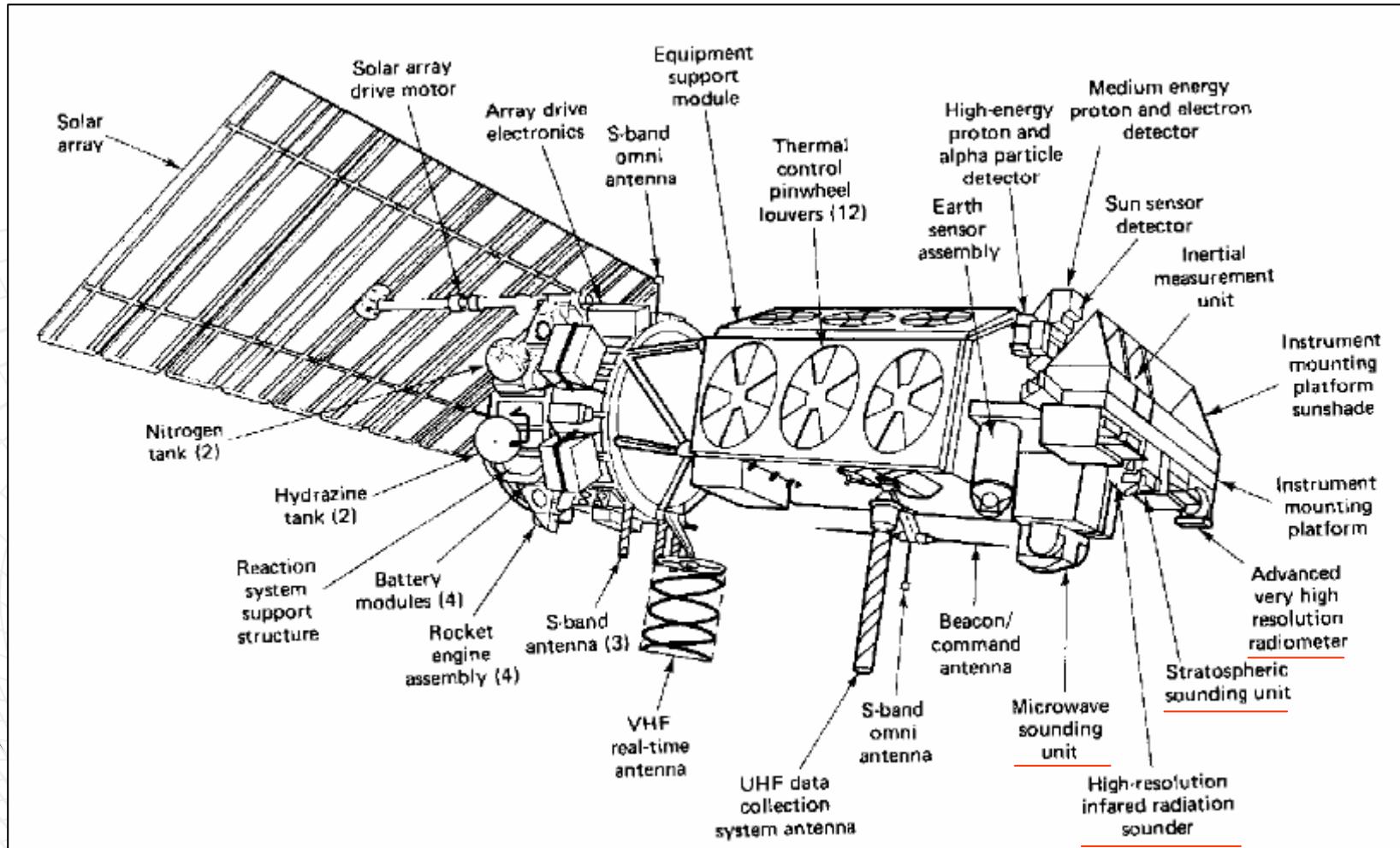
- **Durante los eclipses no se genera energía y hay que:**
  - Si se requiere la operación del satélite durante las 24 horas, se conmuta a las baterías
  - Apagar los transpondedores para no agotar las baterías
- **La energía de las baterías se utiliza para mantener en funcionamiento el Telemetry y Telemedida**
- **La conjunción solar (deslumbramiento) introduce mucho ruido en el receptor y las comunicaciones no son fiables. Ocurre poco tiempo a lo largo del año**
  - Antena apuntando al Sol
  - Importante también en misiones interplanetarias



# Estructura y subsistemas



# TIROS-N



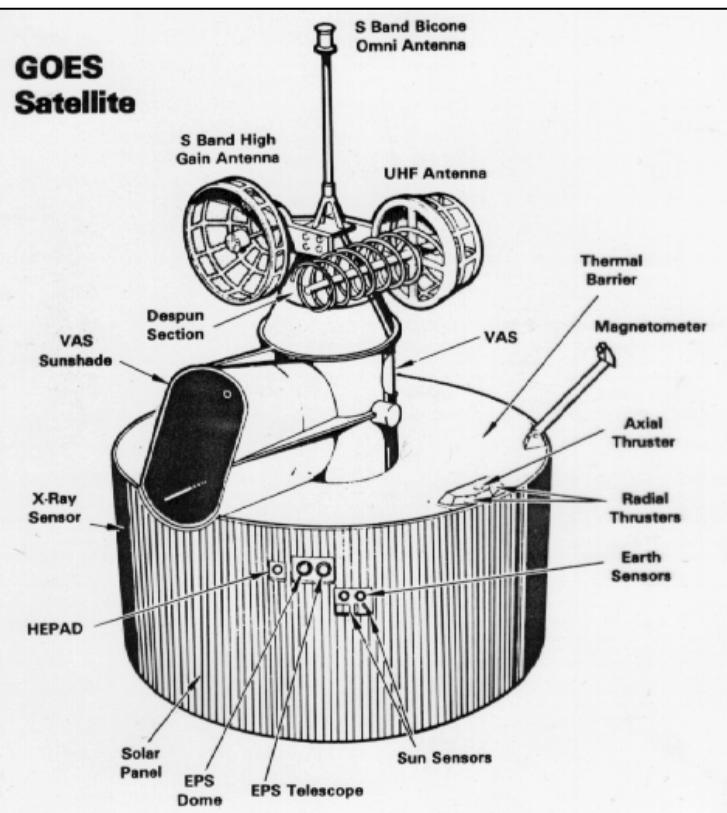
**TirosN (Television InfraRed Operational Satellite - Next-generation)  
Satélite meteorológico (NOAA)**



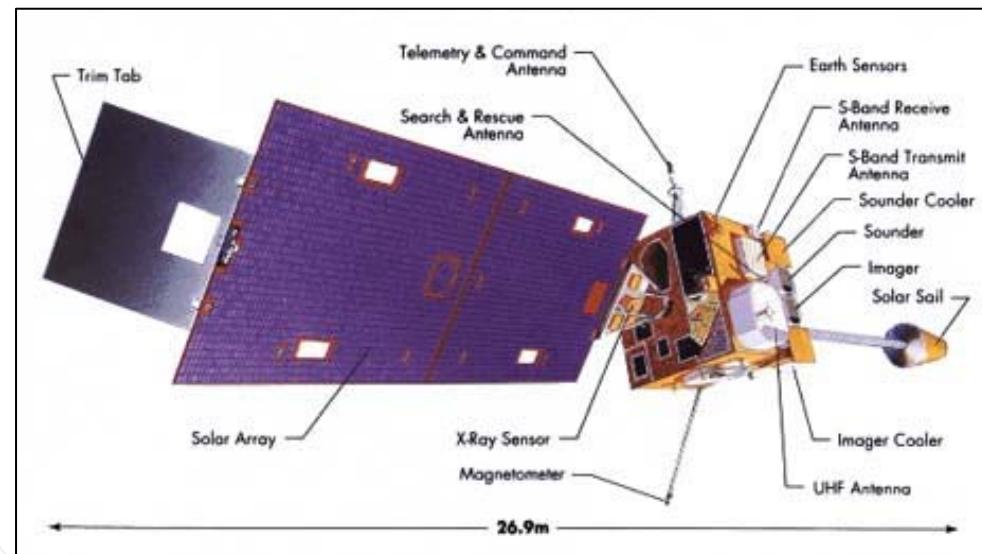
# Satélites de GOES

**GOES( Geostationary Operational Environmental Satellite)- NOAA**

**GOES D-H**



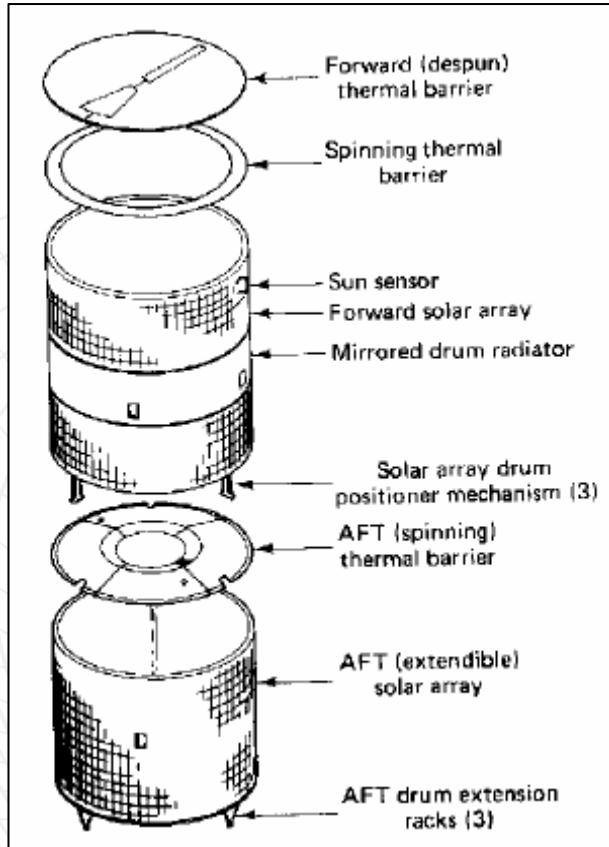
**GOES-M**



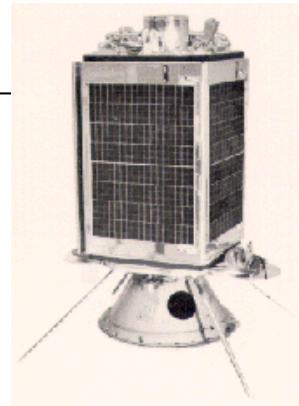
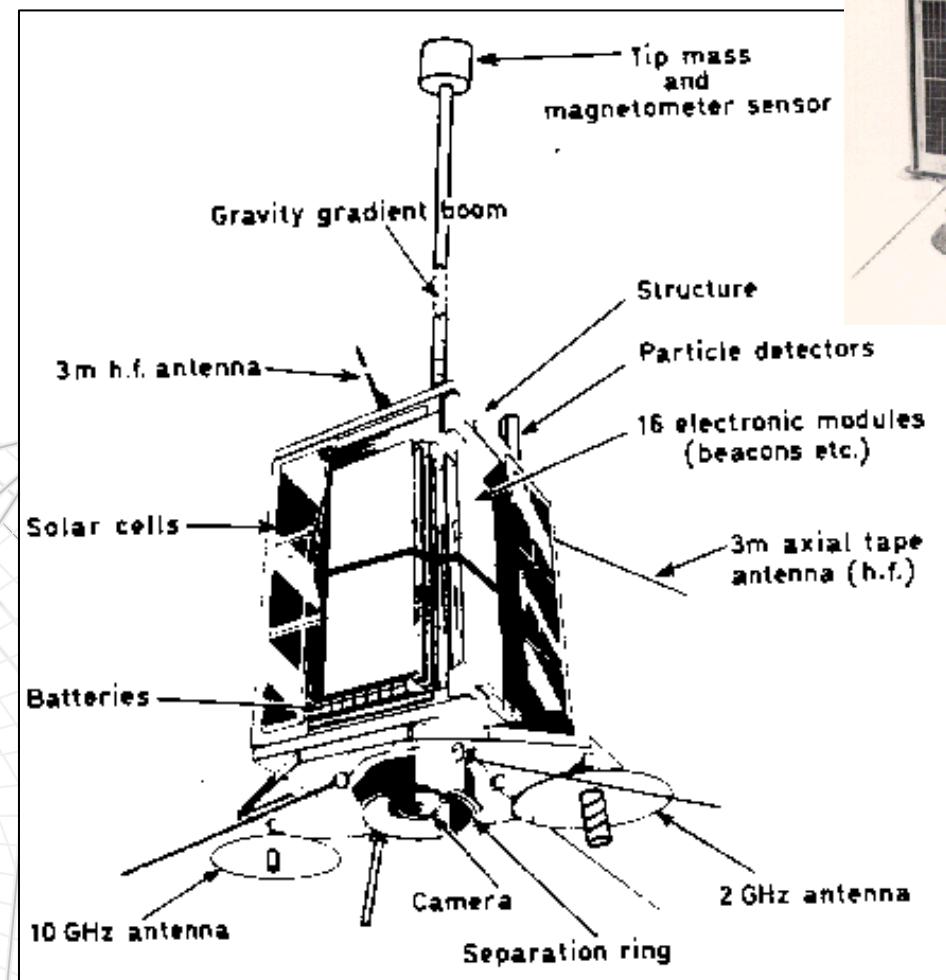
Diameter (All models)	7 ft. 1 in. (2.15 m)
Overall height GOES D,E,F GOES G,H	11 ft. 11 in. (3.62 m) 11 ft. 6 in. (3.53 m)
Weight in Orbit GOES D,E,F GOES G,H	975 lb (442 kg) 880 lb (399 kg)

<b>Launch:</b>	Launched: July 23, 2001 Launch Site: Kennedy Space Center
<b>Orbit:</b>	Altitude: 36,000 km Inclination: 98 degrees Period: 45 minutes <b>Geo-Synchronous</b>
<b>Vital Statistics:</b>	Weight: 4,600 kg Size: 27 meters Power: 1,050 watts Design Life: 5 years
<b>Instruments:</b>	Solar X-ray Imager Space Environment Monitor Sounder Search and Rescue

# ANIK-C y UOSAT-01



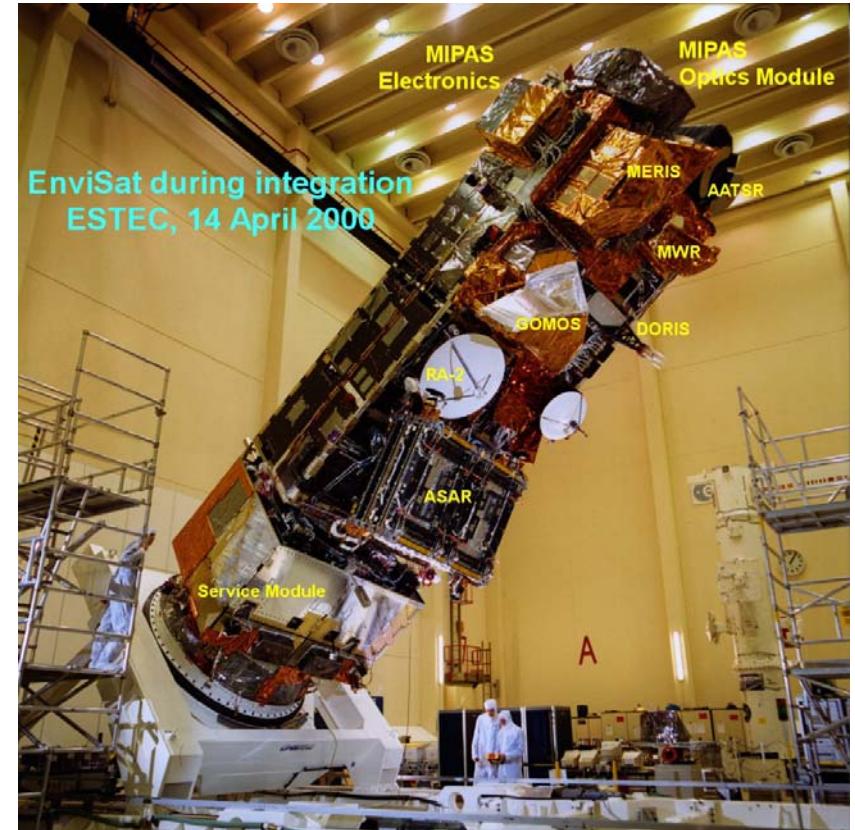
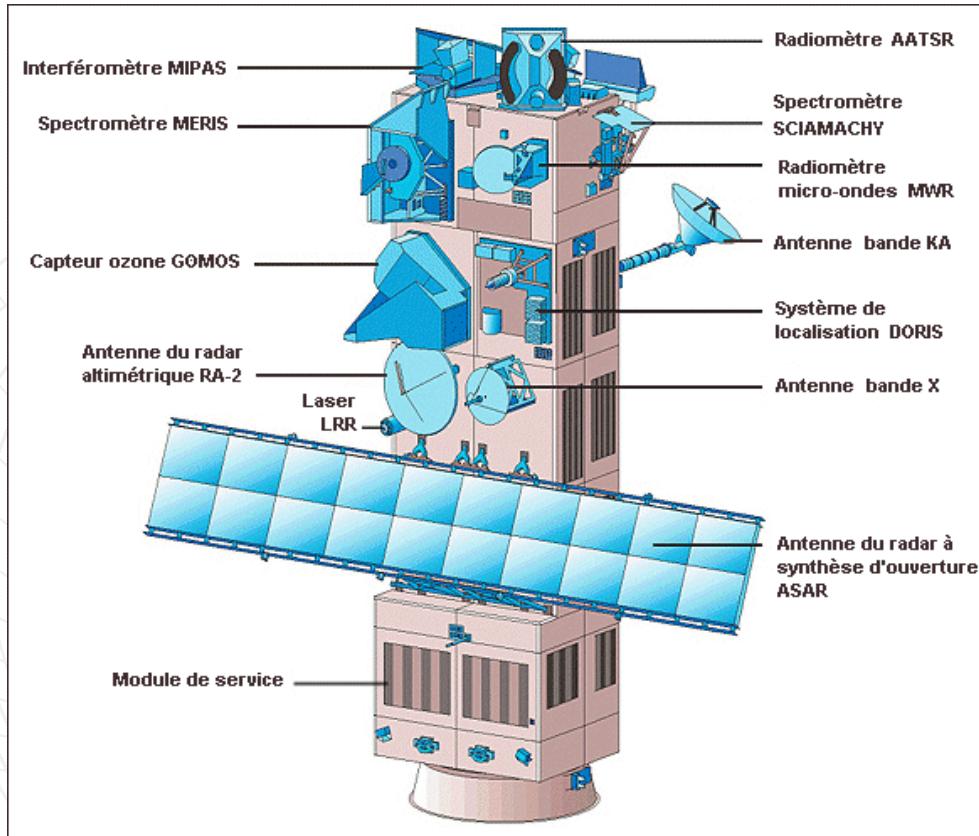
**Anik-C**  
**Servicios de comunicaciones**  
**para Canadá**



**UOSAT-01**

<http://www.ee.surrey.ac.uk/SSC/CSER/UOSAT/missions/uosat1.html>

# ENVISAT

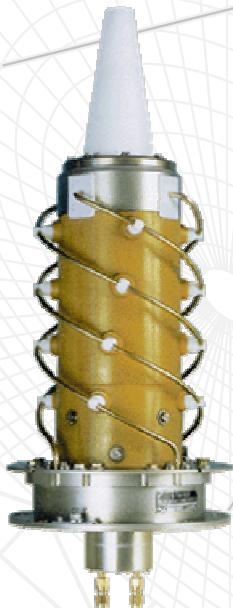
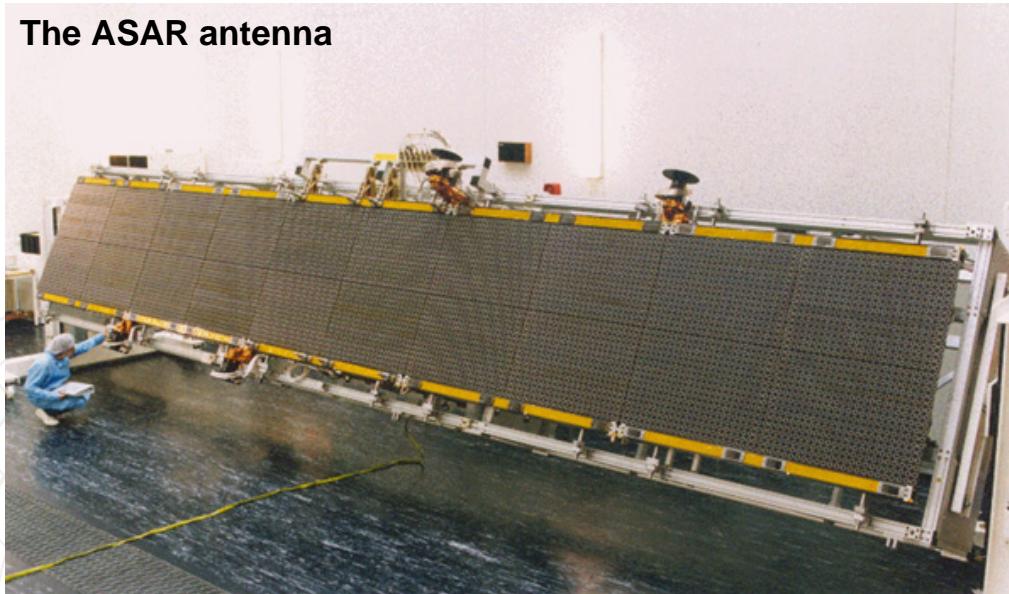


**ENVISAT: controlar el calentamiento global, el grado de la contaminación atmosférica y controlar los riesgos de desastres naturales para poder mitigar sus efectos**



# ENVISAT

The ASAR antenna



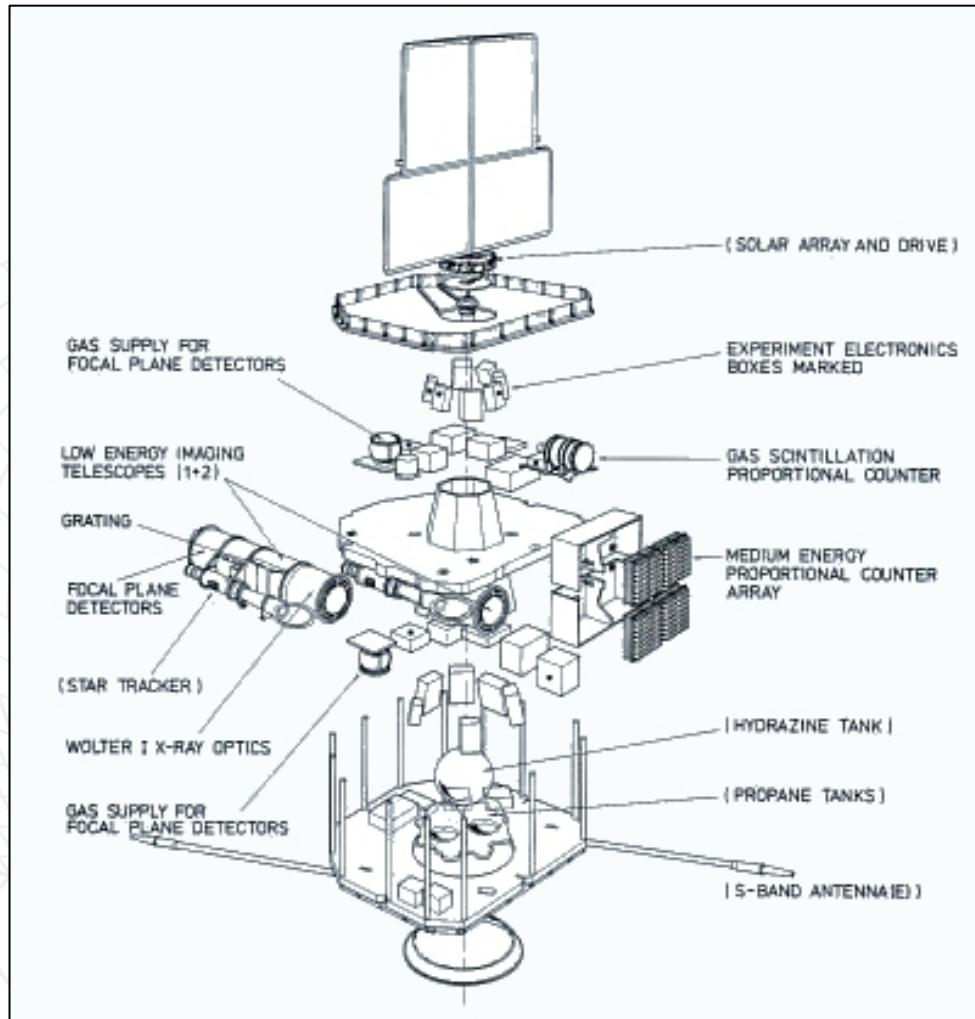
**Antena del sistema DORIS. Un sistema que consta de:**

- Un receptor con dos cadenas de recepcion
- Un oscilador de cristal ultraestable
- Una antena omnidireccional bibanda
- Una unidad de control

Cada 10 segundos el receptor mide el cambio de Doppler de las señales transmitidas continuamente desde balizas en tierra en las frecuencias de 2036.25 MHz y 401.250 MHz. El oscilador del sistema DORIS obtiene la referencia de las mediciones de forma extremadamente fiable.



# EXOSAT



**Exosat (European Space Agency's X-ray Observatory)**

## Órbita:

- Apogeo: 191,000 km
- Perigeo: 350 km
- $i=73^\circ$

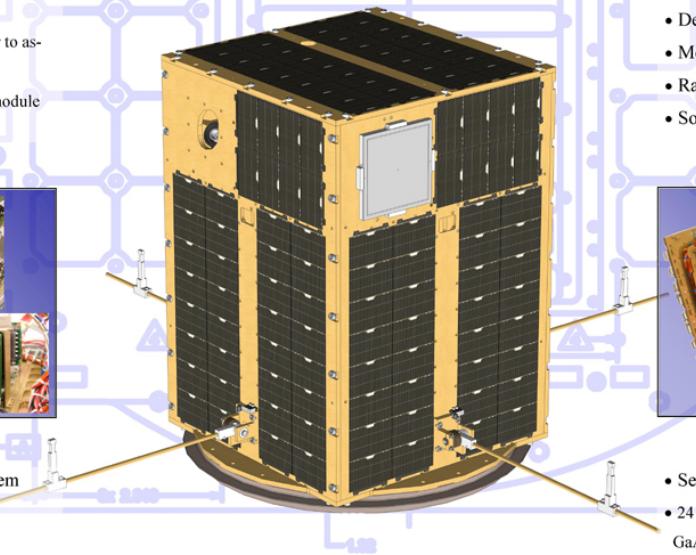
## Instrumentos:

- Operados a partir de 50.000 km (fuera de cinturones de Van Allen)
- Operación de hasta 76hr/90hr (órbita) sin interrupción
- Seguimiento casi continuo desde Villafranca (sin necesidad de almacenar datos a bordo)
- AOCS: dos sensores estelares, tres gyros y un sensor solar

## Telemetría:

- 8 kbps
- OBC programable desde Tierra
- Posibilidad de cargar nuevos programas para activar diferentes experimentos no previstos

# USUSAT 2



**Structure**

- 6 panels of Aluminum 7075-T651 directly machined through CNC.
- Each panel designed for a modular configuration using standard bolt pattern
- Panels pre-assembled and pre-tested prior to assembly.
- Panel harnessed individually to an intramodule connector

**Command and Data Handling**

- 32 bit 80 MIPS Processor
- 1.8 W Avg Power
- 71 Digital I/O channels
- 64 A/D Channels
- 16 MB TLM Data Storage
- Latch-up protected (Single Event Effect)

**Software**

- Real Time VxWorks Operating System
- Modular Software Design
- Built in fault handling
- Command and driver testing are complete and have been tested
- EGSE/Testing GUI interface complete

**Communications**

**Data Downlink**

- ~ 2.26 GHz at 115.2 Kbps used for downlinking science data

**Command and Control Link**

- 450 MHz at 1200 bps used for system command and control
- USU Student built TNC, using AX.25 v2.0
- Deployable antennas for omni coverage
- Provides backup data downlink in event of primary downlink failure

**Thermal**

- Passive control using surface finishes
- Heater prevents batteries from becoming too cold
- Designed for LEO and GTO
- Model—Thermal Desktop
- Radiation Analysis—RADCAD
- Solver—SINDA/FLUINT

**Attitude Control and Determination**

- Attitude determination via magnetometer, low power CMOS sun and star cameras, and USU developed Kalman filtering software
- 3 axis stabilized, using a momentum bias system, supplemented by torque coils
- Provides greater than 1° control

**Mechanism**

- Re-settable
- Variable angle setting
- Zero Latching energy
- Low torque torsion spring
- Honeywell position sensor
- Customizable for deployable solar panels
- Release Mechanism uses COTS components

**Power**

- Series Regulated solar/battery system
- 24 strings of body mounted 24% triple junction GaAs solar cells
- 11 cell NiCad battery (4000 mAh nominal)
- Bus voltage: 15 V
- Provides 24 W orbit Average power

**Ground Station**

- 4.5 m Parabolic antenna and Yagi Array
- Kenwood TM-700 Transceiver and Microdyne 700 receiver
- Adapted MercuryGS software package for real time data display and commands.
- Controller controls both antennas and integrates auto-tracking capabilities



# CUBESATs

- Concepto original: CalPoly y Stanford
- Picosatélite de dimensiones of **10x10x10 cm** (1 ltr.) y peso inferior a **1 kg**
- Integrado con componentes **COTS** (commercial off-the-shelf electronics)
- Muchas Universidades desarrollan CubeSats
- Coste y tiempo de vida muy reducido
- Lanzamientos múltiples
- Misiones:
  - **Observación (fotografía)**
  - **Localización y retransmisión de datos**
  - **Identificación AIS (Automatic Identification System)**
  - **Radioaficionados**
  - **Educación**
  - **Experimentales**



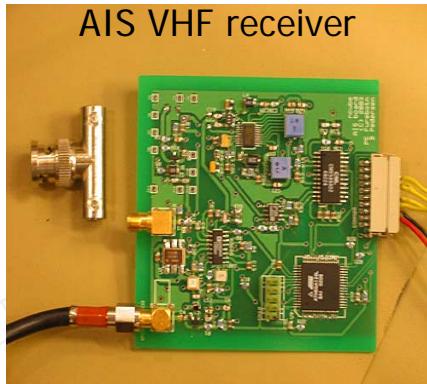
CP-1 (CalPoly): prueba de un sensor solar



NCUBE2 (NO)



# NCUBE



AIS VHF receiver

