

# Efectos del Sol en Satélites Geoestacionarios de Comunicaciones



**JORNADAS TÉCNICAS SOBRE CLIMA ESPACIAL**

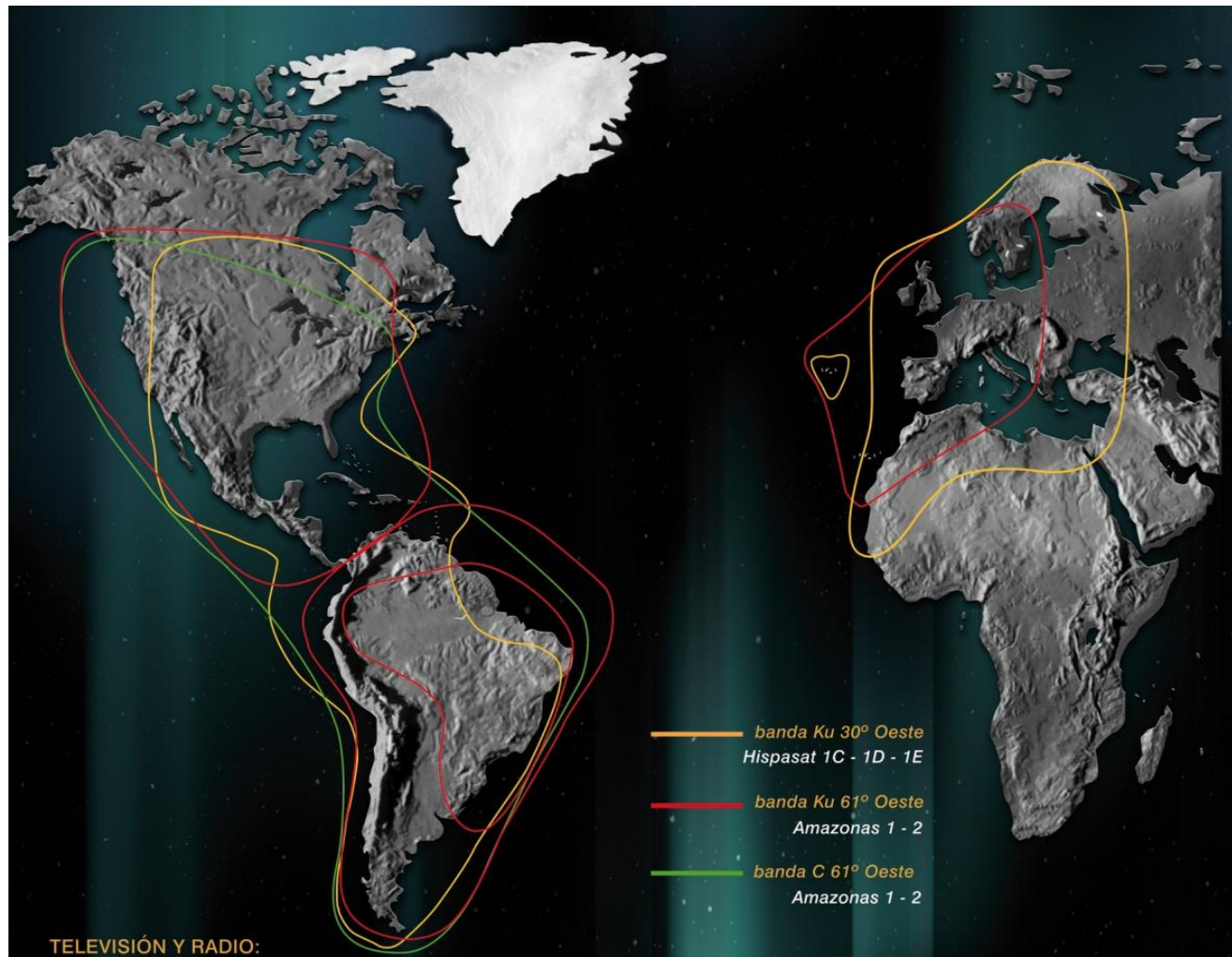
**Escuela Nacional de Protección Civil  
Rivas-Vaciamadrid, 23/24 marzo 2011**

## Operador de satélites geoestacionarios de comunicaciones desde 1989

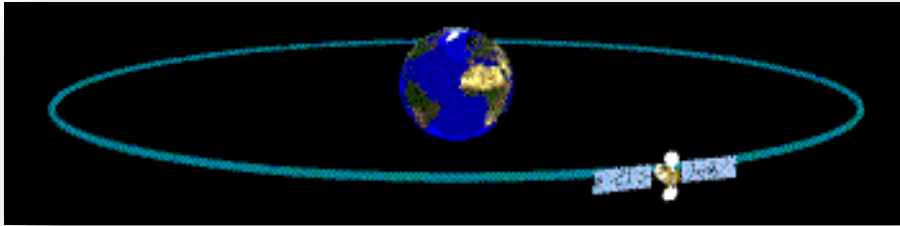
**Satélites geoestacionarios:** 5 satélites en órbita, 2 satélites en construcción, 2 satélites fuera de órbita por fin de vida útil (Hispasat 1A, 1B)

| POSICIÓN ORBITAL | SATELITE                          | CAPACIDAD   | LANZAMIENTO |
|------------------|-----------------------------------|-------------|-------------|
| 30° O            | Hispasat 1C                       | 24 Ku       | 2000        |
| 30° O            | Hispasat 1D                       | 28 Ku       | 2002        |
| 61° O            | Amazonas 1                        | 32 Ku, 19 C | 2004        |
| 61° O            | Amazonas 2                        | 54 Ku, 10 C | 2009        |
| 30° O            | Hispasat 1E                       | 53 Ku, Ka   | 2010        |
| -                | Hispasat AG1<br>(en construcción) | (Ku, Ka)    | (2012)      |
| 61° O            | Amazonas 3<br>(en construcción)   | (Ku, Ka)    | (2013)      |

## Coberturas en Europa , Norte de África, Oriente Medio , América

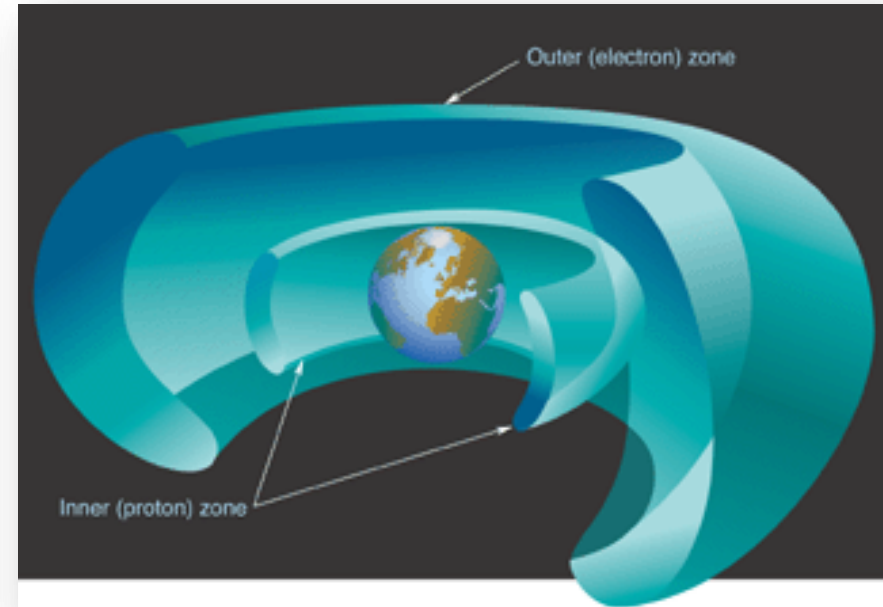
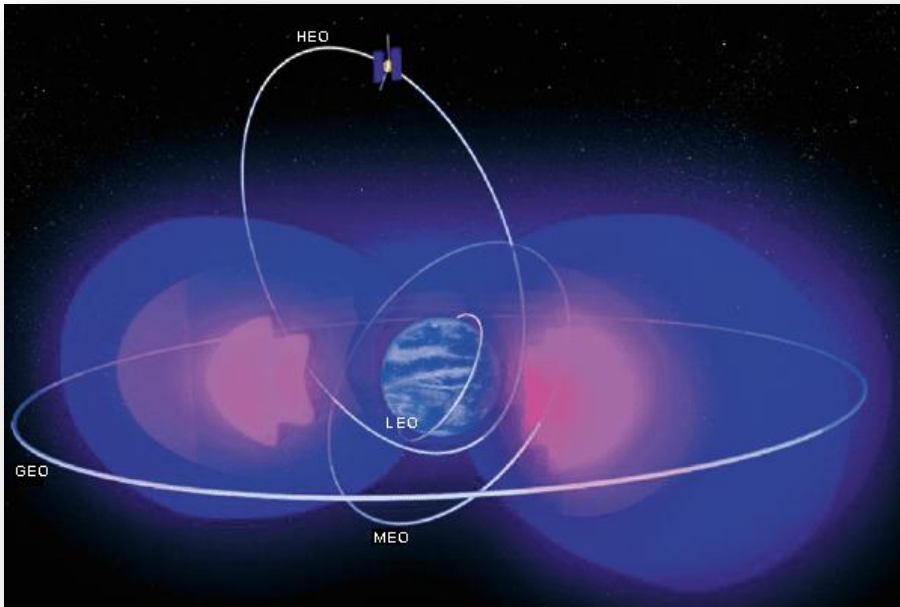


# ÓRBITA GEOESTACIONARIA Y CINTURONES DE RADIACIÓN

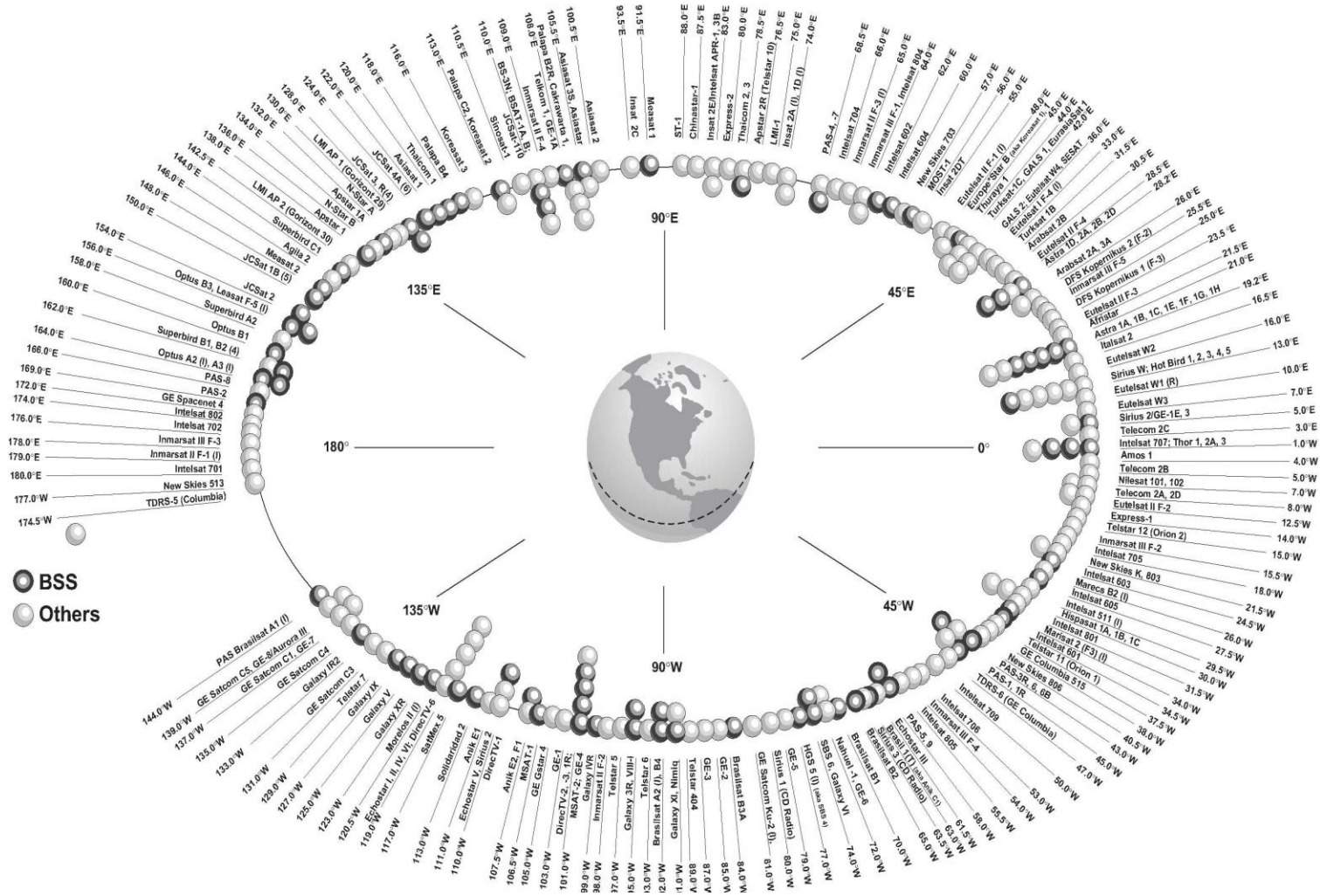


**Órbita Geoestacionaria:** Plano Ecuatorial, 36.000 Km sobre la superficie terrestre

**Satélites geoestacionarios:** periodo orbital 24 horas. Aparecen como un punto fijo en el espacio respecto a la Tierra



# OCUPACIÓN DE LA ÓRBITA GEOESTACIONARIA



Satélites y posiciones orbitales geoestacionarias

# ***SUBSISTEMAS DE SATÉLITES***

## ***GEOESTACIONARIOS (1/2)***

### **S/S Propulsión**

-Mantener la posición orbital y compensar los movimientos por la fuerza gravitacional del Sol, la Luna, y viento solar

### **S/S Potencia eléctrica**

-Generar corriente eléctrica: paneles solares  
-Almacenamiento en baterías: energía durante los períodos de eclipse

### **S/S Control Térmico**

-Mantener elementos dentro de márgenes de temperatura y radiar al espacio calor de los equipos electrónicos

### **S/S Control de Actitud**

-Mantener el apuntamiento a Tierra y las antenas orientadas hacia sus coberturas

### **S/S Telemetría y Telecomando**

-Controlar los satélites desde tierra y su funcionamiento durante su vida útil (transmitir comandos, recibir telemetrías sobre estado y salud)



# ***SUBSISTEMAS DE SATÉLITES***

## ***GEOESTACIONARIOS (2/2)***

### **S/S de Comunicaciones (Carga útil)**

- Equipamiento electrónico para procesamiento y amplificación de señales transmitidas/recibidas desde estaciones terrenas



Antenas especiales para concentrar la potencia transmitida en la cobertura del satélite

# REQUISITOS AMBIENTALES DE SATÉLITES DE COMUNICACIONES GEOESTACIONARIOS

LOS SATÉLITES SE DISEÑAN Y CONSTRUYEN CONSIDERANDO EL AMBIENTE ESPACIAL EN EL QUE DESARROLLAN SU MISIÓN DURANTE SU VIDA ÚTIL



## REQUISITOS PARA EL SUMINISTRO DE SATÉLITES GEOESTACIONARIOS DE COMUNICACIONES

-Modelos de radiación por partículas: ej. AE8 (e-), AP8 (p+)

-Solar flares: Modelo King. Se consideran al menos 4 ALE (Abnormal Large Events) durante la vida útil del satélite (> 15 años)

-Consideración de distintas alternativas de diseño para mitigar riesgos de fallo en aquellos equipos susceptibles a radiaciones ionizantes, ambiente solar, plasma, campo geomagnético, etc.

-Márgenes de funcionamiento seguro en equipos susceptibles a fallos derivados de radiación cósmica.

-Protección frente a ESD s (Electrostatic Discharge) interna/externa



# PRINCIPALES EFECTOS EN SATÉLITES

## DERIVADOS DEL CLIMA ESPACIAL

✖ **Degradación de paneles solares**  
(disminución de potencia eléctrica)

✖ **SEEs** (Single-Event Effects),  
efectos en memorias de abordo,  
equipos de procesamiento y sistemas  
de control de actitud (AOCS)

✖ **ESDs** (Electro Static Discharge)  
Arcos eléctricos (interior/exterior)  
por carga acumulada

✖ **TRD** (Total Radiation Dose) :  
Degradación de elementos  
electrónicos por acumulación de  
radiación



# ***EFECTOS DEL SOL SOBRE PANELES SOLARES DE SATÉLITES GEOESTACIONARIOS (1/3)***

## **PANELES SOLARES**

Elementos que presentan mayor degradación de características, principalmente por el Sol (viento solar, partículas, etc.)

## **EFECTOS**

- Intensidad de corriente eléctrica decreciente con el tiempo (menor potencia disponible a bordo)
- Puede afectar a la explotación de la carga útil
- Degradación anual estándar: 0,5% — 1,5%
- Solar Flares: pueden reducir de forma permanente la potencia disponible 2% — 5% por evento

## **DISEÑO**

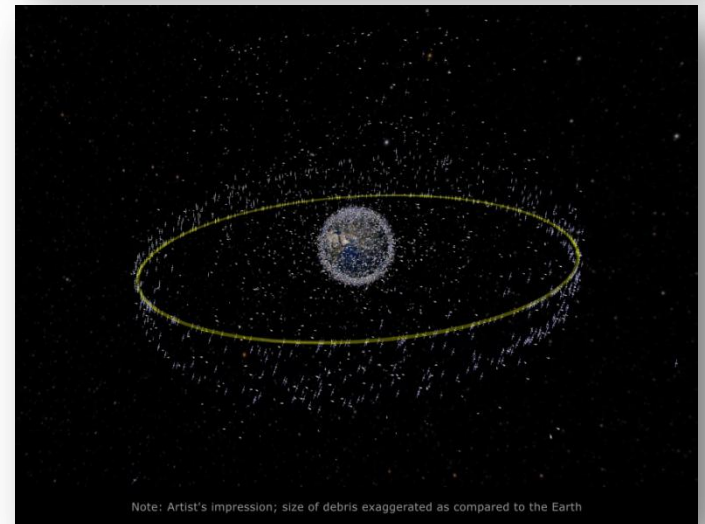
- Dimensionamiento de los paneles solares para proporcionar el 100% de potencia necesaria (EOL), según modelos de radiación. Especial atención a eventos extraordinarios (solar flares)



# ***EFECTOS DEL SOL SOBRE PANELES SOLARES DE SATÉLITES GEOESTACIONARIOS (2/3)***

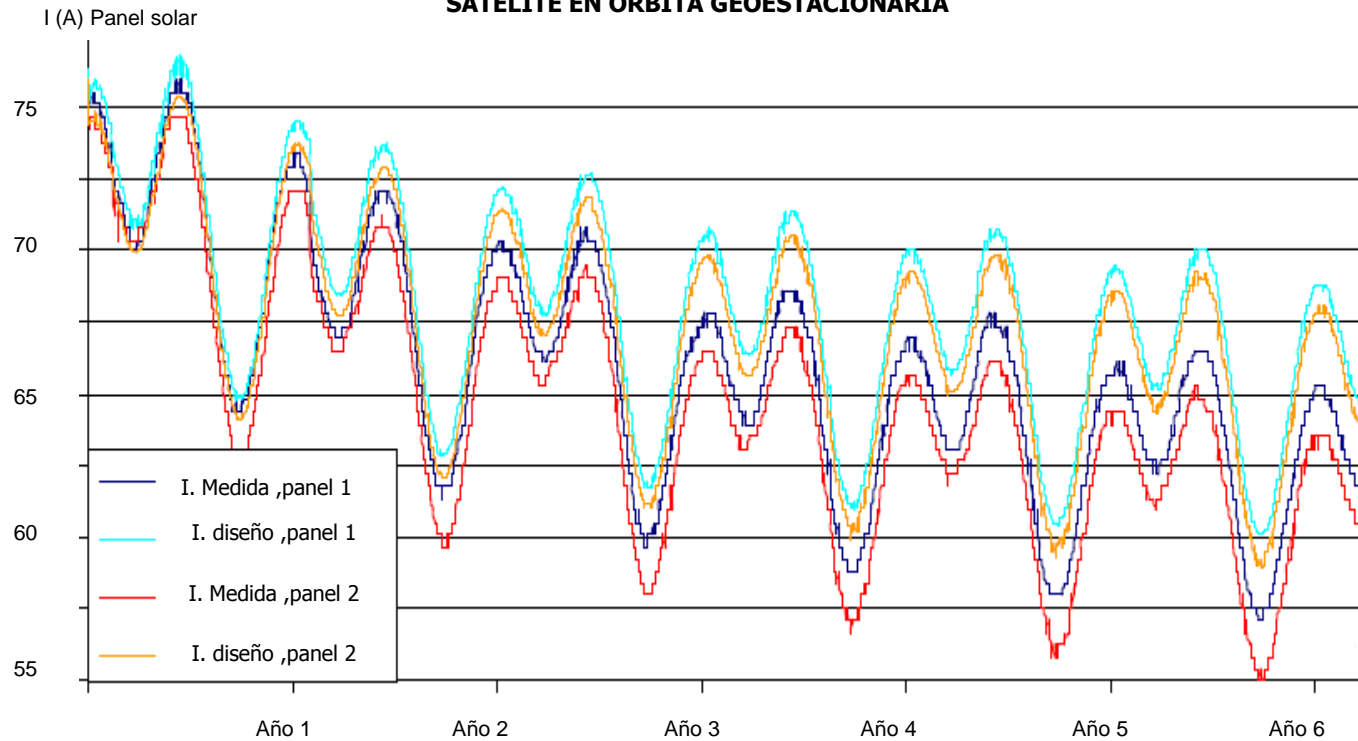
## **REQUISITOS PARA PANELES SOLARES DE SATÉLITES GEOESTACIONARIOS**

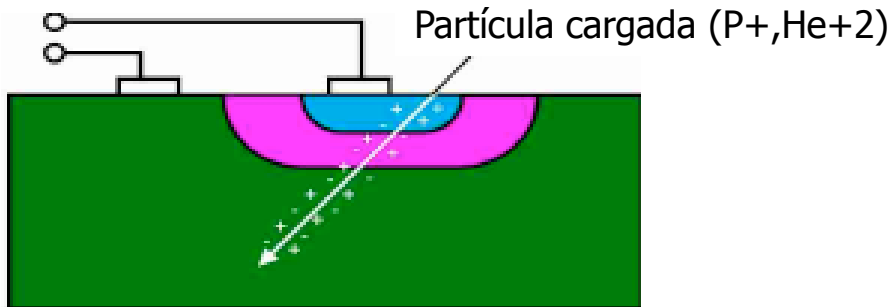
- Evitar riegos de arcos eléctricos entre elementos del panel solar. Capacidad para soportar carga electrostática superficial provocada por flujo de e- de alta/baja energía
- Evitar la aparición y propagación de eventos de ESD entre elementos del panel solar y su interconexión al cuerpo del satélite
- Margen de potencia de un 5-7% al final de la vida útil (EOL) en las peores condiciones de uso (máxima carga necesaria)
- Condiciones de uso en caso peor: pérdida limitada de conjuntos de celdas del panel (string), radiación ultravioleta (UV), degradación de coberturas externas por micrometeoritos, aparición de hasta 4 grandes eventos (ALE) solares
- Consideración del pico del ciclo solar al principio de la vida útil (BOL) para el cálculo del perfil de degradación del rendimiento del panel solar



# EFECTOS DEL SOL SOBRE PANELES SOLARES DE SATÉLITES GEOESTACIONARIOS (3/3)

EVOLUCIÓN ANUAL INTENSIDAD (A) DE PANELES SOLARES  
SATÉLITE EN ÓRBITA GEOESTACIONARIA

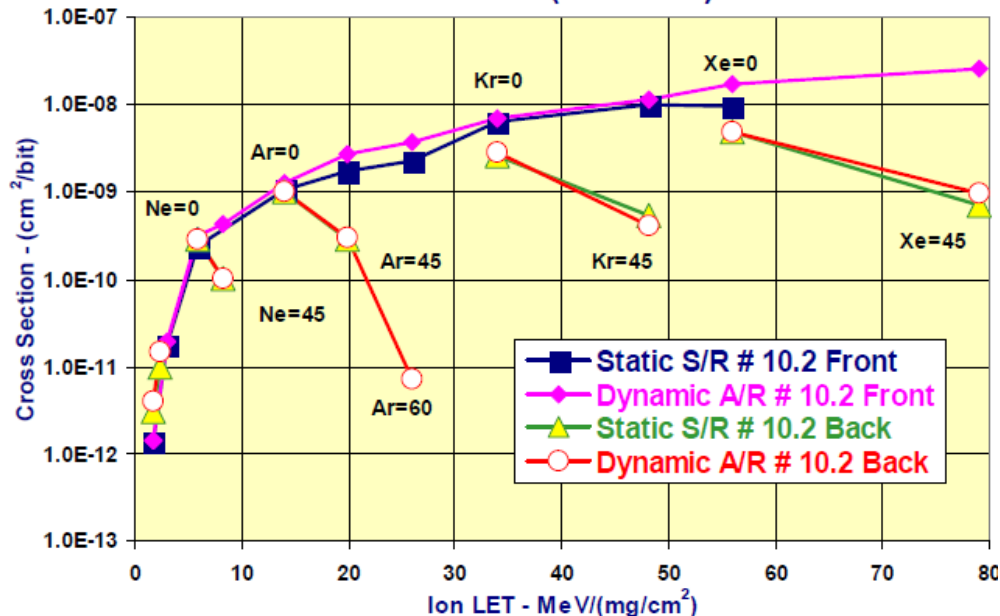




## EFFECTOS

- Partículas cargadas de alta energía (Protones, iones etc.) atraviesan el satélite e impactan en uniones de dispositivos electrónicos, provocando cambios de estado (abierto/cerrado), afectando a puertas y dispositivos de almacenamiento (memorias), valores anómalos de corriente
- Alteran los sistemas de procesamiento: lógica de funcionamiento, configuración del sistema, falsa detección...
- LET (Transferencia Lineal de Energía) provoca efectos en el material desde cambios de estado (single bit error), hasta daños permanentes que afectan funcionalmente

Micron MT48LC16M8A2 128M-bit SDRAM - Heavy Ion SEU Results (UCL0111).



## DISEÑO

- Diseño de circuitos y S/W para la detección y corrección de errores
- Filtros para la supresión de transitorios
- Selección cuidadosa de componentes electrónicos
- Pruebas para determinar LET mínimo de componente para ser susceptible de SSE s

## EFFECTOS

- Acumulación de carga eléctrica estática en el satélite por moverse en zonas con cargas eléctrica, , por impacto de partículas energéticas (ej: p+), o por efecto fotoeléctrico en superficies
- La carga se acumula hasta que se produce la descarga electrostática y se igualan potenciales.
- Los eventos ESD pueden provocar efectos espurios menores (falsa conmutación, lectura errónea de sensores), degradación de características, o pérdida de elementos funcionales
- Acumulación de carga:
  - Carga superficial por e- de baja energía en superficies expuestas
  - Carga profunda por e- de alta energía, penetrando en elementos dieléctricos y conductores (cables coaxiales)

## DISEÑO

- Seleccionar circuitos inmunes a transitorios ( $< 100 \mu s$ )
- Pruebas de susceptibilidad a ESD de equipos y subsistemas
- Puesta a tierra de circuitos, blindaje de cables expuestos
- Blindaje de equipos. Espesores adecuados según protección



## EFECTOS

- Los equipos electrónicos abordo de satélites pueden degradarse / fallar por radiaciones ionizantes
- El efecto es acumulativo, y debe tenerse en cuenta la vida útil total del equipo (GEO s > 15 años)
- Los modelos de radiación aplicables según la órbita, son básicos para abordar el diseño de los equipos , teniendo en cuenta la tecnología de semiconductores utilizada (bipolar, FET,CMOS, etc.)
- Protección frente a radiación: Blindaje (aluminio, Alloy, otros metales)
- Dosis de radiación anual para equipos en satélites GEO < 1 Krad



## DISEÑO

- Optimización del blindaje de equipos electrónicos. Coste del lanzamiento directamente proporcional a la masa puesta en órbita
- Modelos fiables de radiación que permitan reducir al mínimo imprescindible la masa del blindaje
- Selección de componentes electrónicos menos susceptibles a radiación con objeto de aumentar la fiabilidad y vida útil del equipo

# CLASIFICACIÓN DE TORMENTAS SOLARES SEGÚN NOAA/USA

| NOAA Space Weather Scale for Solar Radiation Storms |            |   |   |   |
|---|------------|---|---|---|
| CATEGORY  |            | EFFECT  | Physical measure<br>Flux level of $\geq$ 10 MeV particles (ions)<br>(2) | AVERAGE FREQUENCY (1)<br>(1 cycle = 11 years) |
| SCALE   | DESCRIPTOR |   |   |   |
| S 5   | Extreme    | <b>Satellite operations:</b> satellites may be rendered useless, memory impacts can cause loss of control, may cause serious noise in image data, star-trackers may be unable to locate sources; permanent damage to solar panels possible. | $10^5$  | Fewer than 1 per cycle                        |
| S 4   | Severe     | <b>Satellite operations:</b> may experience memory device problems and noise on imaging systems; star-tracker problems may cause orientation problems, and solar panel efficiency can be degraded.  | $10^4$  | 3 per cycle                                   |
| S 3   | Strong     | <b>Satellite operations:</b> single-event upsets, noise in imaging systems, and slight reduction of efficiency in solar panel are likely.   | $10^3$  | 10 per cycle                                  |
| S 2   | Moderate   | <b>Satellite operations:</b> infrequent single-event upsets possible.   | $10^2$  | 25 per cycle                                  |
| S 1   | Minor      | <b>Satellite operations:</b> none.  | 10  | 50 per cycle                                  |

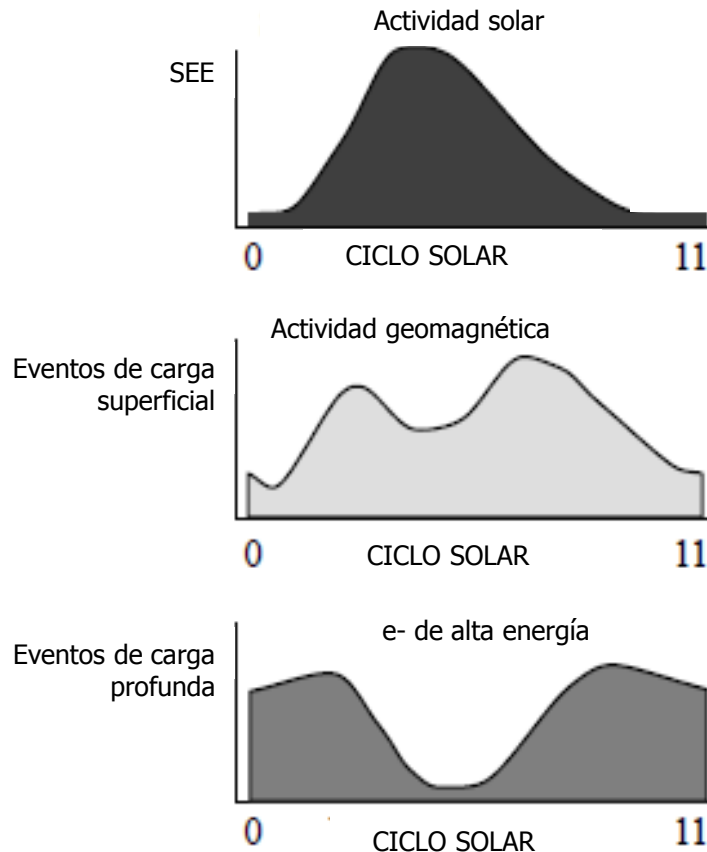
(1) Number of events when flux level was met (Number of storm days. These events can last more than one day.)

(2) Flux levels are 5 minute averages. Flux in particles $\cdot$ s $^{-1}$  $\cdot$ ster $^{-1}$  $\cdot$ cm $^{-2}$ . Based on this measure, but other physical measures are also considered.

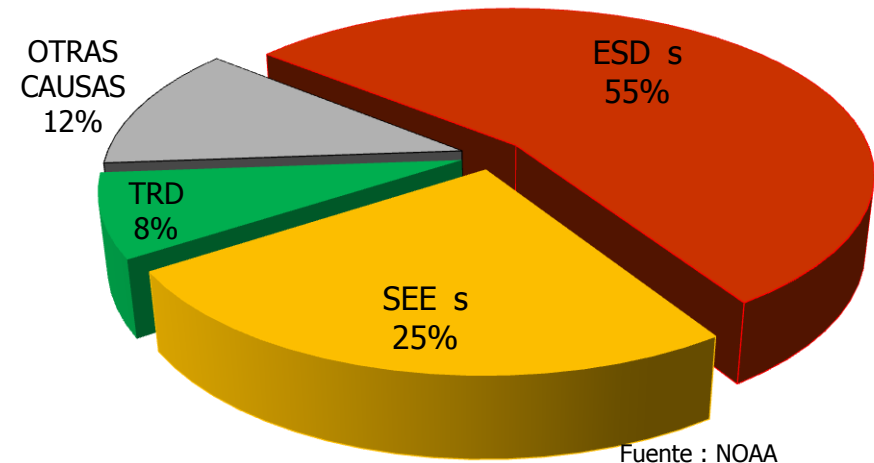


| NOAA Space Weather Scale for Geomagnetic Storms |                 |  |                           |   |
|---|-----------------|--|---------------------------|---|
| CATEGORY  |                 | EFFECT   | Physical measure (*)      | AVERAGE FREQUENCY<br>(1 cycle = 11 years) |
| SCALE   | DESCRIPTOR      |  |                           |   |
| <b>G 5</b>                                      | <b>Extreme</b>  | <b>Spacecraft operations:</b> may experience extensive surface charging, problems with orientation, uplink/downlink and tracking satellites.   | Kp = 9                    | 4 per cycle<br>(4 days per cycle)         |
| <b>G 4</b>                                      | <b>Severe</b>   | <b>Spacecraft operations:</b> may experience surface charging and tracking problems, corrections may be needed for orientation problems.   | Kp = 8,<br>including a 9- | 100 per cycle<br>(60 days per cycle)      |
| <b>G 3</b>                                      | <b>Strong</b>   | <b>Spacecraft operations:</b> surface charging may occur on satellite components, drag may increase on low-Earth-orbit satellites, and corrections may be needed for orientation problems. | Kp = 7                    | 200 per cycle<br>(130 days per cycle)     |
| <b>G 2</b>                                      | <b>Moderate</b> | <b>Spacecraft operations:</b> corrective actions to orientation may be required by ground control; possible changes in drag affect orbit predictions.                                      | Kp = 6                    | 600 per cycle<br>(360 days per cycle)     |
| <b>G 1</b>                                      | <b>Minor</b>    | <b>Spacecraft operations:</b> minor impact on satellite operations possible.   | Kp = 5                    | 1700 per cycle<br>(900 days per cycle)    |

(\*)The K-index used to generate these messages are derived in real-time from the Boulder NOAA Magnetometer. The Boulder K-index, in most cases, approximates the Planetary Kp-index referenced in the NOAA Space Weather Scales. The Planetary Kp-index is not available in real-time.



## Anomalías de satélites geostacionarios



### Anomalías de satélites

- Interferencias
- Interrupción transitoria de la misión
- Pérdida/degradación funcional permanente
- Pérdida total del satélite

ESD: Descarga electrostática  
SEE: Single Event Effect  
TRD: Dosis Total de Radiación

**17/03/2011 INTELSAT, MacDonald, Dettwiler & Associates** anuncian el inicio del desarrollo de un vehículo espacial (Space Infrastructure Servicing - SIS) que permitiría mantenimiento, reposicionamiento y suministro de combustible en órbita a satélites GEO, para aumentar la vida útil y fiabilidad



## Algunos retos

- Aumento de la vida útil de equipos y componentes electrónicos en mas de 2 ciclos solares (> 25 años?)
  - Recarga de combustible en órbita (hidrazinas, oxidantes, presurizantes)
  - Maniobras de aproximación, ensamblaje, y separación
  - Garantía de represurización en órbita
- Carga eléctrica acumulada en los satélites y eventos de ESD en maniobras conjuntas
  - Planificación de maniobras de recarga de combustible según eventos solares y otros

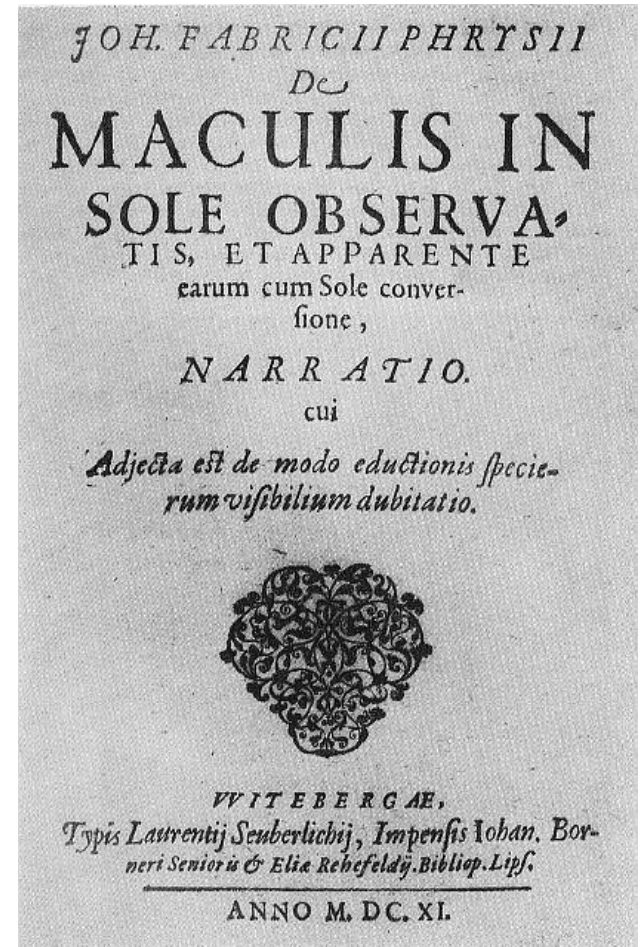


- **Satélites GEO:** Requisitos de ambiente espacial contemplados desde su diseño, alta fiabilidad (modelización solar, radiación)
- **Diseño y fabricación:** Acorde con el ambiente espacial durante toda su vida útil: Vacío, ingravidez, radiación, viento solar, solar flares/CME s, partículas de alta energía, radiación...
- **Vida útil de satélites:** Actualmente supera un ciclo solar (> 1,5 veces). Aumento progresivo de la vida útil
- **Comunicaciones por satélite:** Medio rápido, sencillo de desplegar como backup sistemas alternativos de comunicaciones en caso de catástrofe de medios terrestres (FO, coax, radioenlaces, EBT s, etc.). Es necesario contemplar su uso B/U como parte del diseño de las redes terrestres
- **Centros de control de satélites:** cuentan con sistemas de alimentación ininterrumpida, generadores diesel redundantes para garantizar el suministro eléctrico de los equipos de control, y ubicaciones redundantes para situaciones de emergencia

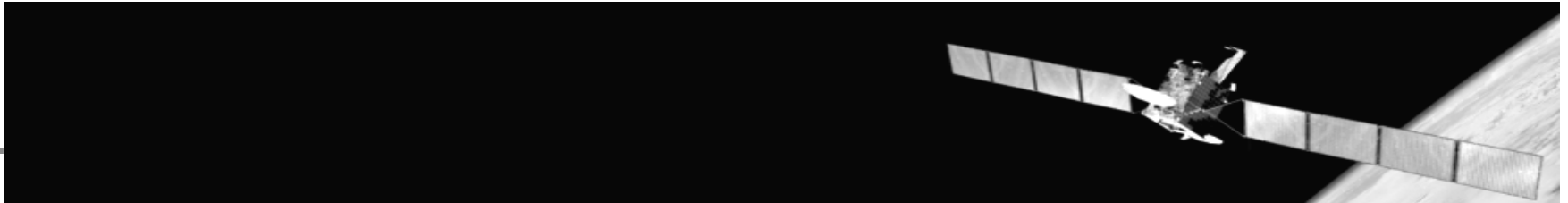
# 400 ANIVERSARIO DEL ESTUDIO SOBRE MANCHAS SOLARES



**9 de marzo de 1611:**  
**Johannes Fabricius**  
inicia los estudios de  
manchas solares en  
Oesteel (Alemania)  
Tratado: "De Maculis in  
Sole observatis et  
Apparente earum cum  
Sole Conversione  
Narratio"



**Conclusión:** Las manchas no eran causadas por el tránsito de otros cuerpos celestes, sino que era un fenómeno propio de la superficie del Sol, intuyó que rotaba



[www.hispasat.com](http://www.hispasat.com)

© Documento propiedad de HISPASAT, S.A. Su contenido no podrá ser revelado, distribuido o reproducido sin el consentimiento por escrito de HISPASAT, S.A



Pedro L. Molinero Sanz  
[plmolinero@hispasat.es](mailto:plmolinero@hispasat.es)

ER- 1314/2010