

Vehículos Espaciales y Misiles

Tema 6: Entorno Espacial y Subsistemas de Vehículos Espaciales

Rafael Vázquez Valenzuela

Departamento de Ingeniería Aeroespacial
Escuela Superior de Ingenieros, Universidad de Sevilla rvazquez1@us.es

14 de mayo de 2014



Subsistemas I

- Típicamente, un vehículo espacial se considera como un sistema dividido a su vez en varios subsistemas. Por ejemplo:
 - 1 Configuración y estructura.
 - 2 Propulsión.
 - 3 Sistemas de potencia eléctricos.
 - 4 Control de órbita.
 - 5 Control de actitud.
 - 6 Telemetría, telemando, comunicaciones.
 - 7 Control térmico.
 - 8 Electrónica y software.
- A estos subsistemas habría que añadir el análisis y diseño de misión que determina los requisitos y necesidades de los subsistemas.
- Esta descomposición atiende no sólo a disciplinas, sino también a motivos de proyecto y/o comerciales: reparto de tareas, multitud de subcontratistas, etc...



Subsistemas II

- La base de diseño de los diferentes subsistemas es el entorno espacial, donde el vehículo desarrollará la mayor parte de su vida; éste entorno es particularmente hostil.
- La responsabilidad de supervisar y controlar la integración de los diferentes subsistemas en un todo operativo que cumpla las especificaciones del proyecto recae sobre el ingeniero de sistemas.
- Típicamente se ha de llegar a una serie de compromisos (tradeoffs) entre los diferentes subsistemas para cumplir con éxito el objetivo de la misión. El análisis de estos compromisos (tradeoff analysis) es una tarea esencial en el diseño; éste proceso es en parte heurístico (basado en la experiencia) y en parte un proceso de optimización matemática.
- Las tareas de certificación de los diferentes subsistemas son a veces tan complejas como el propio diseño.



El entorno de un vehículo espacial

- Un vehículo espacial estará expuesto a diversos entornos a lo largo de su ciclo de vida total:
 - Manufactura y transporte (entorno terrestre): salas limpias.
 - Lanzamiento: el más “traumático” desde el punto de vista estructural.
 - Atmósfera: breves minutos.
 - Entorno espacial: es su entorno operacional.
 - Otros: reentrada, otras atmósferas planetarias (p.ej. la atmósfera de Venus tiene nubes de H_2SO_4).



Manufactura

- El proceso de manufactura de un vehículo es un proceso largo que puede tomar de 5 a 10 años, típicamente, incluyendo los ensayos y pruebas funcionales.
- Además muchas veces es un proceso multinacional/multicompañía, de forma que diversas partes son manufacturadas en sitios distintos.
- Por otro lado en ocasiones es necesario almacenar componentes durante meses o incluso años.
- Es necesario un control ambiental muy estricto: salas limpias.

TABLE 12-5. Facility Cleanliness Requirements (FED STD 209). Class 10,000 means less than 10,000 particles per cubic foot.

Facility/Operation	Cleanliness
<i>Mechanical Manufacturing</i>	Not controlled
<i>Electronic Assembly</i>	Class 10,000
<i>Electromechanical Assembly</i>	Class 100
<i>Inertial Instruments</i>	Class 100
<i>Optical Assembly</i>	Class 100
<i>Spacecraft Assembly and Test</i>	Class 100,000



Transporte y ensamblaje

- El transporte hasta la base de lanzamiento se realiza por aire, barco o en camiones acolchados. Se deben medir las vibraciones recibidas y asegurarse de que se cumplen los límites prescritos para las diversas partes.
- En la base de lanzamiento se completa el ensamblaje y se terminan las pruebas, incluido típicamente las pruebas del sistema propulsivo.

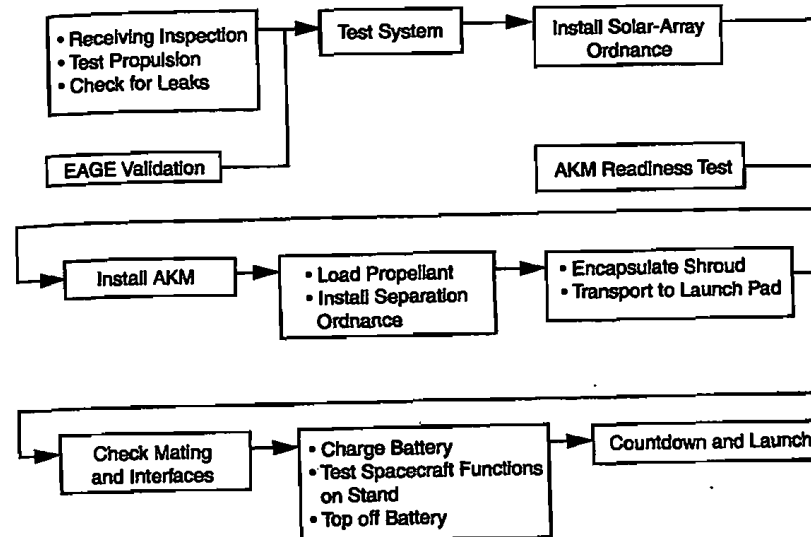


Fig. 12-6. Typical Launch-Site Activities. The time required for launch site activity may vary from several months to several days.



Lanzamiento y atmósfera

- Somete al vehículo a vibraciones y aceleraciones intensas durante un breve tiempo.
- Picos de vibración: uno inicial (arranque del motor y reflejo desde el suelo) y otro durante el vuelo transónico.
- Aceleración: depende del número de etapas.
- Es importante controlar el número de g's, especialmente en vehículos tripulados. Conviene tener soporte lumbar.

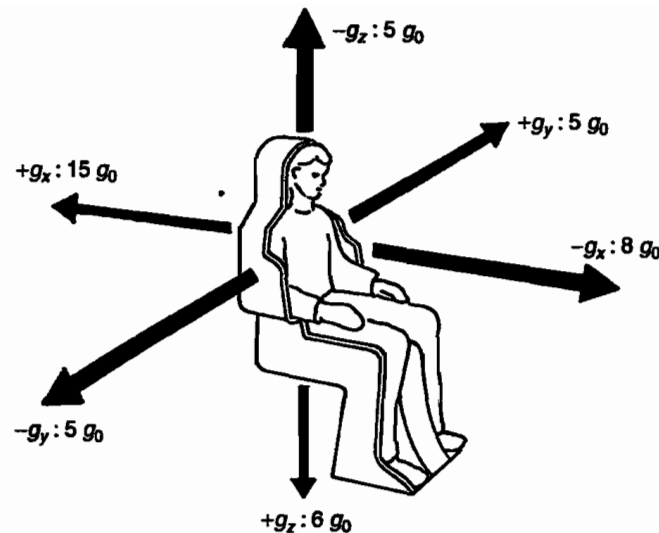


Figure 2.4 Typical tolerance to sustained linear acceleration as a function of direction of acceleration

Lanzamiento y atmósfera

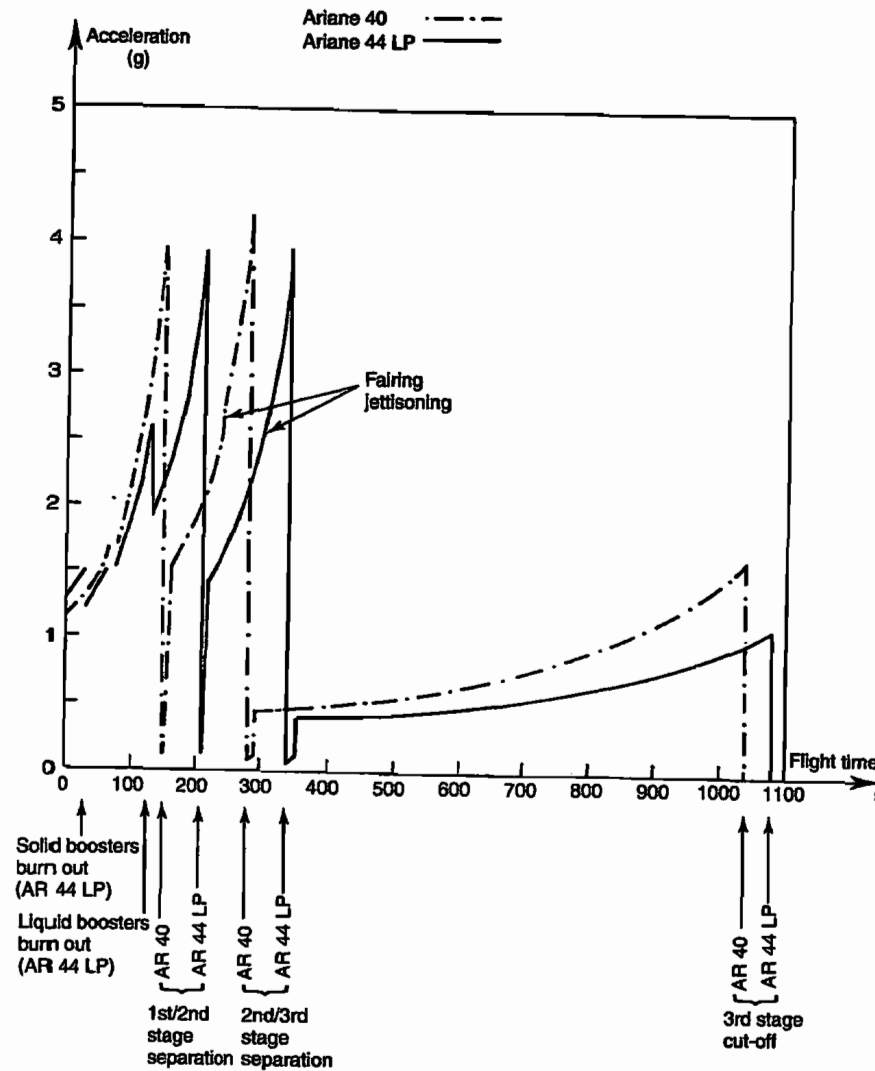
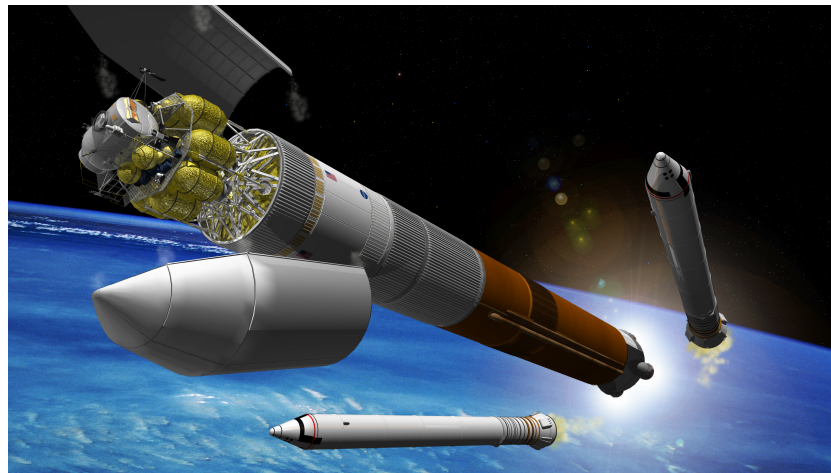


Figure 2.3 Ariane static acceleration profile (Reproduced by permission of ArianeSpace [2])



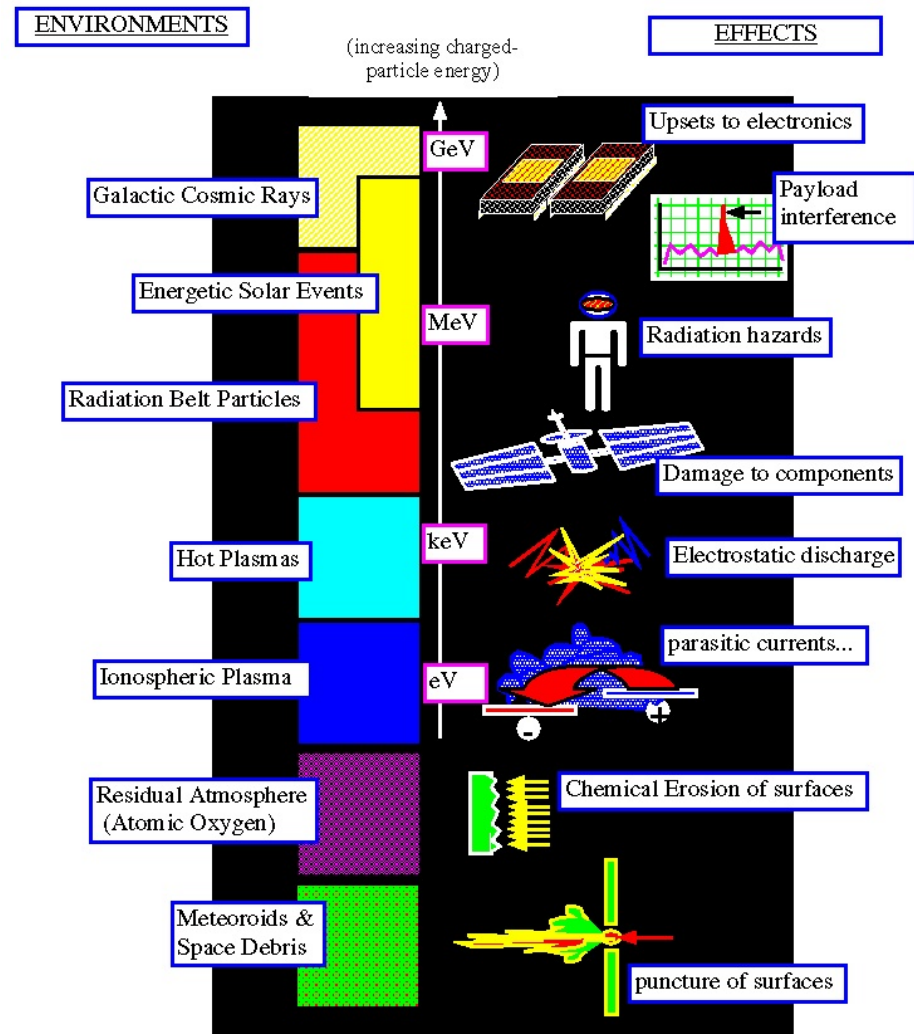
Lanzamiento y atmósfera

- Se producen grandes cargas térmicas por fricción con la atmósfera. No obstante, estas cargas son fundamentalmente absorbidas por la cofia (shroud) del vehículo lanzador, que protege la carga de pago.
- Rápida despresurización: puede causar problemas estructurales.
- Interferencia electromagnética: es peligrosa sobre todo si activa algún componente del vehículo antes de tiempo (por ejemplo una etapa).



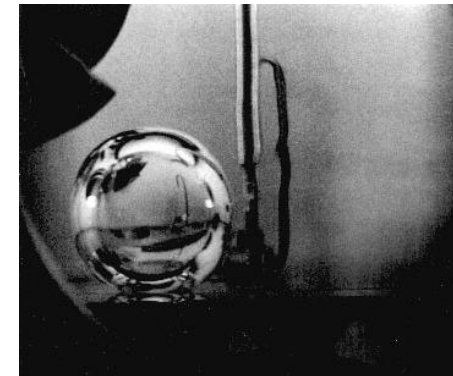
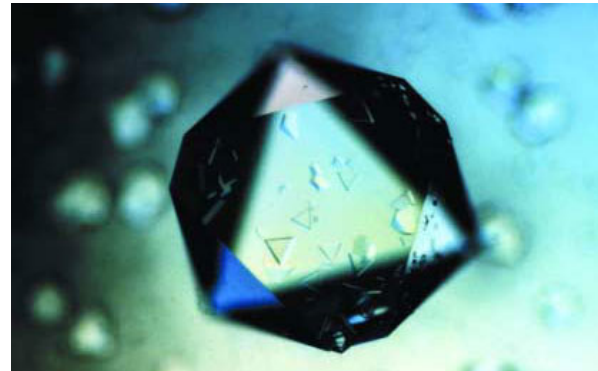
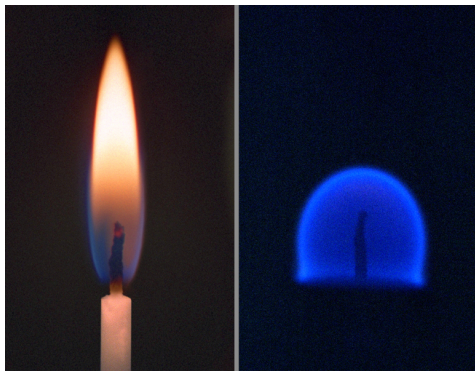
El entorno espacial

- Entorno espacial:
 - Vacío (“total”, parcial)
 - Plasmas
 - Campos electromagnéticos
 - Ingravidez
 - Radiación
 - Micrometeoritos
 - Basura espacial
 - Cargas térmicas
- Estará muy condicionado por:
 - La órbita
 - La fase de la misión
 - La orientación (actitud)



Ingravidez

- **Ingravidez:** un vehículo espacial puede experimentar entre 10^{-3} y 10^{-11} g (microgravedad), debida no sólo a la gravedad a una variedad de efectos perturbadores, p.ej. presión solar, rozamiento aerodinámico.
- Gradientes gravitatorios: la atracción gravitatoria es más fuerte en la parte del vehículo más cercana a la Tierra. De importancia en grandes vehículos y en estructuras flexibles.
- Beneficios: uso de estructuras ligeras.
- Otras diferencias: fluidos (se requiere convección forzada, sistemas de vaciado).



La atmósfera en órbita baja

- Hasta los 86 kilómetros aproximadamente la atmósfera es más o menos homogénea. A partir de dicha altura (ionosfera), los procesos fotoquímicos perturban la homogeneidad; en particular absorción de luz ultravioleta disocia el oxígeno.
- A partir de 120 kilómetros los componentes de la atmósfera están desacoplados, pero su densidad, ya muy baja, depende mucho de la actividad solar. Se puede hablar de vacío parcial.
- La temperatura también experimenta una gran variabilidad, aunque no es muy importante (ya que no existe apenas transferencia de calor por conducción o convección).
- En la exosfera (sobre unos 800 kilómetros en adelante) se puede considerar que no hay atmósfera. En GEO (unos 36000 kilómetros de altitud) la densidad de partículas es similar a la del medio interplanetario.



La atmósfera en órbita baja

22

THE SPACECRAFT ENVIRONMENT AND ITS EFFECT ON DESIGN

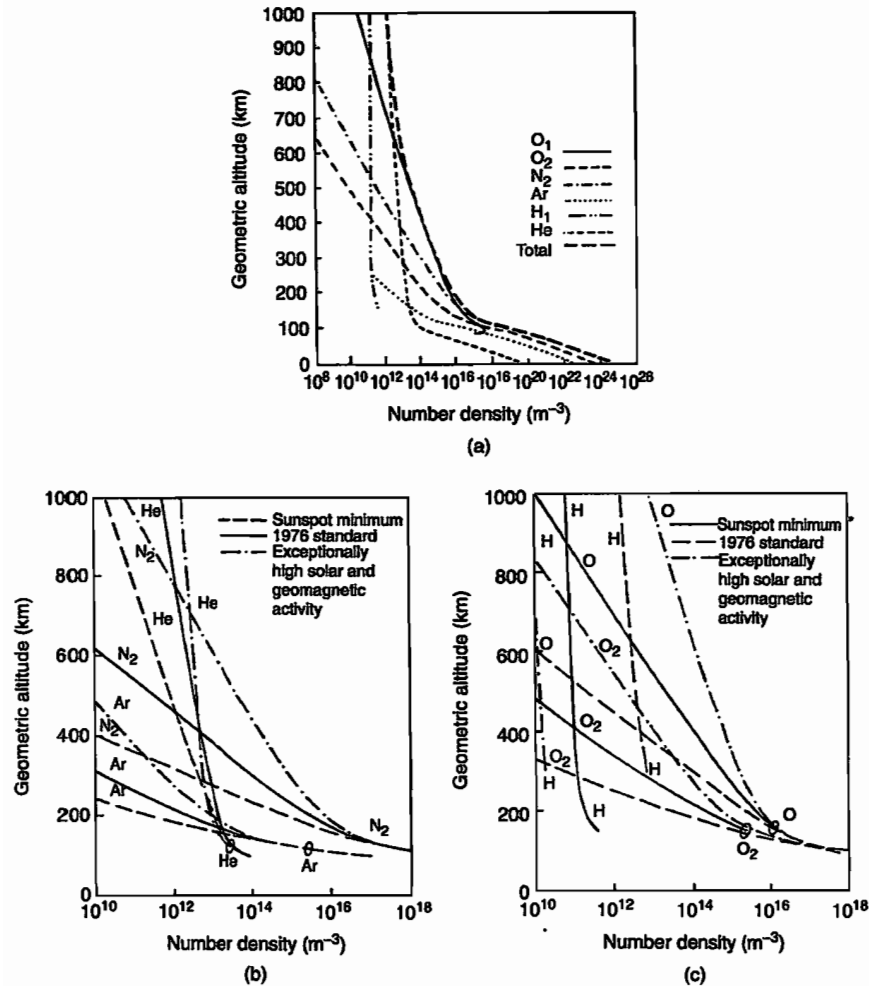


Figure 2.10 Species concentration (a) in US standard atmosphere and (b, c) under extreme conditions

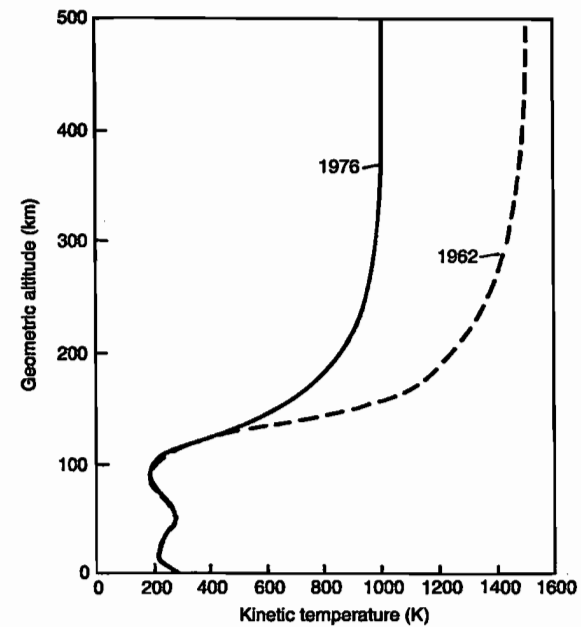


Figure 2.11 Temperature profile of atmosphere



Vacío “parcial”

- **Vacío “parcial”**: En órbita cercana a la tierra (LEO) existe una atmósfera residual que interactuará de forma significativa con el vehículo
- Dicha atmósfera residual puede modificar la órbita del vehículo (“orbit decay”) por efectos de rozamiento.
- Oxidación y erosión: en LEO los flujos de oxígeno son muy pequeños, del orden de 10^{14} partículas/cm²/s. Sin embargo:
 - Es oxígeno monoatómico (O , no O_2 molecular como en la Tierra, mucho más reactivo)
 - A altas velocidades relativas (las de los vehículos en LEO, del orden de 7 o más km/s).
- Los materiales vulnerables (por ejemplo, plata) pueden ser fácilmente destruidos con relativa rapidez.
- La interacción con el O produce un brillo (como un halo) en torno al vehículo.
- Ionización de gases en vacío parcial: puede provocar arcos y afectar el equipo electrónico.



Vacío

- **Vacío:** determinante en el diseño de vehículos espaciales.
- Muchos materiales modifican su masa y/o sus propiedades:
 - Los gases (típicamente vapor de agua) adsorbidos en capas exteriores son liberados
 - La presión ambiente es igual a la presión de vapor del material (10^{-11} a 10^{-15}), lo que produce evaporación de capas superficiales del propio material.
- Este proceso, denominado desgasificación o outgassing, se amplifica si la temperatura aumenta.

Table 2.8 Temperature for given sublimation rate (°C)

Element	0.1 $\mu\text{m}/\text{yr}$	10 $\mu\text{m}/\text{yr}$	1 mm/yr
Cd	38	77	122
Zn	71	127	177
Mg	110	171	233
Au	660	800	950
Ti	920	1070	1250
Mo	1380	1630	1900
W	1870	2150	2480



Vacío

- El outgassing no suele causar problemas estructurales; sí puede afectar capas de pintura que pueden perder sus propiedades térmicas.
- El vapor liberado puede condensar en instrumentos ópticos o electrónicos muy delicados, afectando las medidas.
- La liberación de oxígeno en ciertos materiales (p.ej. acero inoxidable) puede provocar abrasión, descamación o incluso soldadura entre partes móviles.
- **Solución:** realizar una cuidadosa selección de materiales y lubricantes; si es necesario emplear materiales problemáticos (p.ej. polímeros, materiales compuestos, cadmio), prepararlos previamente con calentamientos al vacío (“baking out”).
- Curiosamente las propiedades estructurales y resistencia a la fatiga para muchos materiales mejoran en el vacío (ejemplo: el vidrio triplica su resistencia en el vacío).



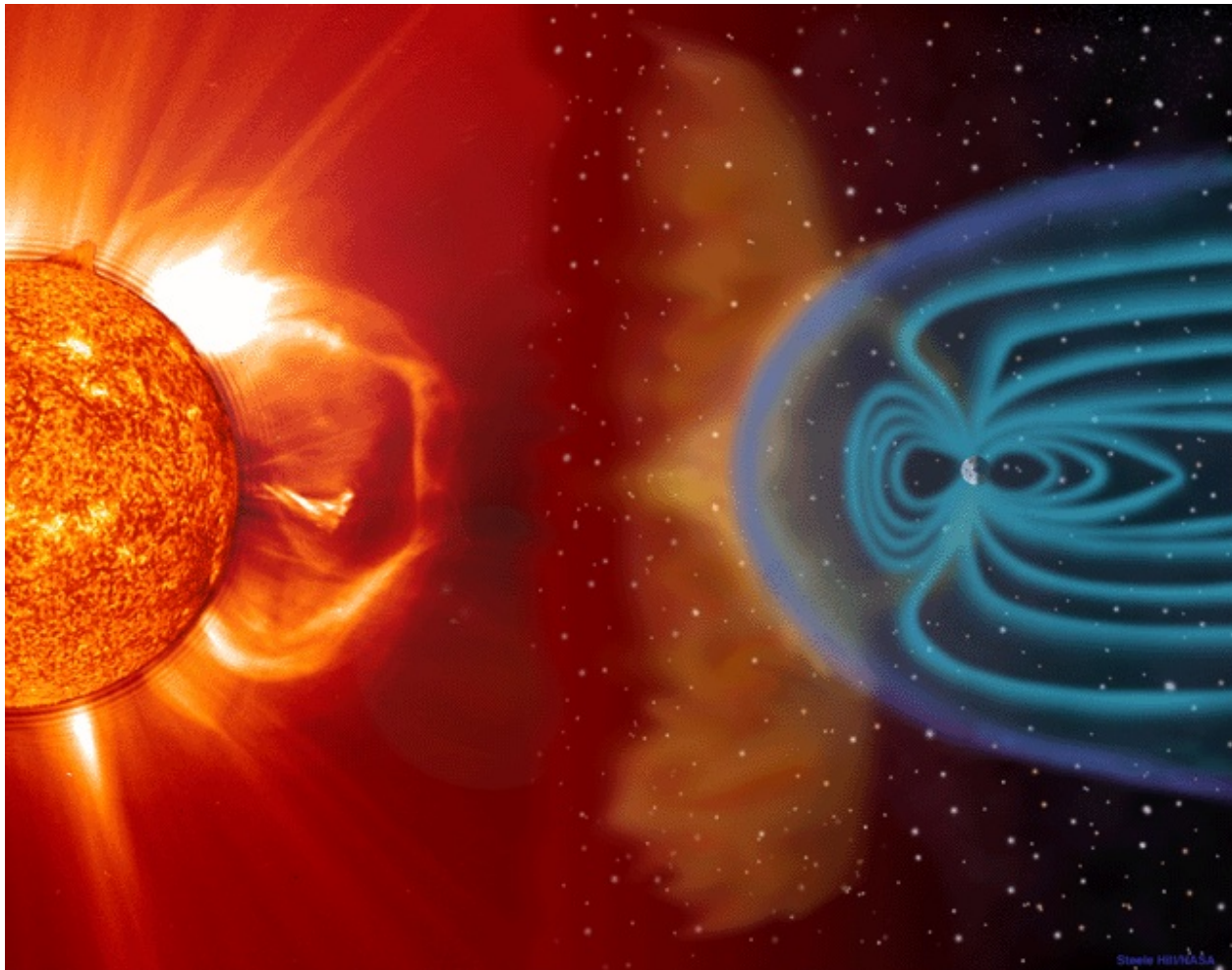
Plasmas

- **Plasmas:** el “cuarto estado” de la materia, consiste en un gas altamente ionizado.
- El 99 % del Universo está compuesto de plasma. Llena el espacio interplanetario. El Sol emite el llamado “viento solar”, un chorro de plasma a alta velocidad, en todas direcciones.
- Los campos magnéticos de los planetas (especialmente Júpiter, Saturno y la Tierra) provocan un efecto magnetohidrodinámico en el plasma, confinándolo en cinturones toroidales (cinturones de Van Allen).
- Los planetas causan una onda de choque electromagnética en su movimiento a través del plasma, donde se “detiene” su magnetosfera. El sol causa el mismo efecto a escala interestelar (misiones Voyager).
- La exposición al plasma puede ocasionar la carga eléctrica del vehículo espacial, arcos voltaicos, ruido electromagnético, pérdida del rendimiento de paneles solares por radiación, etc...



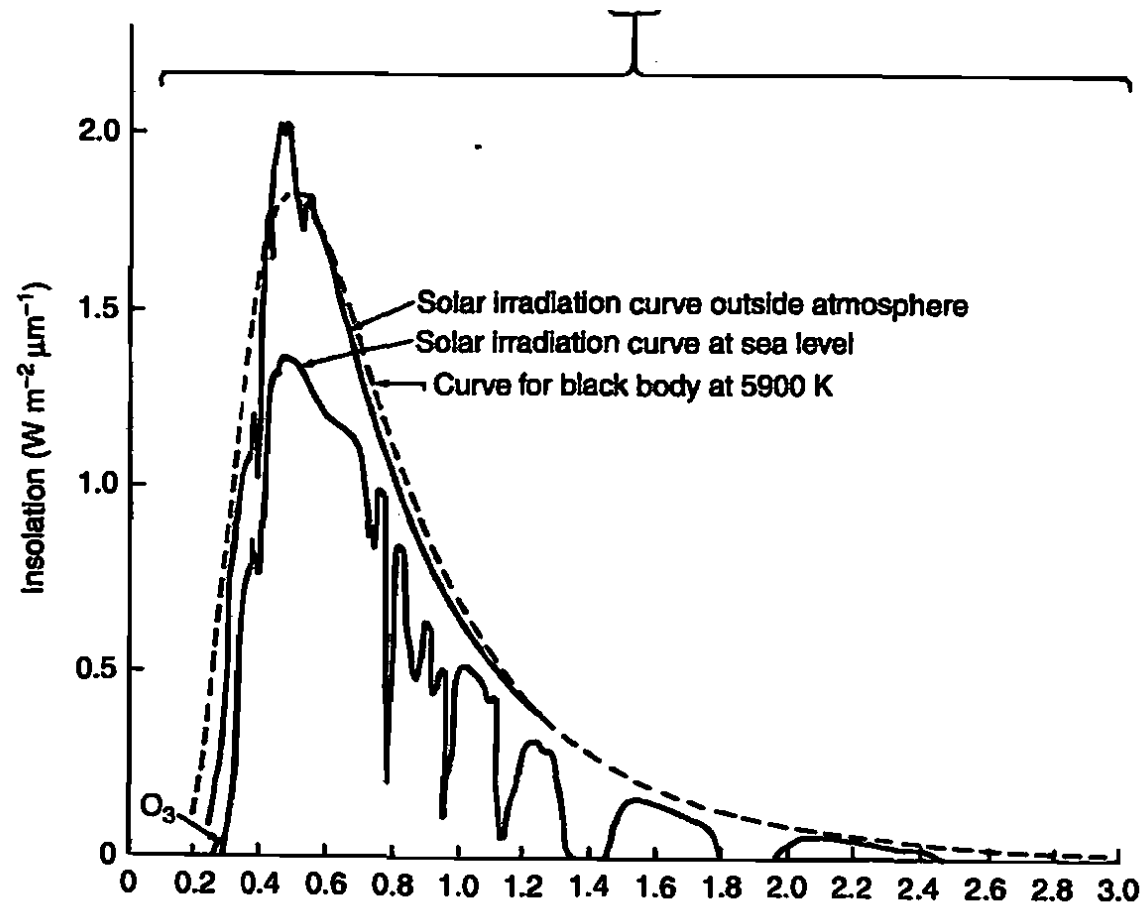
Plasmas

- Interacción entre el plasma solar y el campo magnético terrestre:



Actividad solar

- El espectro solar es muy diferente fuera de la atmósfera, similar a la de un cuerpo negro a 5900 K. Por ejemplo la luz ultravioleta no es absorbida (el ozono la absorbe en las capas inferiores de la atmósfera).



Actividad solar

- La cantidad de manchas solares indican el nivel de actividad del Sol, que influye en la densidad y temperatura de la atmósfera en órbita baja y por tanto es de gran interés.
- Las manchas solares son enormes perturbaciones en el campo magnético del Sol.
- Tienen un periodo de 11 años debido a una inversión del campo magnético que sucede cada 22 años.

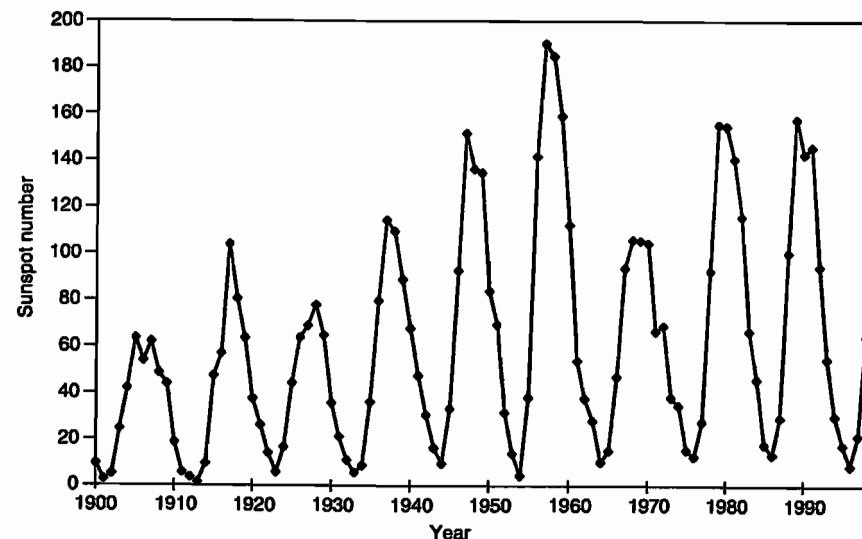


Figure 2.8 Zurich sunspot number archive for last 100 years



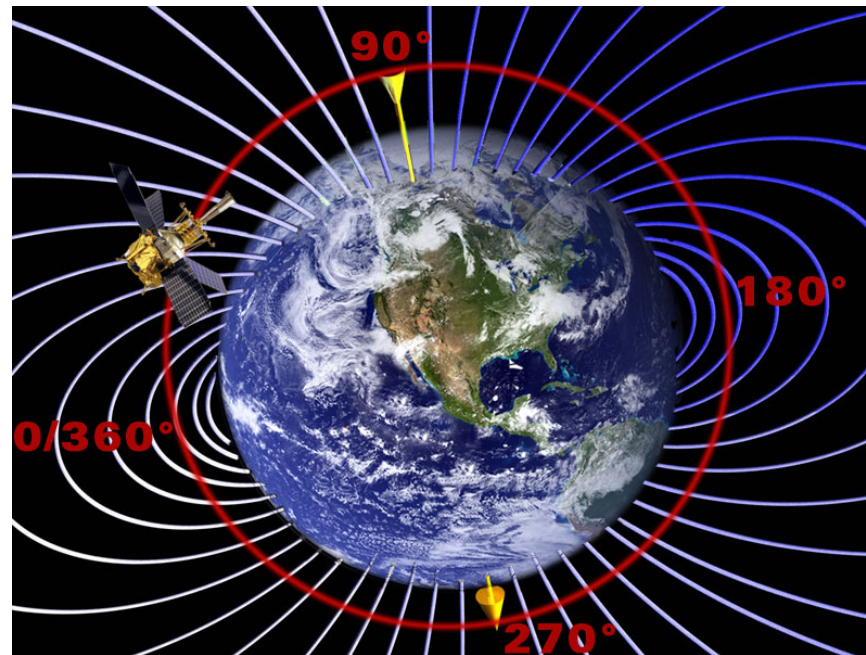
Erupciones solares

- Las erupciones solares son eyecciones masivas de plasma que están asociadas a periodos de intensa actividad solar (ahora mismo nos encontramos en uno de dichos periodos).
- Si una de estas erupciones se dirige hacia la Tierra, puede causar grandes interrupciones (por radiación) en gran parte de los satélites geocéntricos.
- La superficie de la Tierra en sí, está protegida por su campo magnético; el principal efecto que se puede observar desde la superficie son auroras boreales.



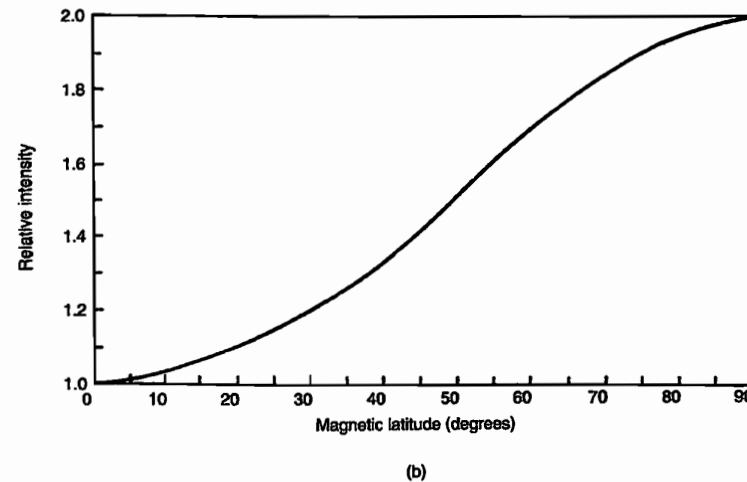
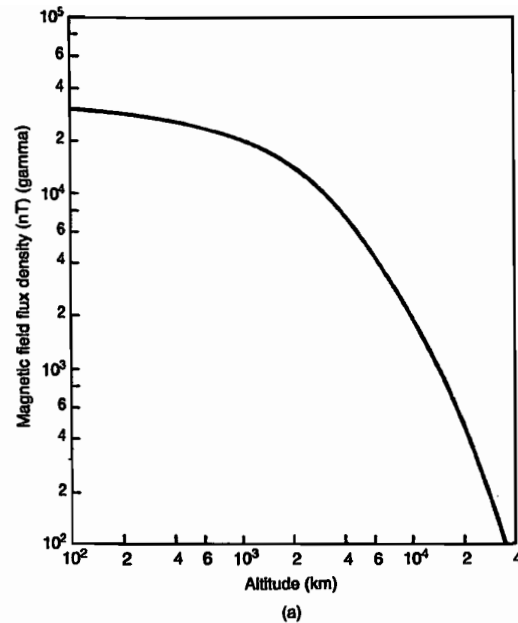
Campos magnéticos

- **Campos magnéticos:** El movimiento de un vehículo espacial en un campo magnético (e.g. en LEO) genera una corriente (efecto inductivo) si el vehículo es conductor.
- La diferencia de potencial puede ser no despreciable (20 V en la ISS).
- Adicionalmente se producen fuerzas y momentos de Lorentz que pueden perturbar la órbita y sobre todo la actitud.



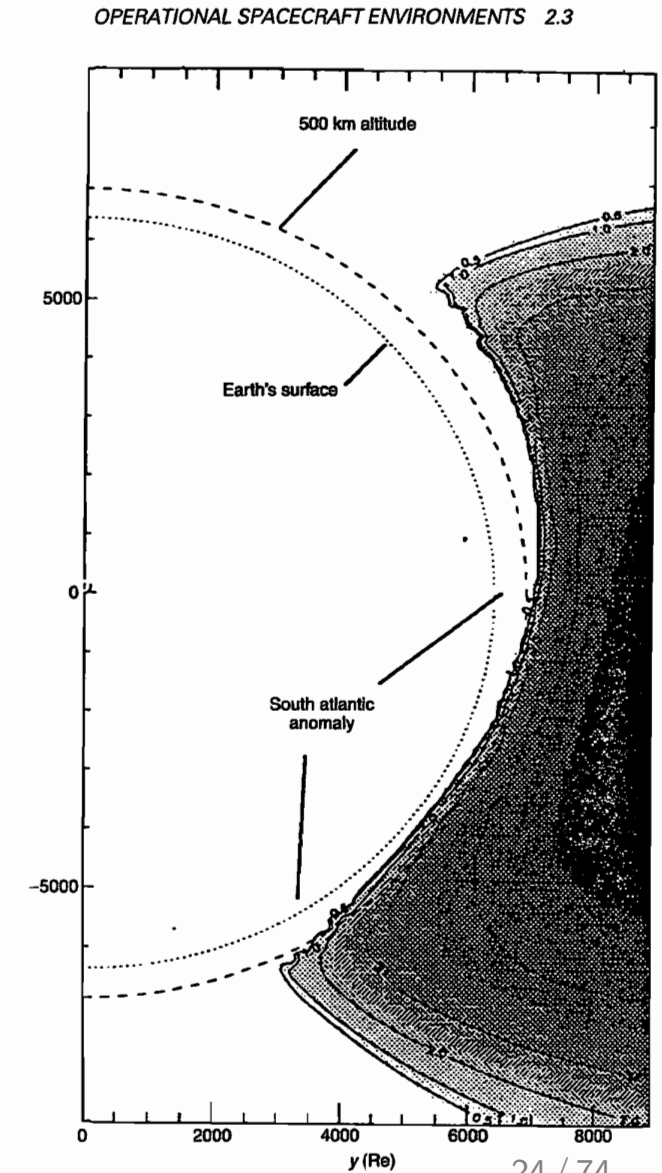
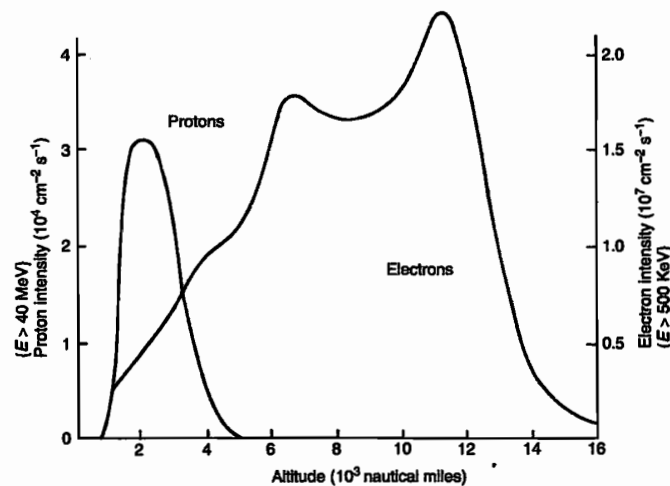
Campos magnéticos

- intensidad del campo magnético de la Tierra:



Cinturones de Van Allen

- Los cinturones de Van Allen son el resultado de la interacción entre el campo magnético de la Tierra y el viento solar, atrapando el plasma en dos cinturones.
- Es de particular peligro la “anomalía del Atlántico Sur”, una región donde el cinturón se extiende por debajo de 500 km por la situación de los ejes magnéticos terrestres con respecto a los geográficos.



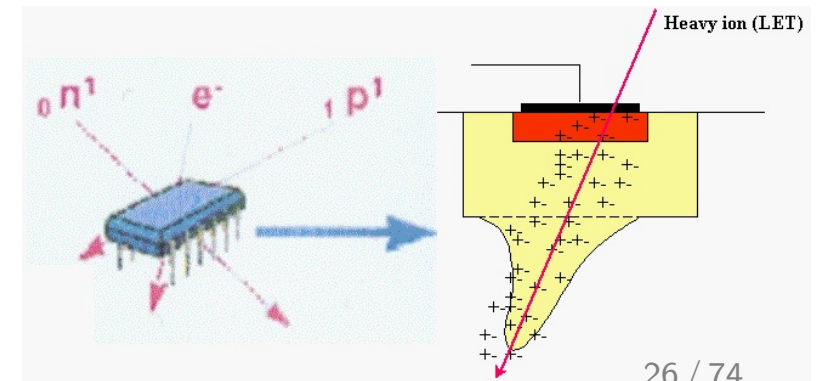
Radiación

- **Radiación**, varias fuentes:
 - Viento solar
 - Cinturones de Van Allen
 - Rayos cósmicos
 - Erupciones solares
- Peligrosos para equipos electrónicos, recubrimientos y especialmente para las personas en vuelos tripulados.
- La radiación se puede acumular, generar materiales radioactivos a bordo.
- Otra fuente de radiación es la luz ultravioleta:
 - La exposición a la radiación ultravioleta provoca un fenómeno conocido como “embrittlement”. Los polímeros son particularmente susceptibles de ser afectados.
 - La luz ultravioleta también puede provocar cambios en la resistividad y en las propiedades ópticas. En particular esto puede afectar a los paneles solares, provocando su oscurecimiento y un aumento de temperatura.



Efectos de la radiación en semiconductores

- Estos materiales son particularmente afectados. Puede haber reducción de eficacia (p.ej. en paneles solares).
- Otros efectos son causados por una única partícula de alta energía, llamado SEE: single effect event. Estos efectos pueden ser de varios tipos:
 - Fallos "suaves" del tipo SEU: "single-event upset", un circuito da una única respuesta equivocada (p.ej. $2+2=3$).
 - Fallos del tipo SEL: "single-event latch-up", donde se generan corrientes parásitas que pueden quemar dispositivos.
- Es imposible garantizar al 100 % que no habrá fallos SEU.
- Se puede reducir la tasa de errores (con apantallamiento p.ej. de tungsteno) al estándar: 10^{-10} errores/día.
- Métodos para mitigar los SEU:
 - Redundancia.
 - Circuitos con tests internos periódicos.
 - Circuitos que detectan y corrigen errores.
 - Soluciones software que permiten tests, checkpoints y roll-back.



Micrometeoroides

- **Micrometeoroides:** pequeños objetos flotando en el espacio.
- Normalmente representan un peligro menor, pero pueden causar destrucción y modificación de actitud.
- Su flujo medio ha sido modelado por diversos autores.
- Gran densidad en el cinturón de asteroides.
- En algunos casos se han diseñado escudos “parachoques” (p. ej. la sonda Giotto).



Micrometeoroides

■ Micrometeoroides: Flujo medio modelado

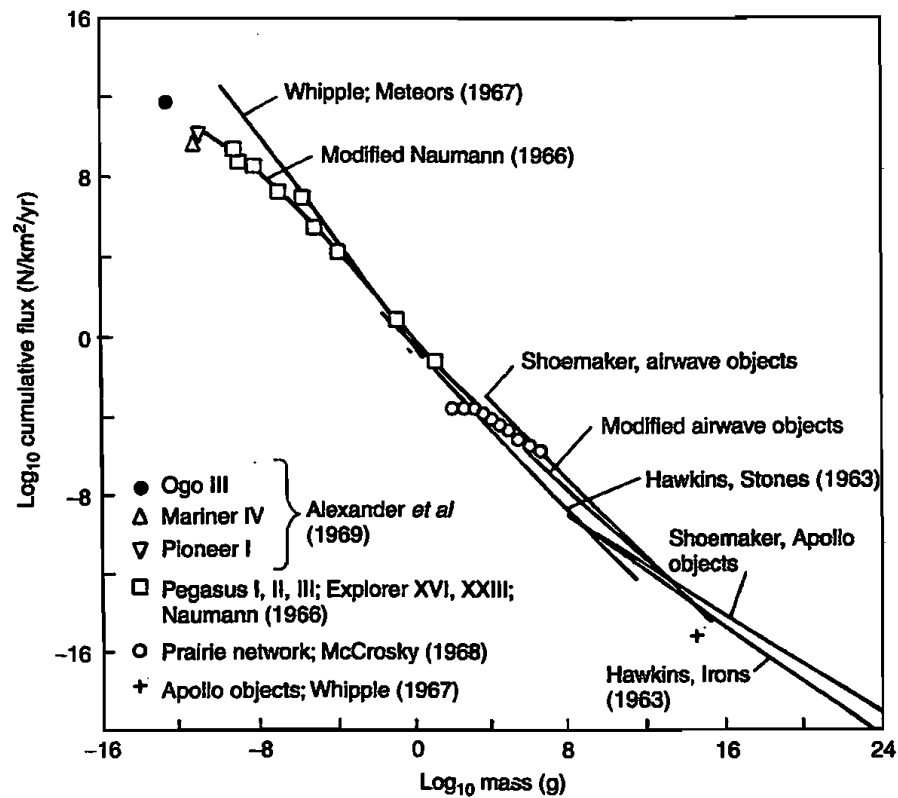
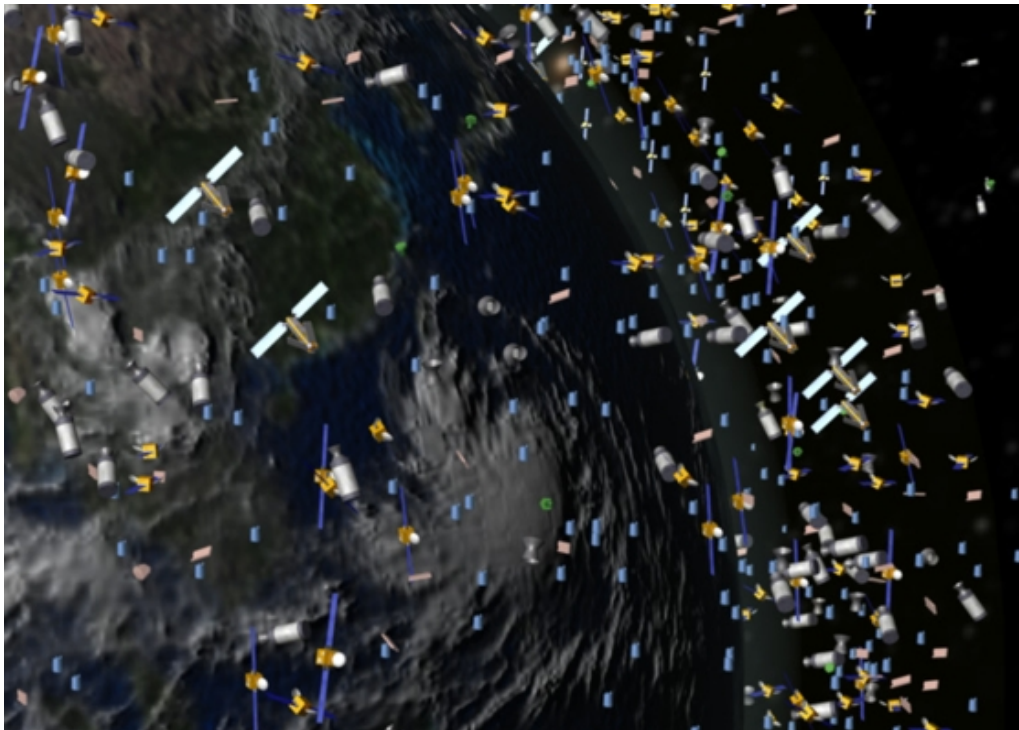


Figure 2.20 Terrestrial mass-influx rates of meteoroids. N is the flux of particles with mass greater than m [21] (Reproduced by permission of NASA; see Reference [6] for details)



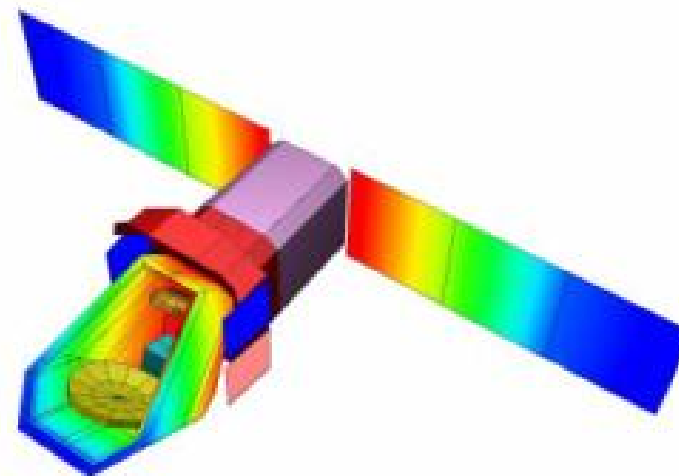
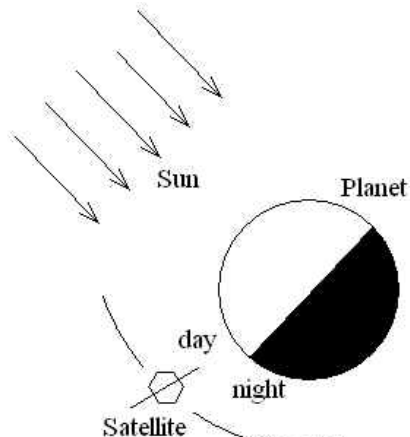
Basura espacial

- **Basura espacial:** un peligro creciente, especialmente en LEO.
- Se estiman más de 100.000 objetos de más de 1cm. de radio.



Cargas térmicas

- Los vehículos espaciales están típicamente sometidos a **cargas térmicas** extremas y muy variadas.
- P. ej. una porción térmicamente aislada de un vehículo puede experimentar variaciones entre 200K y 350K.
- El único mecanismo de transporte en el espacio es la radiación (solar, planetaria, y al espacio)
- Al balance de energía hay que añadir la generación interna de calor por parte del vehículo.
- Las máximas cargas se dan durante la reentrada (en órbita no hay apenas carga térmica por fricción).



Efectos del espacio en los seres humanos

- Se requiere un **sistema de soporte de vida** para aislar a las personas del vacío, el entorno térmico y altas aceleraciones.
- Los efectos a largo plazo no están documentados. El record lo tiene Valeri Polyakov (437 días a bordo de la MIR), que no parece haber sufrido efectos adversos permanentes.
- Los principales efectos de corto plazo conocidos son:
 - Redistribución de la sangre y pérdida de peso (2 a 4kg). El sistema circulatorio vuelve a la normalidad al regresar a la Tierra.
 - Atrofia muscular y anemia (se combate con ejercicio).
 - Disfunciones del sentido del equilibrio los primeros días (resultan en mareo y torpeza).
 - Decalcificación por falta de uso del sistema locomotor; también se pueden formar piedras en el riñón. El calcio se reestabiliza al volver a la Tierra.
- La radiación es el fenómeno más peligroso, especialmente en caso de erupciones solares (apantallamiento adicional?). Los daños por radiación no son reversibles en general.



Otros entornos en el sistema solar

- Las misiones interplanetarias pasan el mayor tiempo en el medio interplanetario, que está dominado por el viento solar (plasma). La densidad del viento solar y en general de la radiación solar disminuye como $1/d^2$ al Sol.
- Más allá de Marte hay que cruzar el cinturón de asteroides.
- Todos los planetas menos Mercurio tienen atmósfera, y Titán es el único satélite que posee.
- Cada planeta tiene sus peculiaridades: Venus es muy caliente y tiene nubes de ácido sulfúrico. Marte tiene una atmósfera con muy poca densidad y es frío, pero tiene tormentas de polvo. Júpiter tiene un entorno muy radiactivo. Mercurio está afectado por la proximidad del Sol.
- La radiación absorbida por las misiones Pioneer es en torno a 1000 veces la tolerable por un ser humano.
- De los planetas interiores, aparte de la Tierra sólo Mercurio tiene un (débil) campo magnético.



Otros entornos en el sistema solar

■ Algunos datos:

Table 2.6 Solar system data: approximate atmospheric parameters for solar system bodies

Planet/ Moon	Composition %	Surface pressure (Bar)	Surface temperature (K)	Temperature @ 200 km (K)	Ionosphere (Electrons/cm ³)
Mercury	None	—	—	—	—
Venus	CO ₂ (96); N ₂ (3.5)	92	750	100–280	~10 ⁶
Earth	N ₂ (77); O ₂ (21); H ₂ (1)	1	285	800–1100	~10 ⁶
Mars	CO ₂ (95); Ar (1.6); N ₂ (2.7)	0.006	220	310	~10 ⁵
Jupiter	H ₂ (89); CH ₄ (0.2); He (11)	Gaseous planet	165 ¹		~10 ⁵
Saturn	H ₂ (93); CH ₄ (0.2); He (7)	Gaseous planet	130 ¹		
Titan	N ₂ (65–98); CO ₂ (2–10)	1.5	95	150	~10 ³
Uranus	H ₂ (85); CH ₄ (< 1); He (15)	Gaseous planet	80 ¹		
Neptune	H ₂ (90); CH ₄ (< 1); He (10)	Gaseous planet	70 ¹		
Pluto	N ₂ CH ₄ /CO (traces only)	—	40	—	—

¹Temperature quoted where pressure is the same as Earth sea level (P = 1 Bar).
See also Tables 2.5, 2.7 and 4.1.



Sistemas de un vehículo espacial

- En Astronáutica se estudian las órbitas de los vehículos espaciales y el análisis de misión, que es crucial para el diseño de los otros sistemas.
- Temas como el sistema de propulsión o las estructuras espaciales son objeto de otras asignaturas.
- Otros sistemas como el de comunicaciones o el de software/electrónica son el objeto de otras ramas de la ingeniería.
- Los sistemas que se van a tratar en este tema son:
 - Sistema de Potencia Eléctrica.
 - Sistema de Control Térmico.
- Posteriormente, en el siguiente tema, se trata con mayor detalle, el Control y Estimación de la Actitud.



Sistema de potencia eléctrica

- El sistema de potencia eléctrica es crítico en el diseño de un vehículo espacial ya que su fallo conlleva el fallo total de la misión. Históricamente, muchas de las primeras misiones espaciales fallaron debido a una pérdida de este sistema.
- Típicamente, un vehículo tendrá muchas cargas y diversas fuentes para generar/almacenar potencias.
- A la hora de diseñar un sistema de potencia eléctrica para un vehículo hay que tener en cuenta dos requisitos fundamentales: potencia (máxima, media) y duración.
 - Potencia: puede ir de varios watios a cientos de kilowatios, dependiendo del vehículo. Antiguamente las misiones tenían muy bajos requisitos (p.ej. Vanguard 1 consumía 1W), los satélites de comunicaciones actuales requieren kW. Los vehículos tripulados consumen potencias de cientos de kW.
 - Duración: según el vehículo (lanzador, satélite, sonda interplanetaria), de horas a décadas.
- Otros factores de importancia son el peso, la complejidad, o el sistema de gestión.



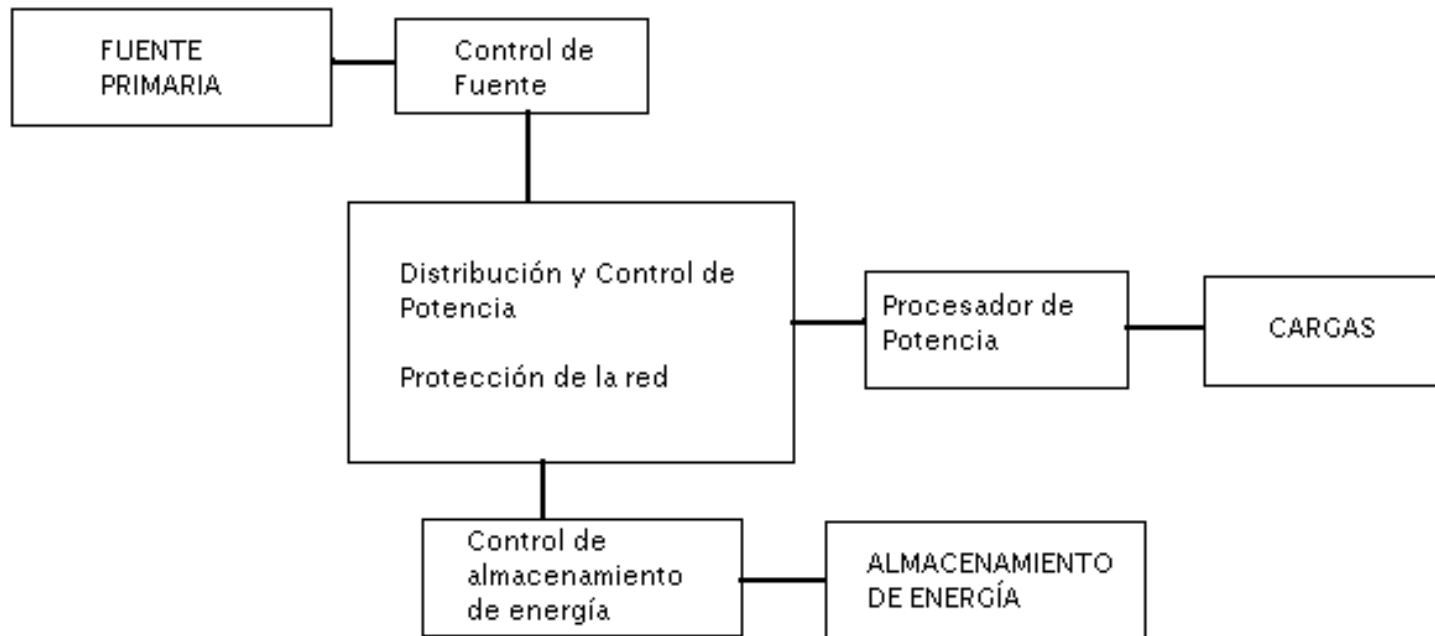
Sistema de potencia eléctrica: Gestión

- No se puede contar con que la fuente de potencia eléctrica suministre un aporte continuo: variaciones por la degradación de los componentes, eclipses...
- Las necesidades de los otros componentes y sistemas del vehículo espacial también variarán con el tiempo, el desgaste, el régimen de trabajo. P.ej. los paneles solares se degradan lentamente disminuyendo la potencia generada.
- Es importante proteger todos los componentes para evitar su destrucción por un mal control de los niveles de tensión/intensidad.
- Dado que el sistema es totalmente aislado, ante todo debe ser **redundante** para evitar su fallo total ante imprevistos.
- Por todo esto es muy importante un cuidadoso diseño de la distribución y control de la potencia eléctrica, considerando la interacción con el resto de los equipos, la órbita, y la actitud.
- Un buen diseño puede alargar la vida de los componentes bastante más allá de su vida media.



Sistema de potencia eléctrica: Gestión

- Un diagrama simplificado típico sería el siguiente:



- Las fuentes primarias convencionales son Baterías, Células de Combustible, Paneles Solares, y RTG (Radioisotope Thermoelectric Generator). Otros conceptos avanzados utilizan ciclos termodinámicos para la generación.
- Además existirán fuentes secundarias (típicamente Baterías recargables), como se verá más adelante.

Sistema de potencia eléctrica: algunas consideraciones

- Una de las peculiaridades del SPE de los vehículos espaciales es que las fuentes primarias siempre se degradan con el tiempo, y en general no son reemplazables o reparables.
- Por tanto se suelen diseñar por encima de la potencia necesaria inicial, incluyendo algún tipo de sistema para disipar la potencia extra, p.ej. una carga resistiva, que servirá para ir regulando la potencia.
- Por otro lado las características de las fuentes pueden cambiar por otros motivos (por ejemplo los paneles solares dependen mucho de la órbita y actitud). También las de las cargas (es posible que algunos sistemas no se activen en ciertos segmentos de la misión).
- Por ello es necesario utilizar reguladores de voltaje y/o intensidad capaces de adaptarse a la necesidad de la carga y la potencia suministrada en cada momento. También elementos para detectar y aislar fallos.



Influencia de otros parámetros y subsistemas

TABLE 11-32. Effects of System-Level Parameters on the Power Subsystem. Most aspects of the mission affect the power subsystem because so many other subsystems require specific power attributes.

Parameter	Effects on Design
<i>Average Electrical Power Requirement</i>	Sizes the power-generation system (e.g., number of solar cells, primary battery size) and possibly the energy-storage system given the eclipse period and depth of discharge
<i>Peak Electrical Power Required</i>	Sizes the energy-storage system (e.g., number of batteries, capacitor bank size) and the power-processing and distribution equipment
<i>Mission Life</i>	Longer mission life (> 7 yr) implies extra redundancy design, independent battery charging, larger capacity batteries, and larger arrays
<i>Orbital Parameters</i>	Defines incident solar energy, eclipse/Sun periods, and radiation environment
<i>Spacecraft Configuration</i>	Spinner typically implies body-mounted solar cells; 3-axis stabilized typically implies body-fixed and deployable solar panels



Fuentes Primarias: Baterías

- Baterías: Generan electricidad a partir de energía química; poseen 2 electrodos y electrolito.
- Pequeños voltajes (1.25 V) y vidas cortas, pero usadas históricamente por su sencillez.
- Tipos: Ag-Zn y Li- (la mayor densidad de energía).
- No son recargables y se degradan y descargan incluso sin usarse: problemas de almacenaje y control del sistema.
- A parte de su uso histórico en el sector espacial, son la solución escogida para los misiles y lanzadores.

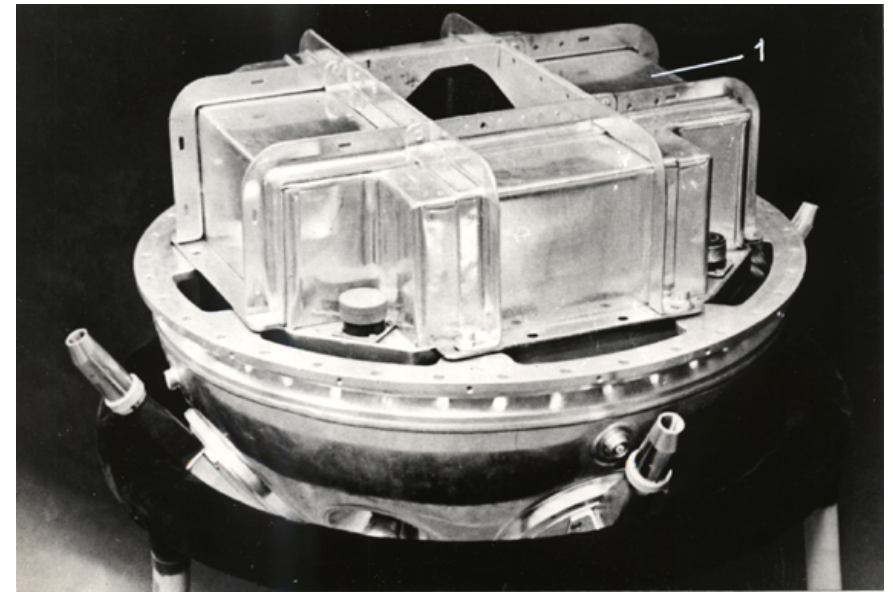


Рис. 3
1 — блок источников энергопитания.

Внутренняя компоновка ИСЗ-1.
РГАНТД. Ф.24 оп.1 д.59 л.13.

- Las baterías del Sputnik duraron unas tres semanas.



Baterías (primarias)

- Características de algunas baterías convencionales:

Primary Battery Couple	Specific Energy Density (W·hr/kg)	Typical Application
<i>Silver Zinc</i>	60 – 130	High rate, short life (minutes)
<i>Lithium Thionyl Chloride</i>	175 – 440	Medium rate, moderate life (< 4 hours)
<i>Lithium Sulfur Dioxide</i>	130 – 350	Low/medium rate, long life (days)
<i>Lithium Monofluoride</i>	130 – 350	Low rate, long life (months)
<i>Thermal</i>	90 – 200	High rate, very short life (minutes)



Fuentes Primarias: Células de Combustible

- Dispositivos de alta eficiencia y fiabilidad, funcionan mediante una reacción de oxidación, y no tienen problemas con la temperatura.
- Usadas en el programa Apollo y otras misiones tripuladas (e.g. Shuttle).
- Pueden ser regenerativas (experimental).
- Requieren un tiempo de arranque y parada.



- Una de las dos células de combustible a bordo de la misión Gemini (1965, 8 días de duración). Medidas: 60cm de largo y 30cm. de radio.

System	Specific power (W/kg)	Operation
Gemini	33	
Apollo	25	
Shuttle	275	2500 h at P_{ave}
SPE technology	110–146	>40 000 h
Alkaline technology	367	>3000 h
Alkaline technology	110	>40 000 h
Goal (lightweight cell)	550	



Fuentes Primarias: Paneles Solares

- Son con gran diferencia el sistema más usado.
- Obtienen la energía eléctrica mediante el efecto fotovoltaico, y potencialmente tienen una vida infinita
- Están limitados a la presencia del sol, luego no son válidos para exploración interplanetaria lejana o durante los eclipses.
- Su rendimiento depende de muchos factores, pero fundamentalmente de la intensidad de radiación solar recibida y del ángulo de incidencia.

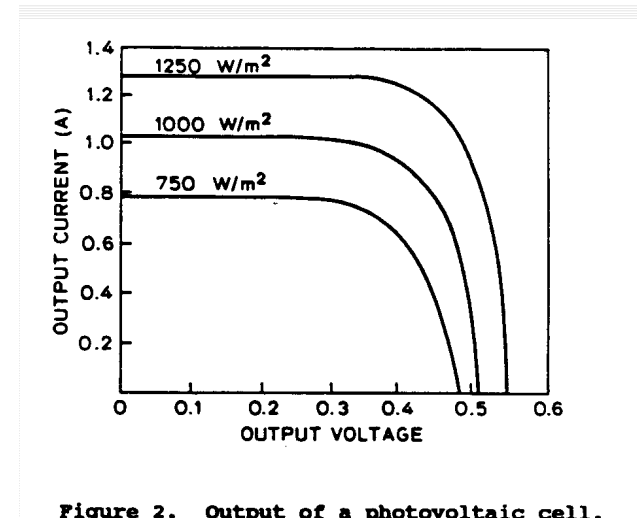


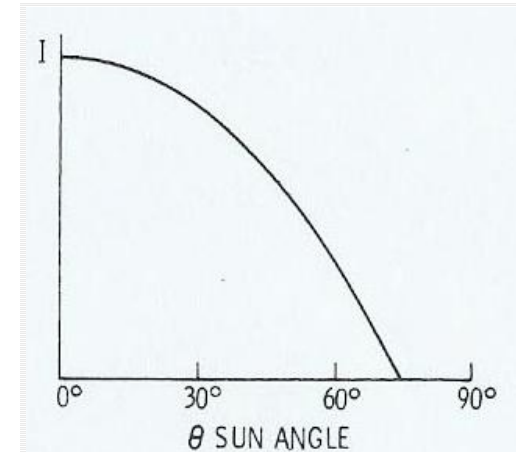
Figure 2. Output of a photovoltaic cell.

- Variación de la curva I-V con la intensidad solar.
- El aumento de la intensidad solar implica un aumento de temperatura, que disminuye el rendimiento, además la dilatación puede ser peligrosa.



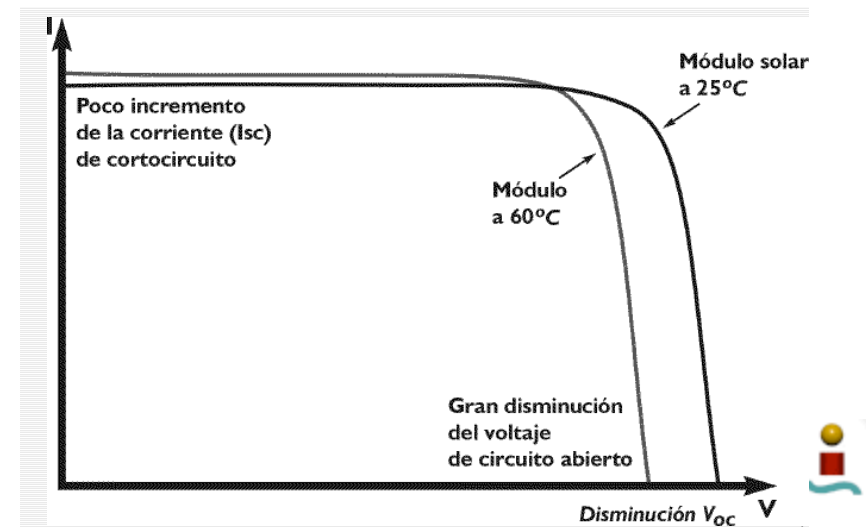
Fuentes Primarias: Paneles Solares

Planet	Solar power, W/m ²
Mercury	9150
Venus	2620
Earth	1371
Mars	590
Jupiter	50.6
Saturn	15.1
Uranus	3.7
Neptune	1.5
Pluto	0.9



- (Arriba) Variación de la intensidad solar efectiva con el ángulo de incidencia.

- (Arriba) Variación de la intensidad solar según planetas.
- (Derecha) Variación de la curva I-V según la temperatura.



Fuentes Primarias: Paneles Solares

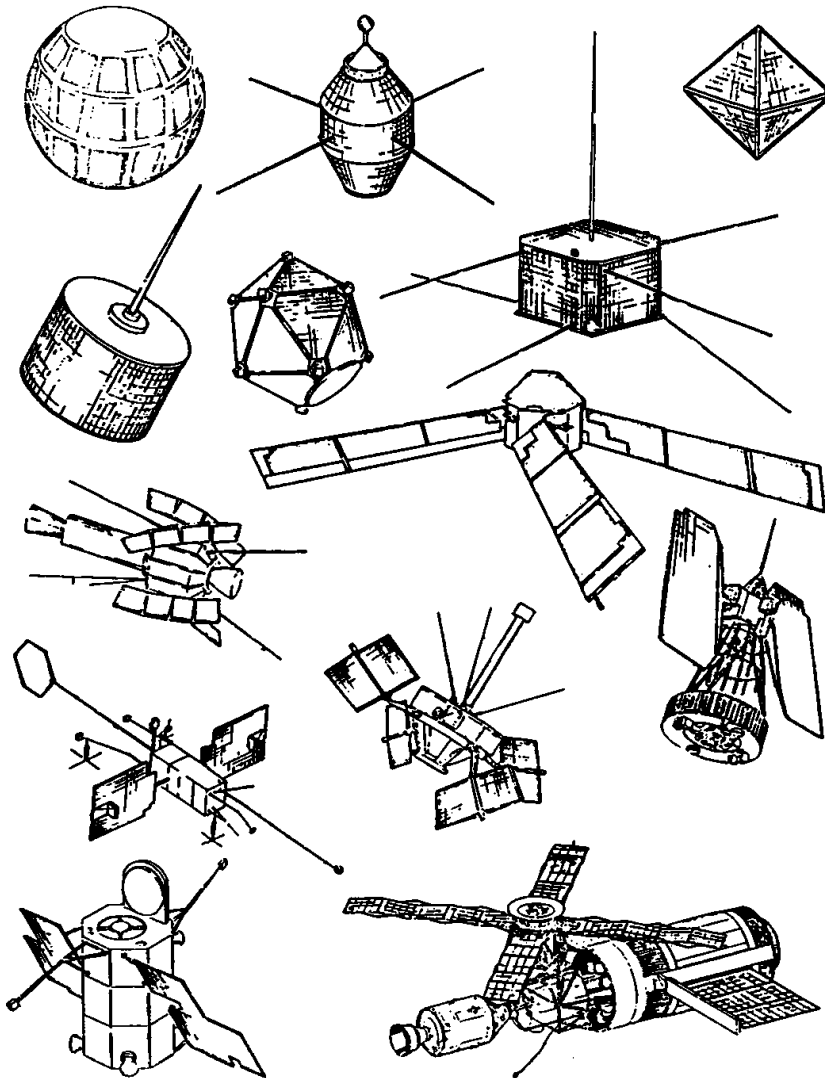
- Para aumentar el rendimiento se pueden usar distintas soluciones, como reflectores
- Problema: elevan la temperatura. La solución apropiada, depende del tipo de célula
- Las células sufren degradación por radiación, limitándose mucho su vida útil: la curva I-V se desplaza hacia abajo con el tiempo.
- Puede paliarse usando escudos protectores. Se agrava en los cinturones de Van Allen.
- El espesor también influye en el rendimiento.



- Pueden ser de diversos materiales:
 - Silicio: es el más común
 - GaAs es más eficiente, caro y resistente a radiación.
- Interesa baja energía entre la banda de valencia y la de conducción.



Fuentes Primarias: Paneles Solares



- (Izquierda) Diversas configuraciones de paneles solares.
- Los factores más importantes a la hora de diseñar la geometría vienen de la interacción con la mecánica orbital (eclipses) y con la actitud (orientación).
- Se deben considerar los periodos de eclipses, su frecuencia y duración
- La variación de la orientación con el tiempo puede corregirse mediante un aumento del área (mayor resistencia aerod.) o con el sistema de control de actitud (partes móviles, complejidad y peso).



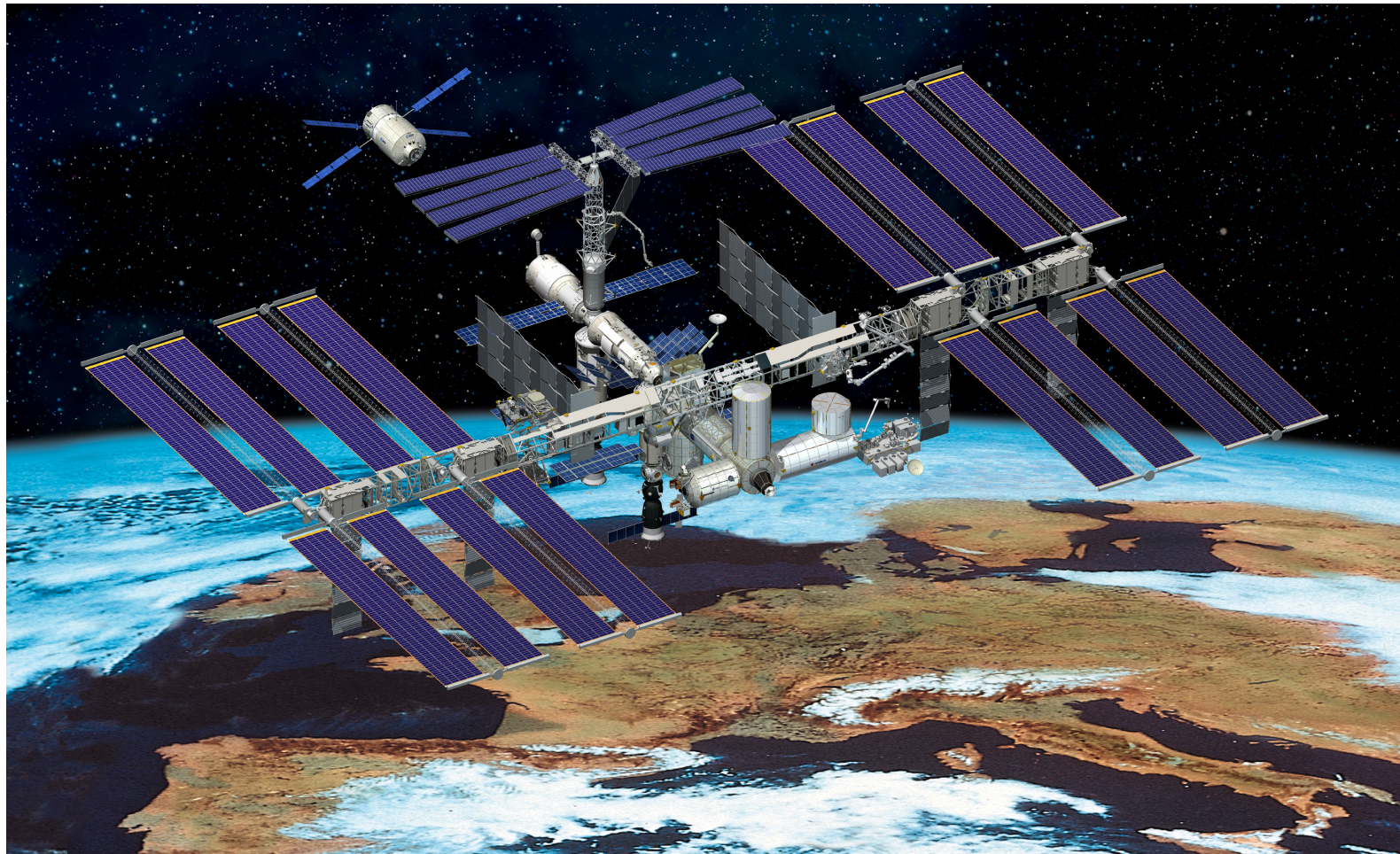
Procedimiento de diseño de Paneles Solares

TABLE 11-34. Solar Array Design Process. In the FireSat example column, I_d represents inherent degradation, θ is the Sun incidence angle, L_d is life degradation, and X_e and X_d represent the efficiencies of the power distribution paths. The material following the table further explains these quantities.

Step	Reference	FireSat Example
<p>1. Determine requirements and constraints for power subsystem solar array design</p> <ul style="list-style-type: none"> • Average power required during daylight and eclipse • Orbit altitude and eclipse duration • Design lifetime 	<p>Input parameter, Secs. 10.1, 10.2</p> <p>Input parameter, end papers</p> <p>Chaps. 2, 3</p>	<p>110 W during daylight and eclipse</p> <p>700 km 35.3 min</p> <p>5 yr</p>
<p>2. Calculate amount of power that must be produced by the solar arrays, P_{sa}</p>	<p>Step 1 Eq. 5-5, end papers (Orbit period - T_e)</p> <p>Eq. 11-5</p>	<p>$P_e = P_d = 110$ W $T_e = 35.3$ min $T_d = 63.5$ min Assume a peak power tracking regulation scheme with $X_e = 0.6$ and $X_d = 0.8$ $P_{sa} = 239.4$ W</p>
<p>3. Select type of solar cell and estimate power output, P_o, with the Sun normal to the surface of the cells</p>	<p>*Si: $P_o = 0.148 \times 1,367$ W/m² = 202 W/m²</p> <p>*GaAs: $P_o = 0.185 \times 1,367$ W/m² = 253 W/m²</p> <p>*Multijunction: $P_o = 0.22 \times 1,367$ W/m² = 301 W/m²</p>	<p>Si solar cells $P_o = 202$ W/m²</p>
<p>4. Determine the beginning-of-life (BOL) power production capability, P_{BOL}, per unit area of the array</p>	<p>Table 11-35 Eq. 5-7 Eq. 11-6</p>	<p>$I_d = 0.77$ $\theta = 23.5$ deg (worst case) $P_{BOL} = 143$ W/m²</p>
<p>5. Determine the end-of-life (EOL) power production capability, P_{EOL}, for the solar array</p>	<p>Performance degradation Si: 3.75% per yr, GaAs: 2.75% per yr, Multijunction: 0.5% per yr Eq. 11-7 Eq. 11-8</p>	<p>Performance degradation is 3.75% per year</p> <p>$L_d = 0.826$ for 5 yr mission $P_{EOL} = 118.1$ W/m²</p>
<p>6. Estimate the solar array area, A_{sa}, required to produce the necessary power, P_{sa}, based on P_{EOL} an alternate approach</p>	<p>Eq. 11-9 Eq. 10-12†</p>	<p>$A_{sa} = 2.0$ m² $A_{sa} = 2.5$ m²</p>
<p>7. Estimate the mass of the solar array</p>	<p>Eq. 10-13†</p>	<p>$M_a = 9.6$ kg</p>
<p>8. Document assumptions</p>		

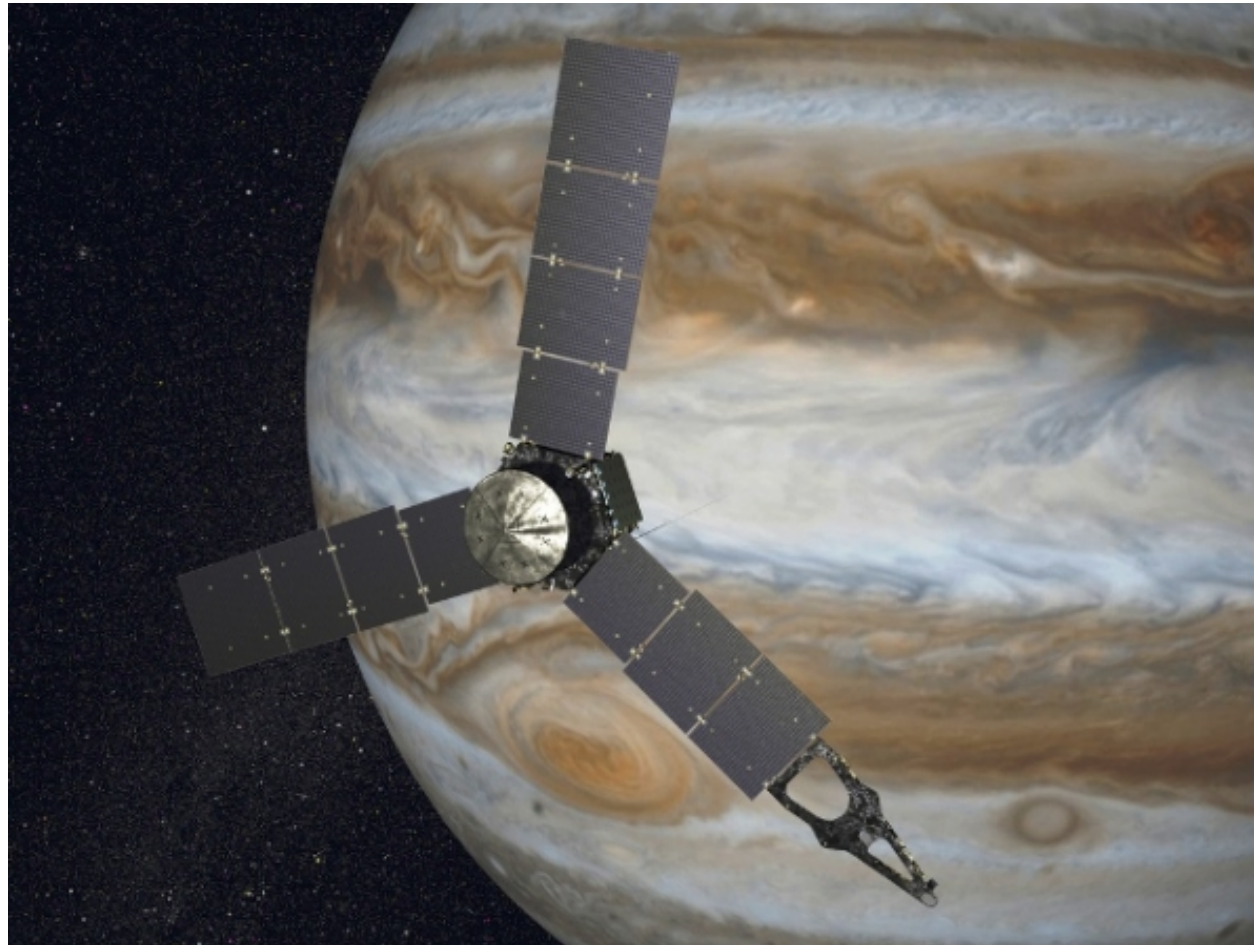


Fuentes Primarias: Paneles Solares



- Los paneles solares de la ISS (potencia requerida 110 kW, pueden generar en torno a 200 kW), más de 3000 m^2 .

Fuentes Primarias: Paneles Solares

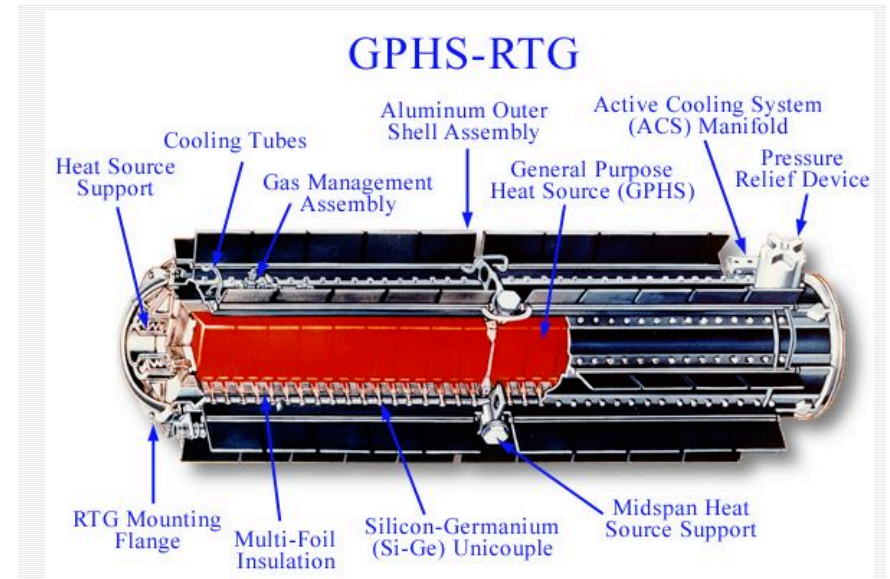


- Misión Juno. Los paneles (3) tienen 2.7×10 metros. Producirá uno 400 W en la órbita de Júpiter.



Fuentes Primarias: RTG

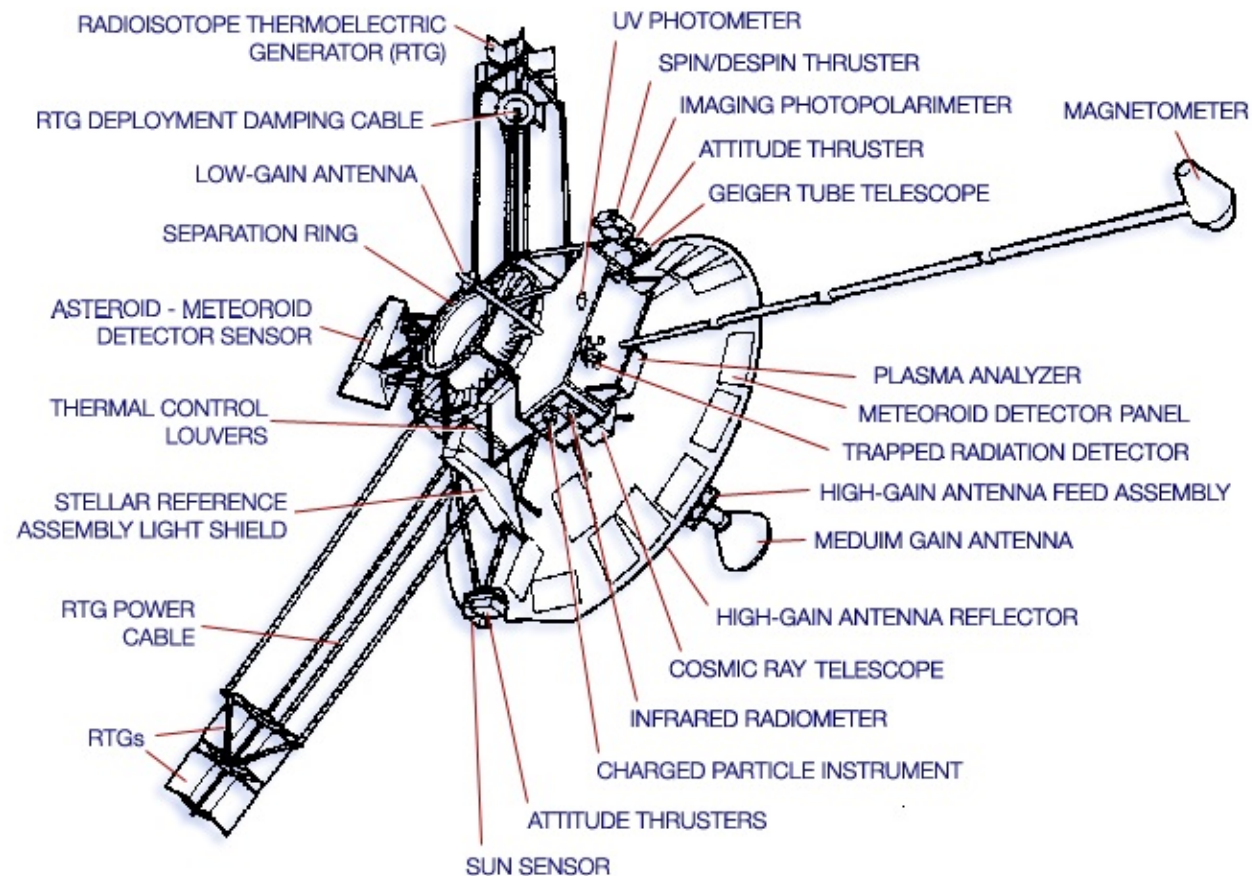
- RTG: Radioisotope Thermoelectric Generator.
- Se basa en el efecto Seebeck, empleando el calor generado por la descomposición de un material radioactivo.
- Ventajas: No depende del Sol o la orientación, genera grandes potencias, tiene una vida muy larga, sirve para bajas potencias.
- Desventajas: Rendimiento máximo en torno al 10%, es muy difícil mantener la diferencia de T , una vez que arranca, no se puede parar.



- Otras dificultades prácticas: Influencia nociva en el resto de equipos, problemas en el tratamiento manual (daño humano), puede interferir en las antenas, bajo voltaje de salida, problemas políticos.



Fuentes Primarias: RTG



- Los RTG de la Pioneer 10/11 (155W nominales en el lanzamiento, activo por más de 30 años).



Fuentes Primarias: RTG

- Combustibles adecuados para los RTG.

Table 10.4 Possible fuels and their performance for radioisotope generators (From Angrist, S. W. (1982) *Direct energy conversion*, 4th edn, Copyright Allyn and Bacon, New York)

Isotope	Fuel form	Decay	Power density (W/g)	$\tau_{1/2}$ (yr)
Polonium 210	GdPo	α	82	0.38
Plutonium 238	PuO ₂	α	0.41	86.4
Curium 242	Cm ₂ O ₃	α	98	0.4
Strontium 90	SrO	β	0.24	28.0

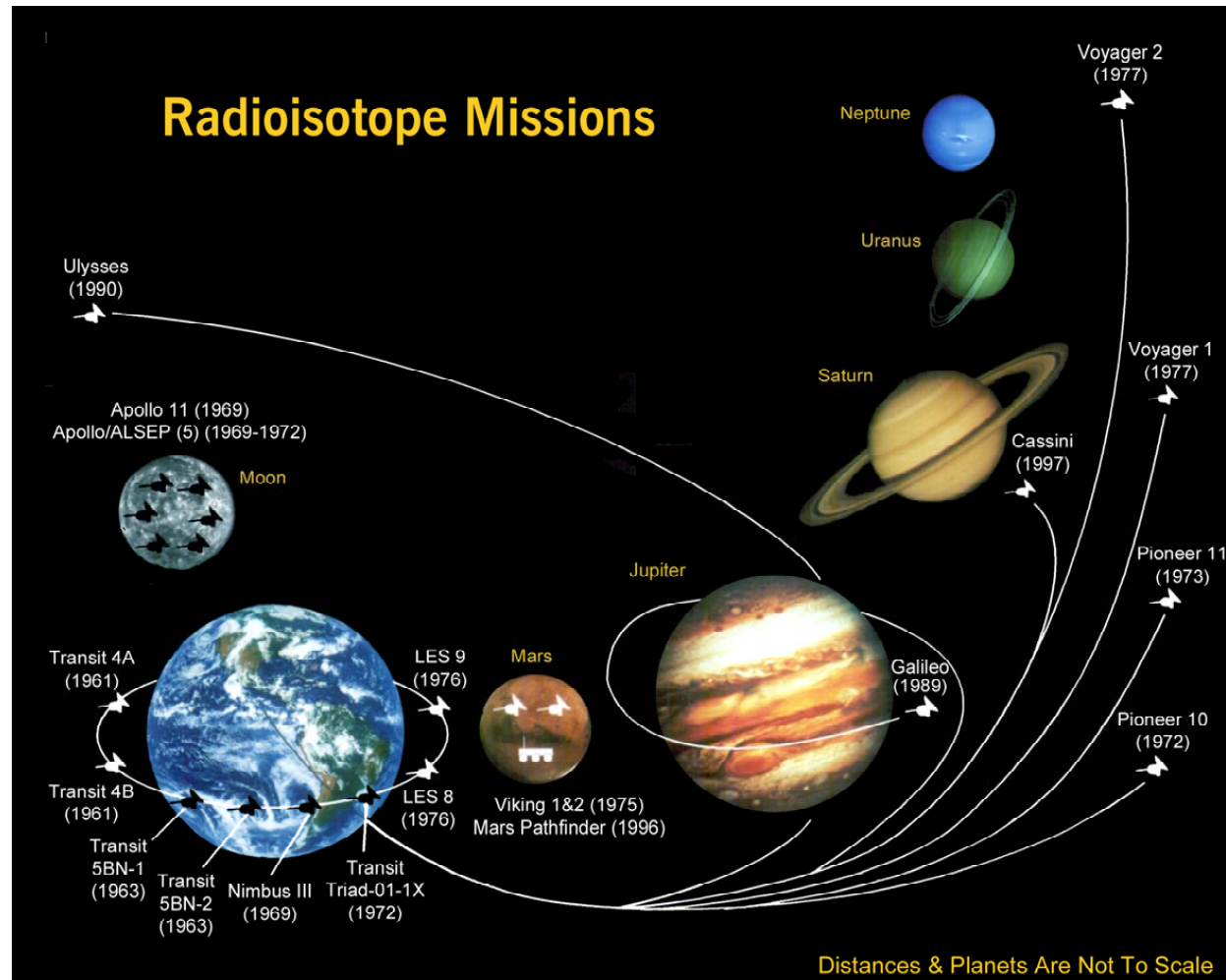
- Misiones ejemplo.

Table 10.5 RTG system performance

Name	Power (W)	kg/kW
Cassini (1997 launch)	628	195
Galileo probe/Ulysses (GPHS RTG, late 1980s)	285	195
Nimbus/Viking/Pioneer (SNAP 19, mid 1970s)	35	457
Apollo lunar surface experiment:		
SNAP-27, early 1970s	25	490
SNAP 9A, 1960s	73	261



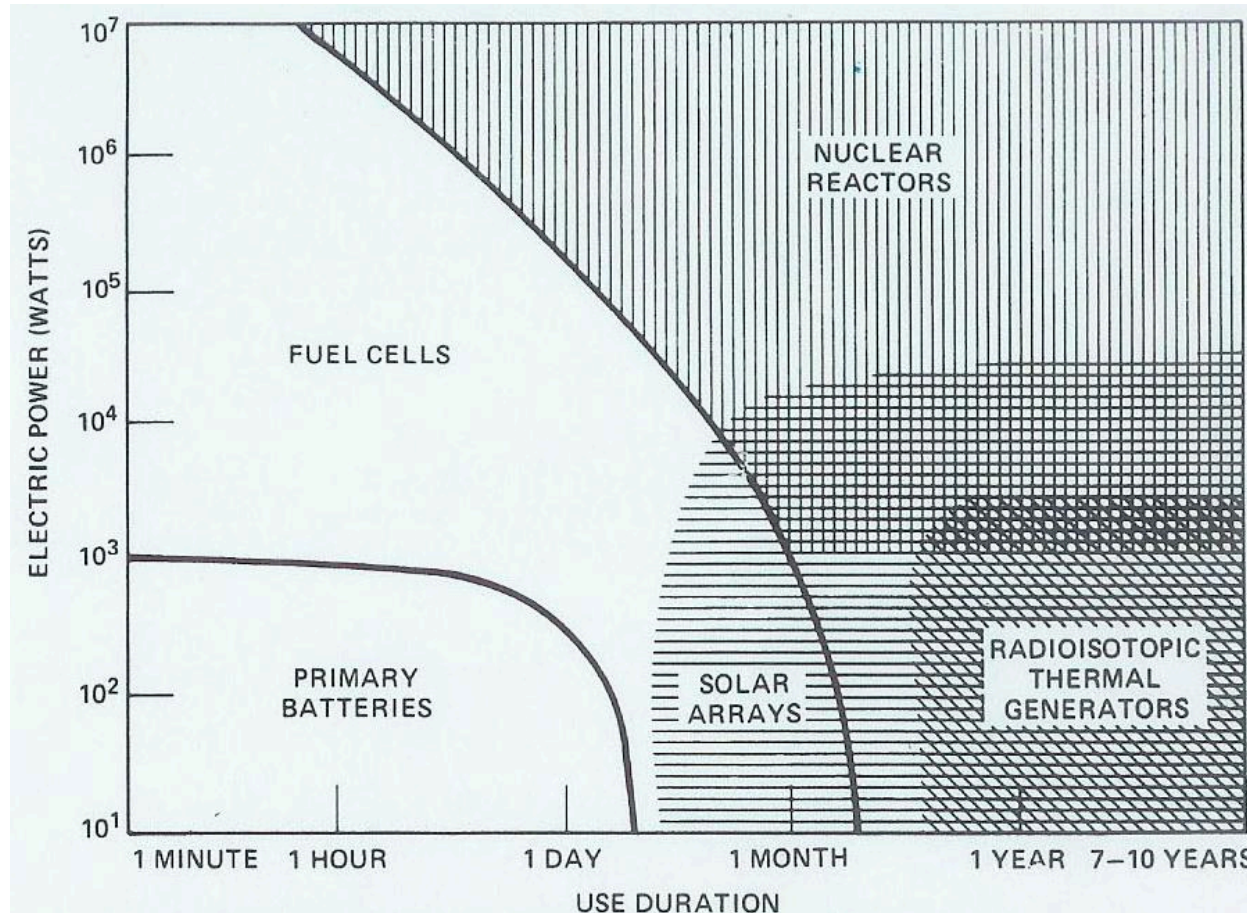
Fuentes Primarias: RTG



- Misiones de la NASA con RTG hasta los años 90.



Fuentes Primarias: Resumen



- Tabla: Tiempo típico de vida vs. rango de potencia suministrable.



Fuentes Primarias: Resumen

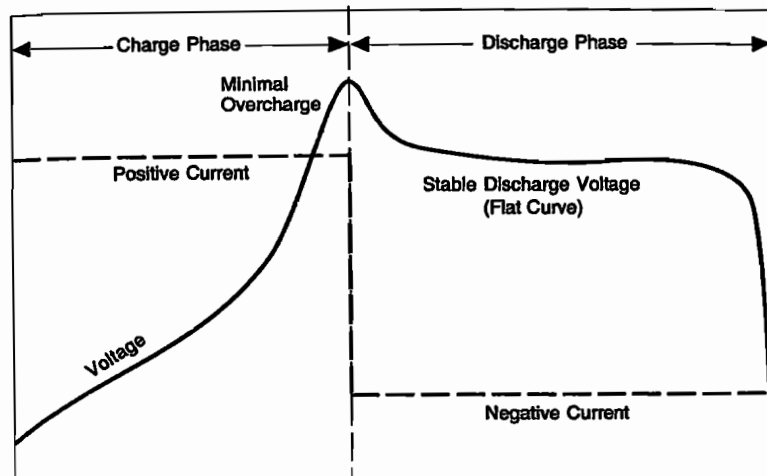
EPS Design Parameters	Solar Photovoltaic	Solar Thermal Dynamic	Radio-isotope	Nuclear Reactor	Fuel Cell
Power Range (kW)	0.2-300	5-300	0.2-10	5-300	0.2-50
Specific Power (W/kg)	25-200	9-15	5-20	2-40	275
Specific Cost (\$/W)	800-3,000	1,000-2,000	16K-200K	400K-700K	Insufficient Data
Hardness - Natural Radiation - Nuclear Threat - Laser Threat - Pellets	Low-Medium Medium Medium Low	High High High Medium	Very high Very high Very high Very high	Very high Very high Very high Very high	High High High Medium
Stability and Maneuverability	Low	Medium	High	High	High
Low-orbit Drag	High	High	Low	Medium (due to radiator)	Low
Degradation Over Life	Medium	Medium	Low	Low	Low
Storage Required for Solar Eclipse	Yes	Yes	No	No	No
Sensitivity to Sun Angle	Medium	High	None	None	None
Sensitivity to Spacecraft Shadowing	Low (with bypass diodes)	High	None	None	None
Obstruction of Spacecraft Viewing	High	High	Low	Medium (due to radiator)	None
Fuel Availability	Unlimited	Unlimited	Very low	Very low	Medium
Safety Analysis Reporting	Minimal	Minimal	Routine	Extensive	Routine
IR Signature	Low	Medium	Medium	High	Medium
Principal Applications	Earth-orbiting spacecraft	Interplanetary, Earth-orbiting spacecraft	Inter-planetary	Inter-planetary	Inter-planetary

- Tabla: Características de las posibles fuentes primarias.



Almacenamiento de energía: Fuentes Secundarias

- Típicamente son baterías recargables.
- Aportan la energía cuando no esta disponible el sistema primario (en LEO, 40 % del tiempo en eclipse).
- Muy importantes estudiar los periodos de carga y descarga.
- La capacidad disminuye con los ciclos de carga.



- Algunas baterías de Litio permiten reacondicionamiento, para recuperar la curva carga-descarga original.



Baterías recargables

TABLE 11-37. Issues in Designing the Energy Storage Capability. Energy storage usually means large batteries and we must consider all their characteristics when designing this subsystem.

<i>Physical</i>	Size, weight, configuration, operating position, static and dynamic environments
<i>Electrical</i>	Voltage, current loading, duty cycles, number of duty cycles, activation time and storage time, and limits on depth-of-discharge
<i>Programmatic</i>	Cost, shelf and cycle life, mission, reliability, maintainability, and produceability

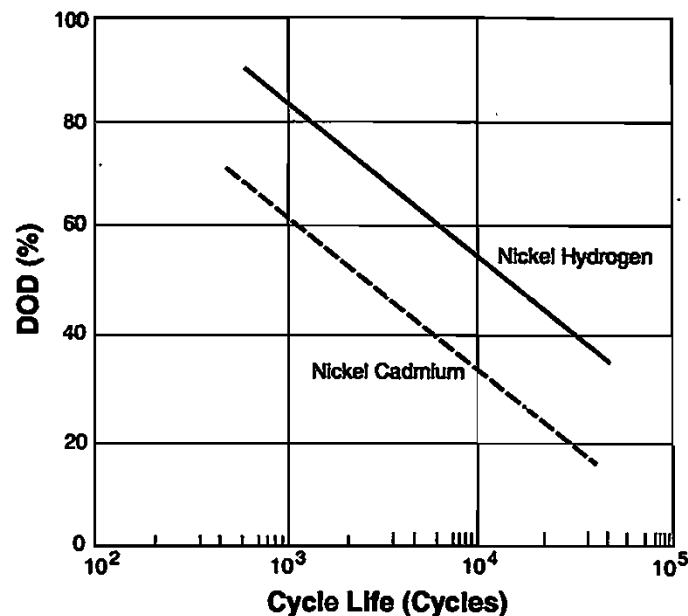
■ Algunas baterías pre-2000.

Secondary Battery Couple	Specific Energy Density (W·hr/kg)	Status
<i>Nickel-Cadmium</i>	25 – 30	Space-qualified, extensive database
<i>Nickel-Hydrogen (individual pressure vessel design)</i>	35 – 43	Space-qualified, good database
<i>Nickel-Hydrogen (common pressure vessel design)</i>	40 – 56	Space-qualified for GEO and planetary
<i>Nickel-Hydrogen (single pressure vessel design)</i>	43 – 57	Space-qualified
<i>Lithium-Ion (LISO₂, LiCF, LISOC_l₂)</i>	70 – 110	Under development
<i>Sodium-Sulfur</i>	140 – 210	Under development



Baterías recargables: Consideraciones

- Carga de una batería: Amperio-hora (a veces se da como Watio-hora multiplicando por el voltaje).
- DoD (depth of discharge): Cuánto se descarga una batería. Determina su tiempo de vida.



- La duración y frecuencia de los eclipses determina el número de ciclos y las baterías necesaria.



Ejemplo de diseño de baterías recargables

TABLE 11-40. Steps In the Energy Storage Subsystem Design. To obtain the required battery capacity in Amp-hr, divide by the required satellite bus voltage.

Step	Consider	FireSat Example
1. Determine the energy storage requirements	<ul style="list-style-type: none"> • Mission length • Primary or secondary power storage • Orbital parameters <ul style="list-style-type: none"> – Eclipse frequency – Eclipse length • Power use profile <ul style="list-style-type: none"> – Voltage and current – Depth of discharge – Duty cycles • Battery charge/discharge cycle limits 	<ul style="list-style-type: none"> • 5 yrs • Secondary power storage • 16 eclipses per day • 35.3 min per eclipse (T_e) • Eclipse load 110 W (P_e) <ul style="list-style-type: none"> – 26.4 V, 4.2 A (max) • 20% (upper limit) • TBD—depends on observations taken and downlinked during eclipses
2. Select the type of secondary batteries	<ul style="list-style-type: none"> • NiCd (space qualified) • NiH₂ (space qualified) • Li-ion (under development) • NaS (under development) 	<ul style="list-style-type: none"> • NiCd or NiH₂—both are space-qualified and have adequate characteristics
3. Determine the size of the batteries (battery capacity)	<ul style="list-style-type: none"> • Number of batteries • Transmission efficiency between the battery and the load 	<ul style="list-style-type: none"> • $N = 3$ batteries (nonredundant) • $n = 0.90$ • $C_r = 119$ W-hr • $C_r = 4.5$ Amp-hr (26.4 V bus)
Battery Capacity: $C_r = \frac{P_e T_e}{(DOD)Nn}$ W-hr (for battery capacity in Amp-hr, divide by bus voltage)		



Alternativas futuras

- Reactores nucleares: alto rendimiento y potencia de orden de MW. Problema: Lanzamiento de material fisible.
- Sistemas Dinámicos de Isótopos: complementan los RTG mediante ciclos termodinámicos.
- AMTEC (alkali-metal thermal-to-electric conversion): Sin partes móviles, gran potencial.
- Sistemas Solares Dinámicos: Combinan la energía solar con ciclos termodinámicos. Se obtienen cientos de kW.



Control Térmico

- Sistema de control térmico: Conjunto de elementos dedicados a garantizar ciertas condiciones de temperatura
- Atiende a las necesidades específicas de cada sistema y elementos del vehículo, que tendrán sus condiciones nominales térmicas para su correcto funcionamiento.
- Es función de la órbita y la actitud (orientación).
- Sus requisitos vendrán dados por los elementos con las condiciones térmicas más exigentes.
- Tiene una gran interacción con otros sistemas.
- Importancia relativa: 3 % en peso, 2–5 % en coste.



Control Térmico: Requisitos

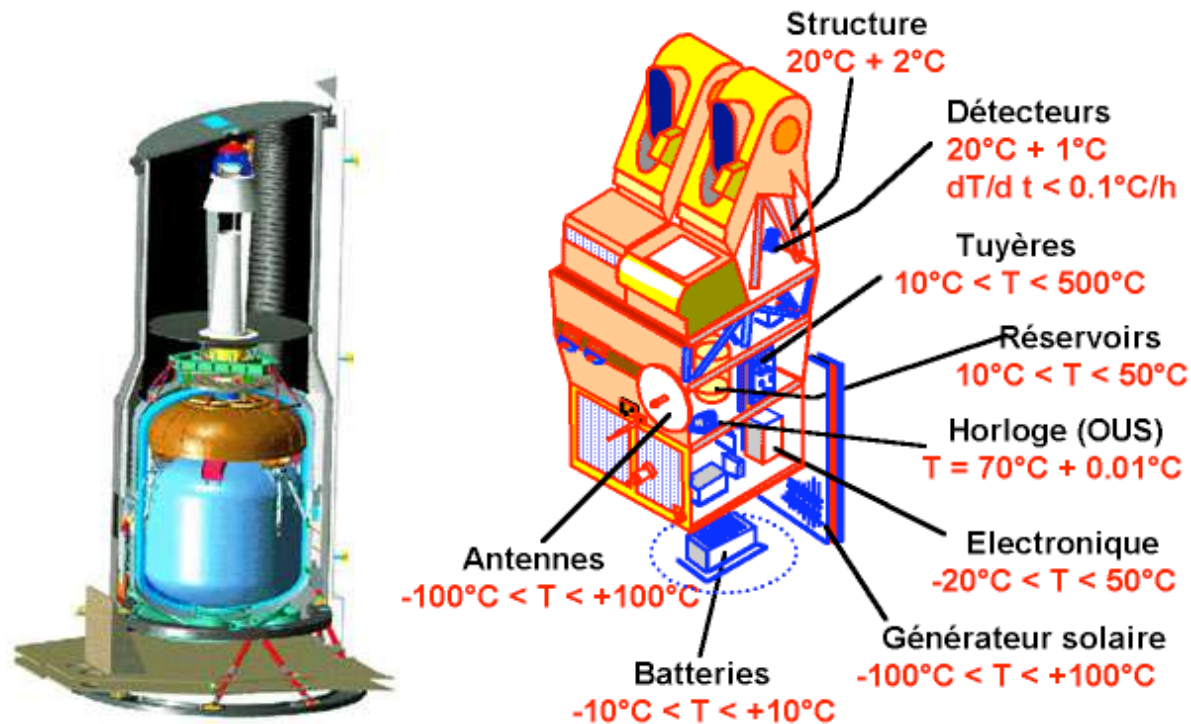
- Ejemplo de márgenes de T para elementos de un vehículo:

Subsystem/Equipment	Nonoperating/Turn-on	Operating
Communications		
Receiver	-30/+55	+10/+45
Input multiplex	-30/+55	-10/+30
Output multiplex	-30/+55	-10/+40
TWTA	-30/+55	-10/+55
Antenna	-170/+90	-170/+90
Electric power		
Solar array wing	160/+80	-160/+80
Battery	-10/+25	0/+25
Shunt assembly	-45/+65	-45/+65
Attitude control		
Earth/sun, sensor	-30/+55	-30/+50
Angular rate assembly	-30/+55	+1/+55
Momentum wheel	-15/+55	+1/+45
Propulsion		
Solid apogee, motor	+5/+35	---
Propellant tank	+10/+50	+10/+50
Thruster catalyst bed	+10/+120	+10/+120
Structure		
Pyrotechnic mechanism	-170/+55	-115/+55
Separation clamp	-40/+40	-15/+40



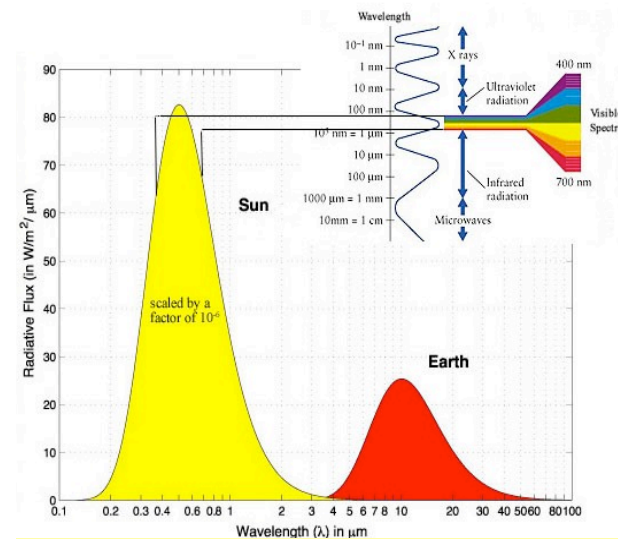
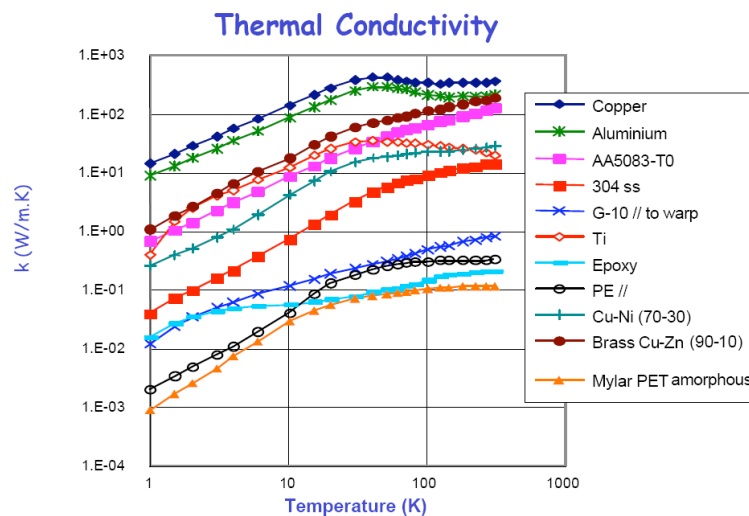
Control Térmico: Requisitos

- Tipos de requisito:
 - Rangos de temperatura: p. ej., Sistemas electrónicos/baterías ($0-20^{\circ}\text{C}$)
 - Gradiente máximo (espacial) de temperaturas: p. ej. Elementos estructurales ($< 2 \text{ K/metro}$)
 - Variación temporal máxima de temperatura: p.ej. sensores CCD ($< 0,1 \text{ K/min}$), telescopio criogénico ($< 100 \mu\text{K/min}$).



Balance Térmico

- La temperatura es el resultado del balance de calor.
- Mecanismos de transmisión:
 - Conducción (interior del vehículo) $\vec{q} = -k\nabla T$.
 - Convección (interior del vehículo)
 - Radiación (exterior del vehículo: mecanismo dominante), va como T^4 .
- Balance entre:
 - Fuentes—Calor generado por Joule y rozamiento
 - Ganacias—Calor absorbido por radiación de cuerpos calientes
 - Pérdidas—Calor cedido al espacio/cuerpos fríos



Balance Térmico con radiación

- Puesto que en el espacio la única interacción térmica posible es mediante el mecanismo de radiación, los posibles intercambio térmicos radiantes son los siguientes:
 - Radiación solar directa
 - Radiación solar reflejada en cuerpos planetarios cercanos (albedo)
 - Radiación térmica emitida por cuerpos planetarios cercanos (radiación planetaria)
 - Radiación emitida hacia el espacio profundo
- Las tres primeras fuentes son positivas y la cuarta es negativa; el equilibrio se alcanzará cuando la suma de los tres primeros y la generación interna del vehículo igualen la cuarta fuente.
- Influirá mucho la geometría: forma y superficie expuesta.



Radiación del sol y albedo según el planeta

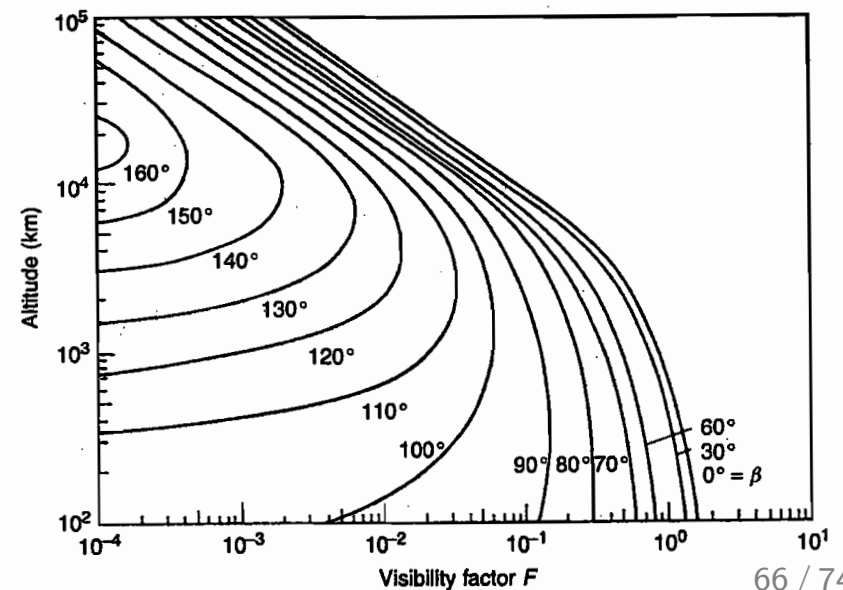
- Tabla con radiación solar J_s según el entorno planetario

Table 11.2 Planetary solar constants and albedo values [2,3]

Planet	Solar radiation intensity, J_s (percentage of solar intensity at 1 AU)	Planetary albedo, a
Mercury	667	0.06–0.10
Venus	191	0.60–0.76
Earth	100	0.31–0.39
Moon	100	0.07
Mars	43.1	0.15
Jupiter	3.69	0.41–0.52
Saturn	1.10	0.42–0.76
Uranus	0.27	0.45–0.66
Neptune	0.11	0.35–0.62
Pluto	0.064	0.16–0.40

- La radiación planetaria J_p depende del planeta. Para la Tierra se suele usar la fórmula $J_p = 237 \left(\frac{R_e}{r}\right)^2$, donde R_e es el radio de la Tierra. Emite a unos 218 K.

- El albedo J_a se calcula como $J_a = J_s a F$, donde a depende del planeta y F es el factor de visibilidad que depende de la altitud y del ángulo β entre la vertical local y los rayos solares.



Radiación

- Se pueden definir coeficientes para parametrizar estos intercambios según el material superficial:
 - Absortividad solar α , parámetro que determina cuanta radiación recibe el cuerpo del Sol.
 - Emitividad semiesférica ϵ , parámetro que determina cuanta radiación emite el cuerpo al espacio en el infrarrojo. También determina cuanto recibe de la radiación planetaria.

Table 11.4 α and ϵ values for several surfaces and finishes [5,6,7]

Surface	Absorptance (α)	Emittance (ϵ)	α/ϵ
Polished beryllium	0.44	0.01	44.00
Goldized kapton (gold outside)	0.25	0.02	12.5
Gold	0.25	0.04	6.25
Aluminium tape	0.21	0.04	5.25
Polished aluminium	0.24	0.08	3.00
Aluminized kapton (aluminium outside)	0.14	0.05	2.80
Polished titanium	0.60	0.60	1.00
Black paint (epoxy)	0.95	0.85	1.12
Black paint (polyurethane)	0.95	0.90	1.06
—electrically conducting	0.95	0.80–0.85	1.12–1.19
Silver paint (electrically conducting)	0.37	0.44	0.84
White paint (silicone)	0.26	0.83	0.31
—after 1000 hours UV radiation	0.29	0.83	0.35
White paint (silicate)	0.12	0.90	0.13
—after 1000 hours UV radiation	0.14	0.90	0.16
Solar cells, GaAs (typical values)	0.88	0.80	1.10
Solar cells, Silicon (typical values)	0.75	0.82	0.91
Aluminized kapton (kapton outside)	0.40	0.63	0.63
Aluminized FEP	0.16	0.47	0.34
Silver coated FEP (SSM)	0.08	0.78	0.10
(OSR)	0.07	0.74	0.09

Note: SSM, Second Surface Mirror.
OSR, Optical Solar Reflector.

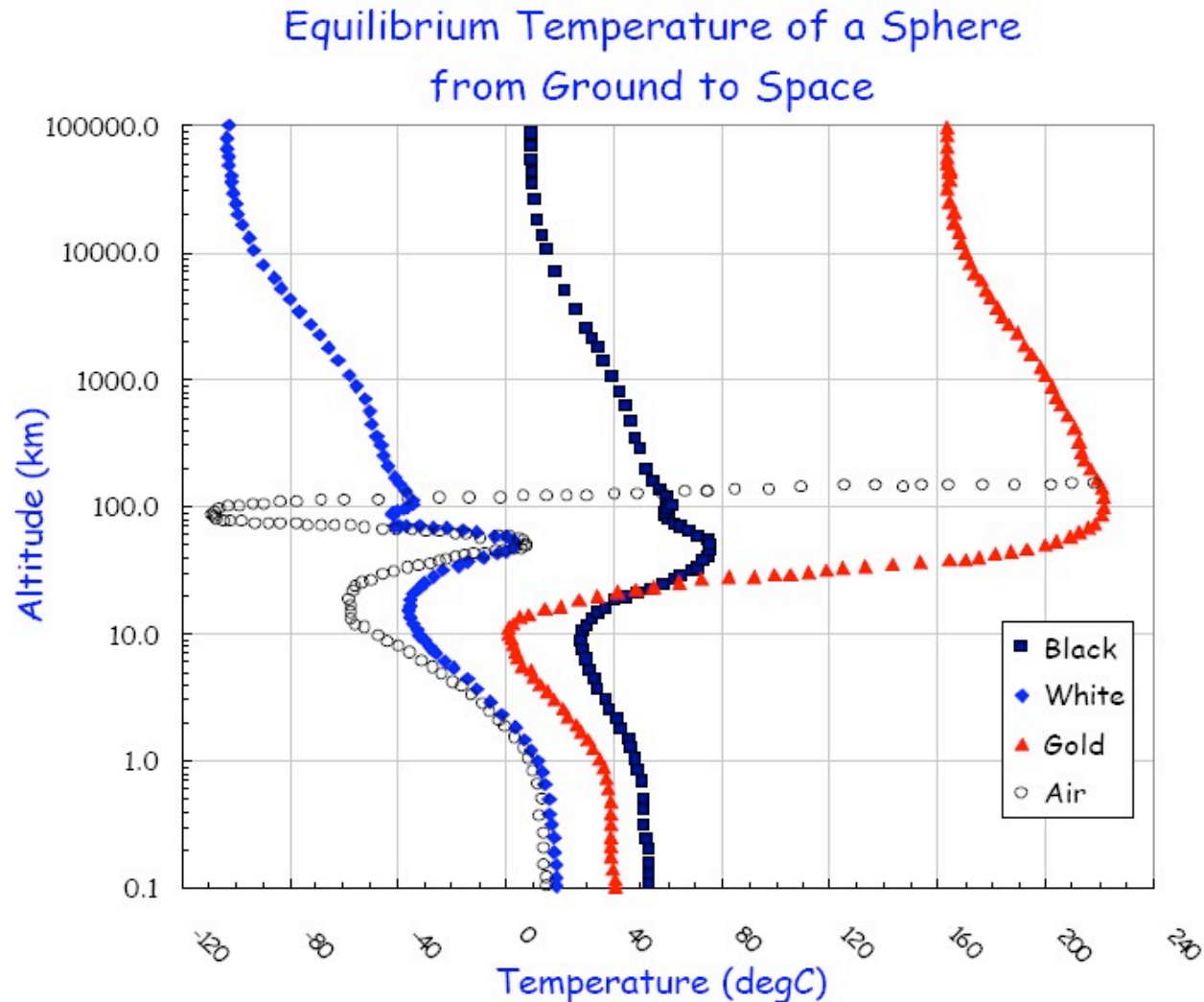


Balance térmico

- Los siguientes términos aparecen en el balance térmico:
 - Calor recibido del sol: $J_s \alpha A_{solar}$, donde A_{solar} es el área expuesta al Sol.
 - Contribución del albedo: $J_a \alpha A_{albedo}$, donde A_{albedo} es el área expuesta al albedo planetario.
 - Calor emitido al espacio: $\sigma T^4 \epsilon A$, donde A es el área total, y $\sigma = 5,67 \times 10^{-8} W/m^2 K^4$ es la constante de Stefan-Boltzmann.
 - Contribución de radiación planetaria $J_p \epsilon A_{planetaria}$, donde $A_{planetaria}$ es el área expuesta a la radiación planetaria.
 - Q , calor generado internamente.
- Se tiene: $J_s \alpha A_{solar} + J_a \alpha A_{albedo} + J_p \epsilon A_{planetaria} + Q = \sigma T^4 \epsilon A$.
- Suponiendo hipótesis simplificadores (p.ej. una esfera con acabado superficial uniforme y sin generación interna de calor se puede estimar la temperatura de equilibrio en función de las propiedades de la superficie).
- La realidad es más compleja (varios tipos de superficie, transitorios, generación interna...)

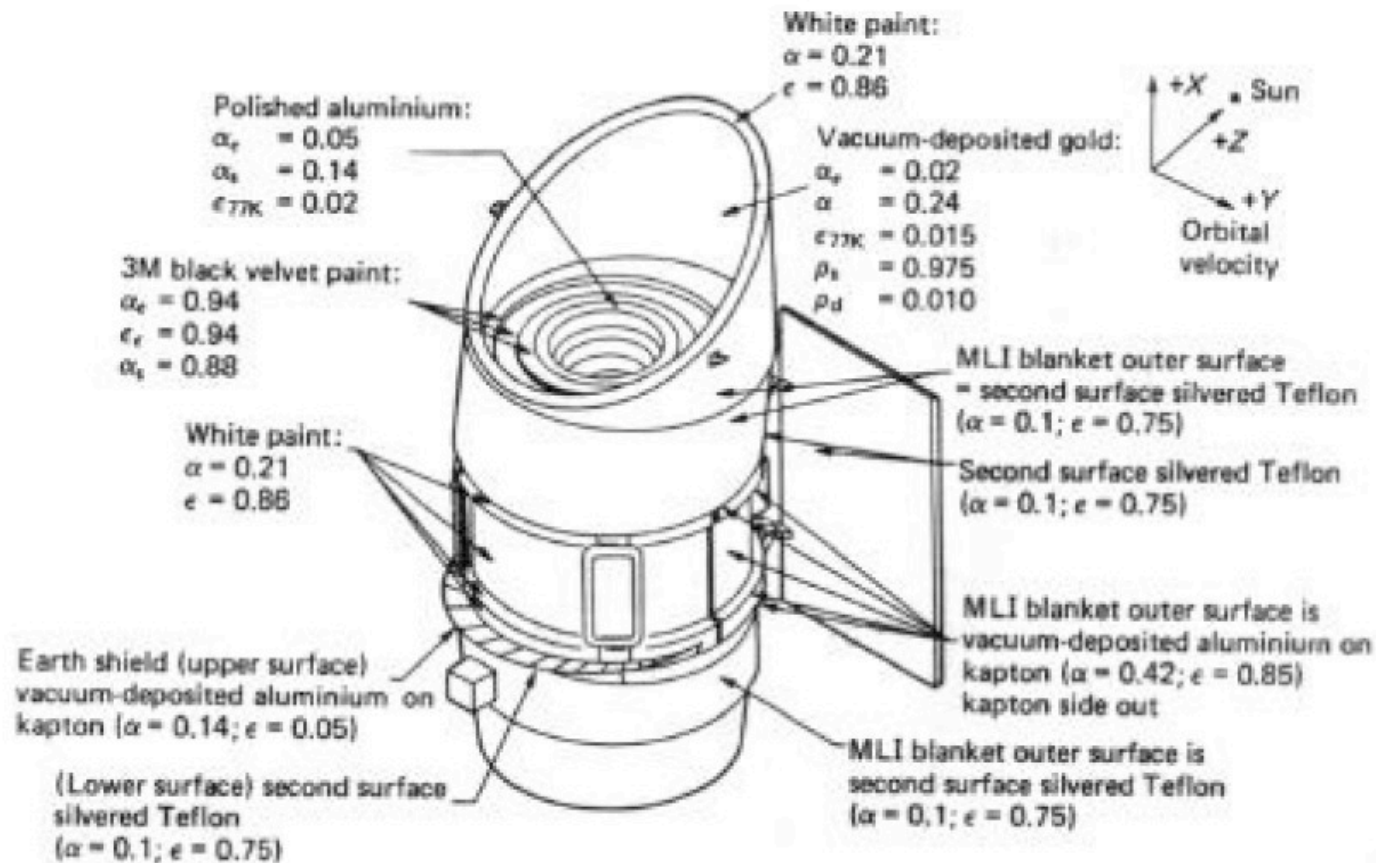


Ejemplo de cálculo de temperatura de equilibrio



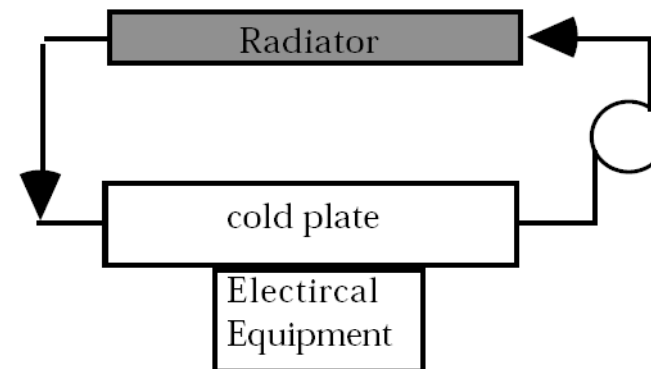
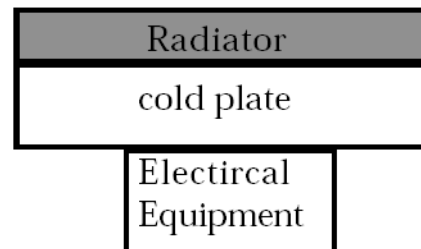
Ejemplo real

■ Telescopio Apollo:



Control Térmico: Dispositivos

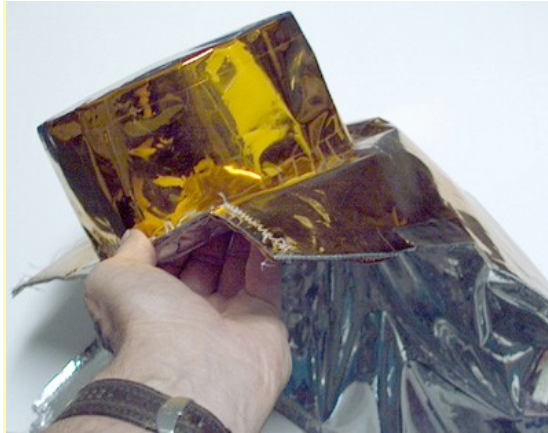
- Objeto: Conseguir y mantener en el vehículo espacial una temperatura adecuada para sus componentes.
- Clasificación atendiendo al consumo de energía:
 - Pasivos
 - Activos



- Fundamentos:
 - Variar características radiativas (hacia exterior)
 - Modificar la conducción/convección (interior)

Dispositivos Externos

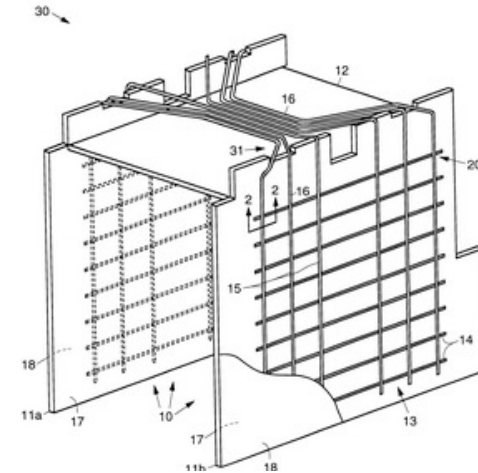
- Capa térmica (pintura blanca, oro)



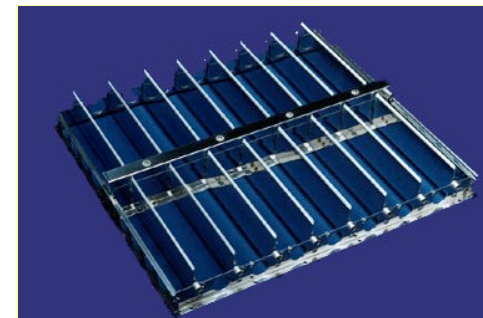
- Multi Layer Insulation (Kapton, Mylar)



- Radiadores

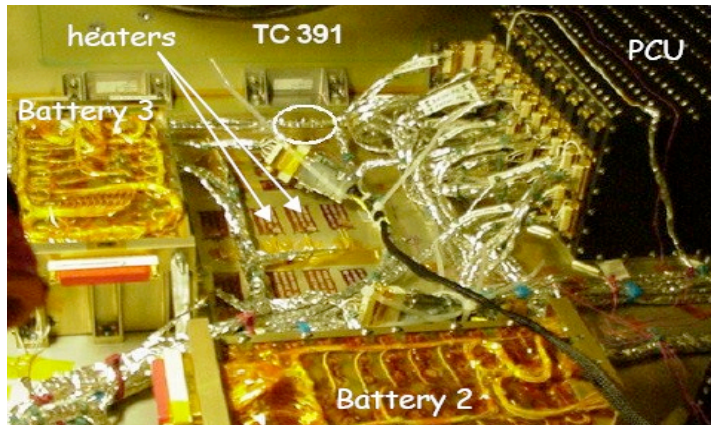


- Louvers

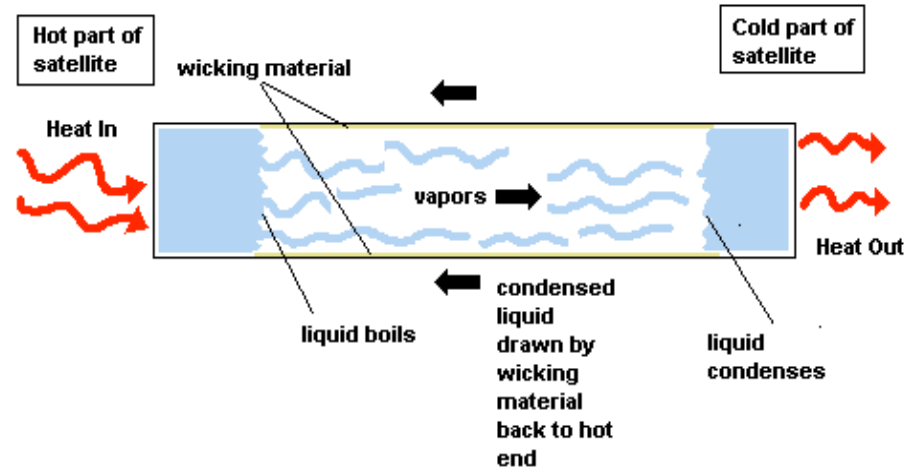


Dispositivos Internos

- Conducción sólida
- Calentadores eléctricos
- Interruptores térmicos
- Circuitos de convección: convencionales con bomba (aire/agua/freón).



- Heat Pipes/Pipe tubes: convección con cambio de fase.
- No requiere energía adicional, transmite hasta 200–300 veces más calor que una barra de cobre y funciona con poco ΔT .



- Mecanismo para absorber picos: sólido que cambia de fase, p.ej. parafina (funde a temperaturas similares a las internas del satélite, en estado líquido sigue conduciendo calor, y es barata).



Ejemplos de sistema de control térmico

- Diagrama del sistema de control térmico de la ISS:

