

Exploración de Marte:
Retos tecnológicos y nuevos conceptos de misión



Ignacio Arruego Rodríguez
Instituto Nacional de Técnica Aeroespacial



Exploración de Marte:
Retos tecnológicos y nuevos conceptos de misión



CONTENIDO DE LA CHARLA

- 1.- ¿Por qué Marte?
- 2.- La visión de Marte antes de la Carrera Espacial
- 3.- Misiones a Marte: una historia de éxitos y fracasos
- 4.- Algunas tecnologías clave
 - Electrónica de aplicación Espacial
 - Ensayos intensivos
- 5.- Penetradores: un “nuevo” concepto de misión
- 6.- Mars MetNet Lander



Exploración de Marte: Retos tecnológicos y nuevos conceptos de misión



1.- ¿Por qué Marte?

Radio (~1/2)

Masa (~10 %)

Densidad (~3/4)

Gravedad (~1/3)

Velocidad de escape (~1/2)

Distancia al Sol (~3/2)

Satélites (2) = Fobos y Deimos

Campo magnético global (No)

'Año' (~2 años terrestres y 'estaciones' – Inclinación 25° / 23.5°)

'Día' (~1 día terrestre) = 'sol'

Presión atmosférica (~ 0,4 a 0,9 % de la terrestre)

CO₂ (95,3%) N₂ (2,7%) Ar (1,6%) O₂ (0,13%)

Temperatura media: - 63°C / 15 °C

Hemisferios: Norte (llanuras); Sur (...cráteres, elevaciones)



Azul = Tierra
Rojo = Marte

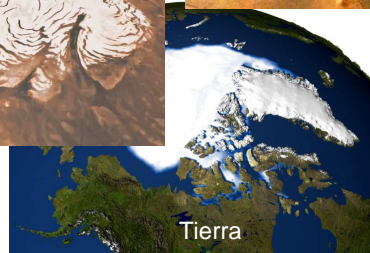
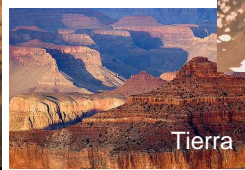
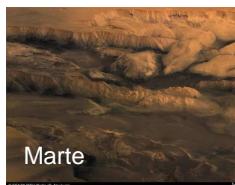
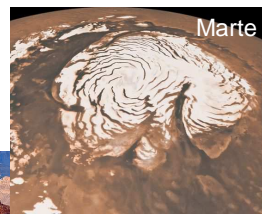
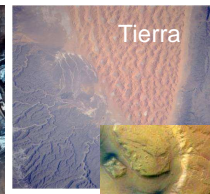
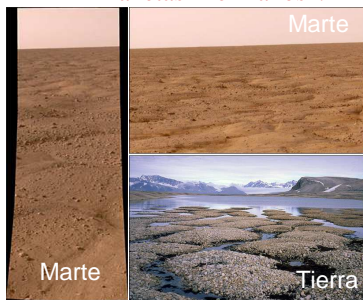


Exploración de Marte: Retos tecnológicos y nuevos conceptos de misión



1.- ¿Por qué Marte?

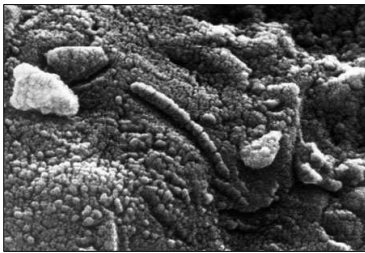
Planetas "hermanos":



1.- ¿Por qué Marte?

3 grandes preguntas

- (a) ¿Cuál fue la razón del cambio de las condiciones atmosféricas de Marte?
- (b) ¿Cuáles serían las implicaciones de tales cambios el caso de la Tierra?
- (c) ¿Es posible que existiera vida en la historia primitiva de Marte cuando era más parecido a la Tierra? (y, si existió, ¿puede encontrarse todavía en algún lugar de Marte?)



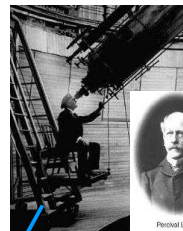
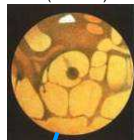
De acuerdo, sólo hay pruebas circunstanciales, así que votemos: ¿quién cree que hay vida en Marte?

2.- La visión de Marte antes de la Carrera Espacial

Galileo Galilei, 1609:
Enfocó su telescopio por primera vez sobre Marte



Un planeta con grandes "canales"?
(1874...)



Marte alberga vida vegetal y animal

¡Siglo XX!

Una civilización inteligente construye grandes canales para llevar agua desde los polos al resto del planeta

Johannes Kepler
Describe el movimiento elíptico de las órbitas planetarias



Christiaan Huygens
Dibuja por primera vez Syrtis Major, una gran mancha característica de Marte



William Herschel
Observa cambios estacionales en los casquetes polares



Giovanni V. Schiaparelli
Detecta una red de formas similares a canales



Percival Lowell
Interpreta los canales como una red planetaria de regadíos artificiales

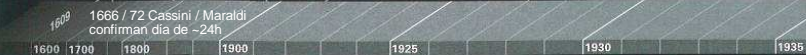


Tarzan creator Edgar Rice Burroughs publishes a series of books set on Mars.

W. W. Coberly calculates that in some places Mars experiences above-freezing temperatures.

Primeras observaciones:

- Realizadas con telescopios
- Desde la Tierra
- A partir de principios del s XVII
- A mediados del s XX se cree que hay vida inteligente en Marte



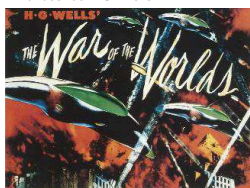
2.- La visión de Marte antes de la Carrera Espacial



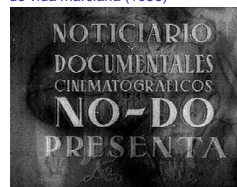
2.- La visión de Marte antes de la Carrera Espacial

1938 – Retransmisión radiofónica de Orson Wells de "La Guerra de los mundos" de H.G. Wells

También en España se habla de vida marciana (1956)



Guerra de los Mundos



Nodo 1956

Orson Welles
Su transmisión radiofónica de la Guerra de los Mundos de H.G. Wells, siembra el pánico

Gerard Peter Kuiper
Identifica el dióxido de carbono como el componente principal de la atmósfera marciana.

Crónicas Marcianas
De Ray Bradbury, describen el primer intento humano por conquistar y colonizar Marte (ciencia-ficción)

Hollywood
Durante la guerra fría, presenta a los marcianos como seres monstruosos

Timeline: 1940, 1945, 1950, 1955



Exploración de Marte: Retos tecnológicos y nuevos conceptos de misión



3.- Misiones a Marte: una historia de éxitos y fracasos

| | | PAÍS | LANZAMIENTO | RESULTADO(S) |
|------------|---|------|-------------------|---|
| Marsnik-1 | ✗ | URSS | 10 Octubre 1960 | Explosionó antes de alcanzar la órbita terrestre |
| Marsnik-2 | ✗ | URSS | 14 Octubre 1960 | Explosionó antes de alcanzar la órbita terrestre |
| Sputnik 29 | ✗ | URSS | 24 Octubre 1962 | Explosionó en la órbita terrestre |
| Mars 1 | ✓ | URSS | 1 Noviembre 1962 | Pasó a 200000 Km. de Marte |
| Sputnik 31 | ✗ | URSS | 4 Noviembre 1962 | Fallo en la órbita terrestre |
| Zond 1 | ✗ | URSS | 4 Junio 1964 | Fallo antes de alcanzar la órbita terrestre |
| Mariner 3 | ✗ | USA | 5 Noviembre 1964 | Entró en una órbita alrededor del Sol |
| Mariner 4 | ✓ | USA | 28 Noviembre 1964 | Primeras fotos de Marte (21) |
| Zond 2 | ✗ | URSS | 30 Noviembre 1964 | Fallo en las comunicaciones |
| Zond 3 | ✗ | URSS | 18 Julio 1965 | Destruído en la órbita terrestre |
| Mariner 6 | ✓ | USA | 24 Febrero 1969 | Fotos de Marte. Pasó el planeta a 3215 Km. |
| Mariner 7 | ✓ | USA | 27 Marzo 1969 | Fotos de Marte. Pasó el planeta a 3516 Km. |
| Mars 1969A | ✗ | URSS | 27 Marzo 1969 | Fallo en el lanzamiento |
| Mars 1969B | ✗ | URSS | 2 Abril 1969 | Fallo en el lanzamiento |
| Mariner 8 | ✗ | USA | 8 Mayo 1971 | Fallo en el lanzamiento |
| Cosmos 419 | ✗ | URSS | 10 Mayo 1971 | Fallo en el lanzamiento |
| Mars 2 | ✓ | URSS | 19 Mayo 1971 | Segundo satélite artificial de Marte. Módulo de superficie destruido |
| Mars 3 | ✓ | URSS | 28 Mayo 1971 | Tercer satélite artificial de Marte. Módulo de superficie aterrizó y emitió señales durante 20 segundos |
| Mariner 9 | ✓ | USA | 30 Mayo 1971 | Primer satélite artificial de Marte (7329 Fotos) |
| Mars 4 | ✓ | URSS | 21 Julio 1973 | Pasó a 9646 Km. de Marte |
| Mars 5 | ✓ | URSS | 25 Julio 1973 | Operativo durante 9 días en órbita marciana. (60 Fotos) |
| Mars 6 | ✓ | URSS | 5 Agosto 1973 | El módulo de superficie envió datos durante el descenso pero se estrelló |
| Mars 7 | ✗ | URSS | 9 Agosto 1973 | El módulo de superficie pasó a 1500 Km de Marte |
| Viking 1 | ✓ | USA | 20 Agosto 1975 | Primeras medidas en la superficie. Operativo durante varios años |
| Viking 2 | ✓ | USA | 9 Septiembre 1975 | Segundo módulo de superficie con éxito. Operativo durante varios años |



Exploración de Marte: Retos tecnológicos y nuevos conceptos de misión



3.- Misiones a Marte: una historia de éxitos y fracasos

| | | | | |
|-------------------------------------|---|-------|--------------------|---|
| Phobos 1 | ✗ | URSS | 7 Julio 1988 | Fallo de las comunicaciones en el camino a Marte |
| Phobos 2 | ✓ | URSS | 12 Julio 1988 | Contacto perdido durante la obtención de fotos del satélite Phobos |
| Mars Observer | ✗ | USA | 25 Septiembre 1992 | Contacto perdido en el camino a Marte |
| Mars Global Surveyor | ✓ | USA | 7 Noviembre 1996 | El funcionamiento hasta Noviembre de 2006 |
| Mars-96 | ✗ | Rusia | 16 Noviembre 1996 | Falló al dejar la órbita terrestre |
| Mars Pathfinder | ✓ | USA | 4 Diciembre 1996 | Primer vehículo robot que aterriza. Más de 16000 fotos enviadas |
| Nozomi | ✗ | Japón | 4 Julio 1998 | Falló antes de entrar en órbita marciana |
| Mars Climate Orbiter | ✗ | USA | 11 Diciembre 1998 | Perdido antes de entrar en la órbita Marciana (23 septiembre 1999) |
| Mars Polar Lander | ✗ | USA | 03/01/99 | Perdido en la operación de aterrizaje |
| Mars Odyssey | ✓ | USA | 7 Abril 2001 | Continúa en funcionamiento |
| Mars Express | ✓ | ESA | 2 Junio 2003 | Módulo orbital en funcionamiento; Módulo de superficie (Beagle 2) perdido ✗ |
| Mars Exploration Rover: Spirit | ✓ | USA | 10 Junio 2003 | En funcionamiento |
| Mars Exploration Rover: Opportunity | ✓ | USA | 7 Julio 2003 | En funcionamiento |
| Mars Reconnaissance Orbiter | ✓ | USA | 12 Agosto 2005 | En funcionamiento |
| Phoenix | ✓ | USA | 4 Agosto 2007 | Ha funcionado lo previsto |

✓ - Mars Science Laboratory (Rover), NASA

✗ - Phobos Grunt (RUSIA)

- Exomars (ESA – RUSIA)



Exploración de Marte: Retos tecnológicos y nuevos conceptos de misión



3.- Misiones a Marte: una historia de éxitos y fracasos

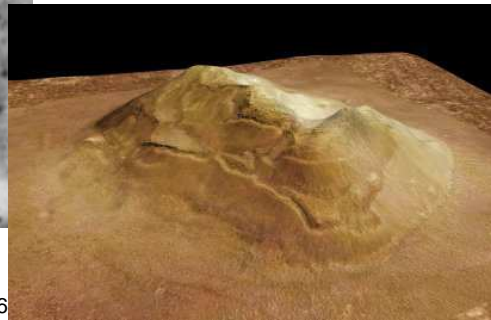
La famosa "Cara de Marte"...



Viking 1, 1976

Aún ya bien iniciada la carrera espacial,
persiste la predisposición del público a ver
ciertos misterios en Marte...

... era sólo un problema de resolución:



Mars Express, 2006



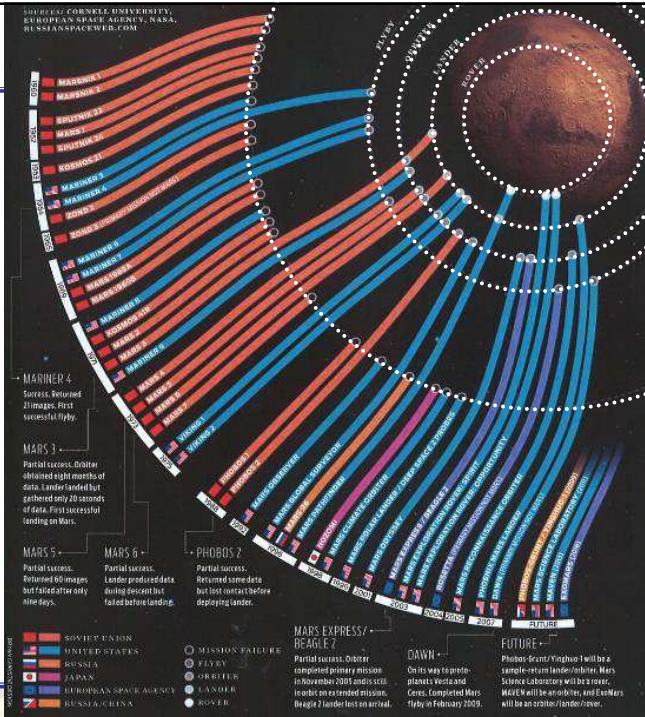
Fallo

FlyBy

Orbitador

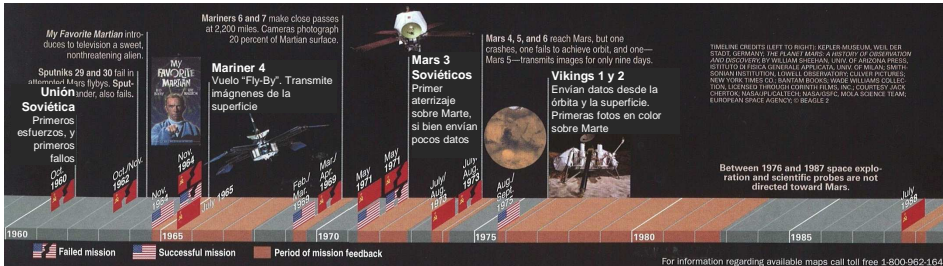
Lander

Rover

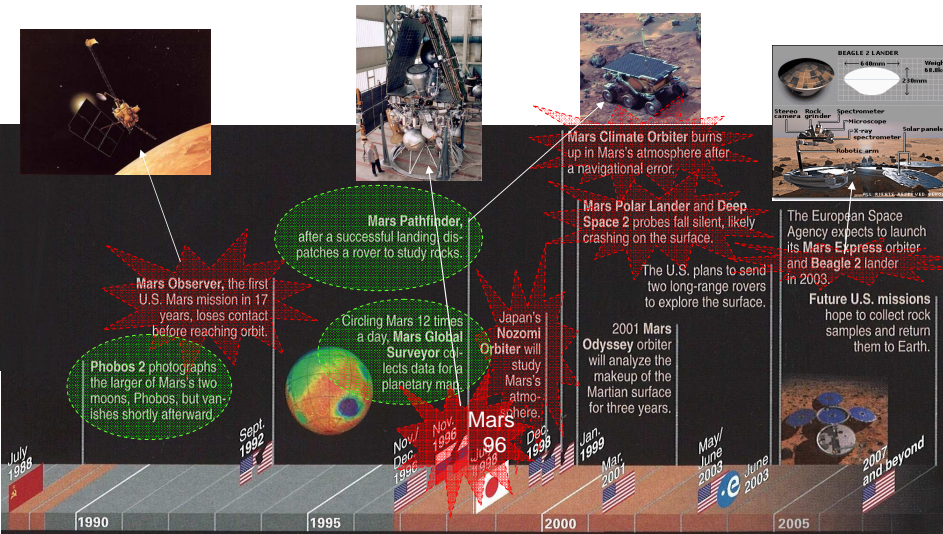


3.- Misiones a Marte: una historia de éxitos y fracasos

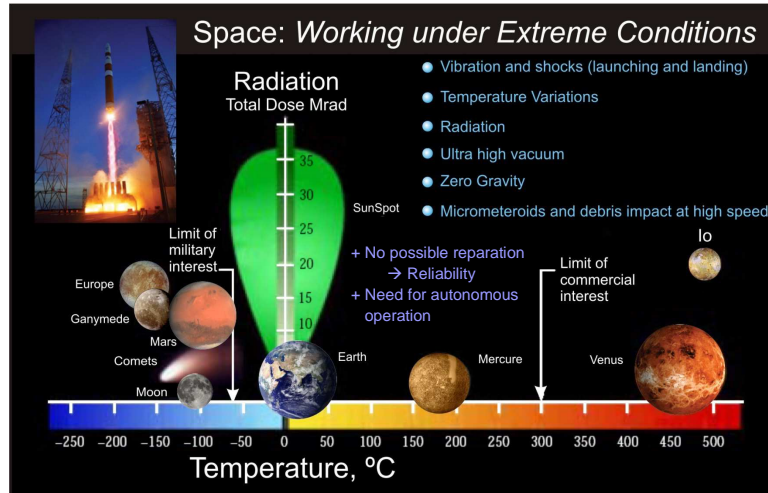
... y la decepción inicial al llegar por fin a Marte



3.- Misiones a Marte: una historia de éxitos y fracasos



4.- Tecnologías Clave – Introducción: la dureza del Entoro Espacial



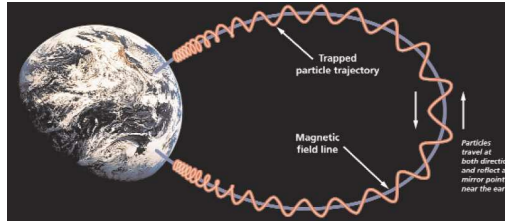
4.- Tecnologías Clave – Introducción: la dureza del Entoro Espacial

| | |
|----------------|---|
| Temperature | <ul style="list-style-type: none"> Operational and survival (RANGE) Packages selection → ceramic preferred Thermal CYCLES → expansion coefficients Power dissipation |
| Vacuum | <ul style="list-style-type: none"> Outgassing Variation of mechanical properties of some materials Effect on lubricants → Solid ones (e.g. teflon sheets) Packaging Deposition of outgassed materials on sensible parts (optics) Power dissipation → No conduction to air, nor convection Venting ports → to compensate pressure decrease during launch |
| UV Radiation | <ul style="list-style-type: none"> Some polymers may be affected Thermal and/or optical properties → E.g. darkening of solar panels cover |
| Atomic Oxigene | <ul style="list-style-type: none"> Erosion (e.g.: kapton, silver) Stable oxides formation → E.g. Lubricants affected, dimensional changes, ... |
| Lanunch/Entry | <ul style="list-style-type: none"> Acoustic wave → Risk for big surfaces (e.g. solar panels) Aceleration → frequencies < 10kHz, some g r.m.s. Mechanical Shock → Launch, pyros, planetary entry...→ thousands of g, some ms |
| Others | <ul style="list-style-type: none"> Synergies (e.g.: joint effect of UV + atomic oxygen, is more damaging) Orbital debrish and micro-meteorites Plasma environment (ionosphere) → Faraday effect rotation, charge, ESD |

4.- Tecnologías Clave – Introducción: la dureza del Entorno Espacial

Radiation belts

From 100 km to 65000 km, consist principally of **magnetically trapped electrons of up to a few MeV energy and protons of up to several hundred MeV energy**. The high energy particle flux in the radiation belts is dependent on the solar activity. The so-called **South Atlantic Anomaly** is the inner edge of the inner radiation belt encountered in low altitude orbits. The offset, tilted geomagnetic field brings the inner belt to its lowest altitudes in the South Atlantic region.



Solar energetic particles

High-energy particles encountered in interplanetary space and close to the Earth. These particles are seen in **short duration bursts** associated with other solar activity. Solar Energetic Particle Events, as detected in Earth orbit, can last from a few hours to several days. The Earth's magnetic field provides a varying degree of geomagnetic shielding of near-Earth locations.

They consist of **protons, electrons and heavy ions with energies from a few tens of keV to GeV** ranges.

Galactic cosmic rays

High-energy charged particles that enter the solar system from the outside, the **flux of which becomes modulated in anti-correlation with solar activity** due to the solar wind. They are composed of **protons, electrons, and fully ionized nuclei**. There is a continuous and isotropic flux of Galactic Cosmic Ray (GCR) ions. Although the flux is low, GCRs include energetic heavy ions which can deposit significant amounts of energy in sensitive volumes and so cause problems to spacecrafts' electronics and humans in space. As for Solar particles, the Earth's magnetic field provides a varying degree of geomagnetic shielding of near-Earth locations

Geomagnetic shielding

The Earth's magnetic field **partially shields near-Earth space from solar energetic particles and cosmic rays**, an effect known as geomagnetic shielding. **However, these particles can easily reach polar regions and high altitudes** such as the geostationary orbit.

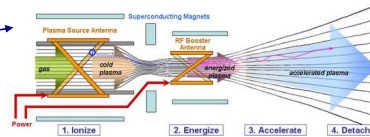
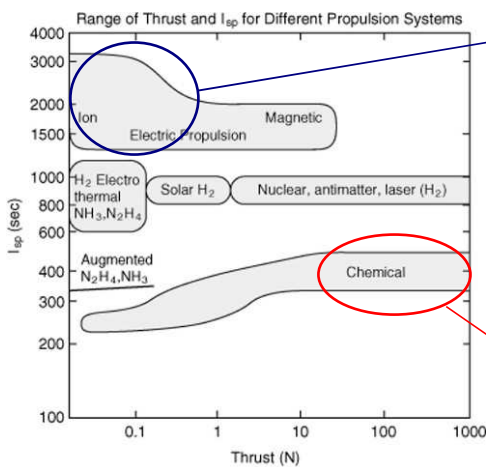
Text from ECSS-E-10-04B

4.- Tecnologías Clave – El viaje a Marte

Propulsión

Propulsión iónica/plasma:

- Escasa potencia
- Larga duración
- Aceleración sostenida para viajes largos



Propulsión química:

- Gran potencia
- Durante poco tiempo
- Única capaz de vencer la atracción terrestre

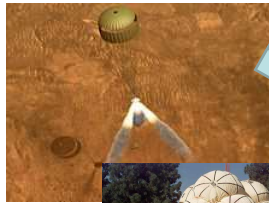


Exploración de Marte: Retos tecnológicos y nuevos conceptos de misión



4.- Tecnologías Clave – Entrada en su atmósfera, Descenso y Aterrizaje

EDL



Tecnologías heredadas desde años 70 (Viking),
en uso hasta la actualidad:

- Escudo térmico
- Paracaídas
- Retrocohetes

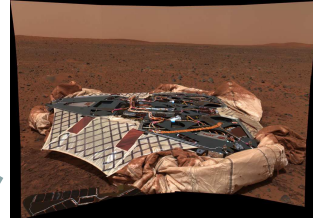


04 – EDL MER

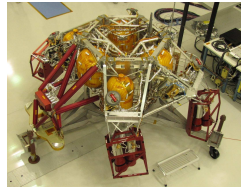


+ Airbags

(MER, 2003)



+ "Skycrane"
MSL, 2011



05 – EDL MSL

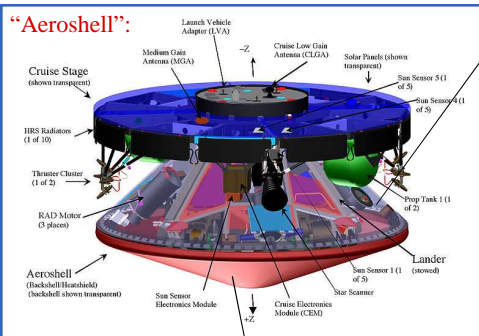


Exploración de Marte: Retos tecnológicos y nuevos conceptos de misión



4.- Tecnologías Clave – Entrada en su atmósfera, Descenso y Aterrizaje

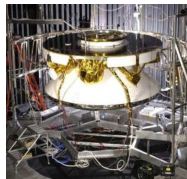
"Aeroshell":



"Backshell"

Almacena varios elementos necesarios en el descenso, además del propio Rover:

- Paracaídas y Airbags
- Electronica, baterías y pirotécnicos
- Unidad de medida inercial (para orientación y seguimiento de la trayectoria)
- Motores de combustible sólido para dar frenado adicional (verticalmente) (Motores RAD – Rocket Assisted Descent)
- Motores de combustible sólido para compensar inestabilidades horizontales en el descenso
- Altimetro: para saber cuándo cortar el paracaídas, activar RAD, e inflar Airbags



Escudo Térmico:

Caparazón "romo" (cónico / esférico) hecho de un material que se sublima, creando una capa gaseosa entre la nave y la atmósfera.

- Super-Light Ablator 561 → Viking
- Phenolic Impregnated Carbon Ablator (PICA) → MSL
- Silicon Impregnated Reusable Ceramic Ablator (SIRCA) → MER, DS-2
- AVCOAT → Shuttle

| Viking | MPF/MER/ Phoenix | MSL |
|--------------------|------------------------|---------------|
| | | |
| 1975... 3.505 m | 1997/2003... 2.65 m | 2011 4.6 m |



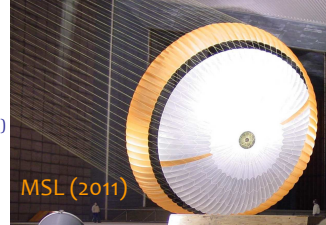
Exploración de Marte: Retos tecnológicos y nuevos conceptos de misión



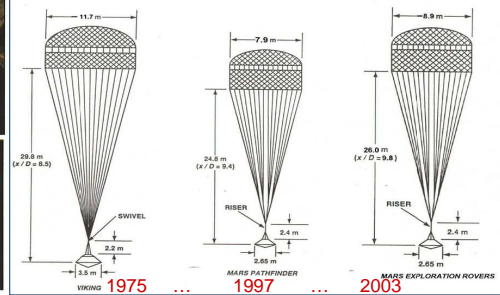
4.- Tecnologías Clave – Entrada en su atmósfera, Descenso y Aterrizaje

Paracaídas:

- Facilidad de apertura / Estabilidad / Capacidad de frenado
- Polyester, Nylon: lona
- "Zylon", "Kevlar": cuerdas (materiales usados p. ej. en velas y chalecos anti-balas)
- Problema de la baja densidad atmosférica y variabilidad de la misma
- Necesarios ensayos intensivos en túneles de viento



Diseño "Disk-Gap Band": escasa evolución desde los años 70:



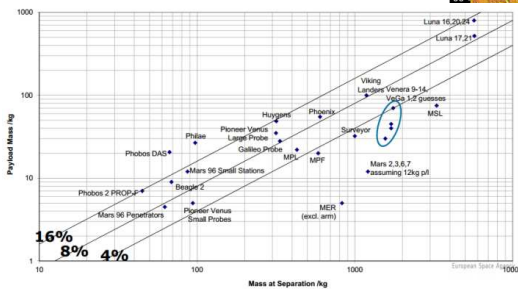
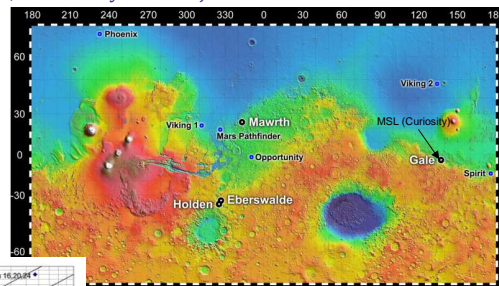
Exploración de Marte: Retos tecnológicos y nuevos conceptos de misión



4.- Tecnologías Clave – Entrada en su atmósfera, Descenso y Aterrizaje

En Marte no vamos a donde queremos...
¡sino a donde podemos!

El paracaídas requiere una mínima distancia en atmósfera para actuar



Ni llevamos los instrumentos científicos que deseamos... ¡sino los que podemos!



- Masa total:
- Más masa = más ciencia
 - Pero dificultad EDL
- Altura y diámetro
¡Ha de caber en el lanzador!

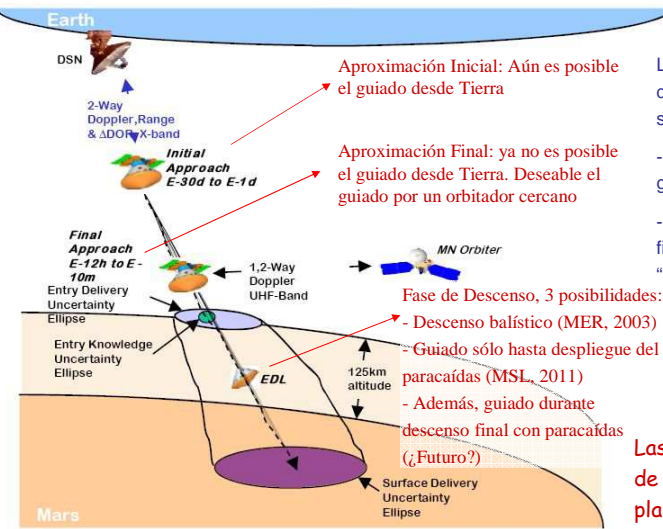


Exploración de Marte: Retos tecnológicos y nuevos conceptos de misión



4.- Tecnologías Clave – Comunicaciones

Comunicaciones para guiado de la nave



Las comunicaciones son clave ya desde antes de alcanzar la superficie del planeta:

- En correcciones de trayectoria guiadas desde Tierra
- En la aproximación y aterrizaje finales: guiado realizado "localmente" por un orbitador



CUIDADO:

Las comunicaciones tardan más de 10 minutos en ir de un planeta a otro



Exploración de Marte: Retos tecnológicos y nuevos conceptos de misión



4.- Tecnologías Clave – Comunicaciones

Envío de datos a la Tierra:

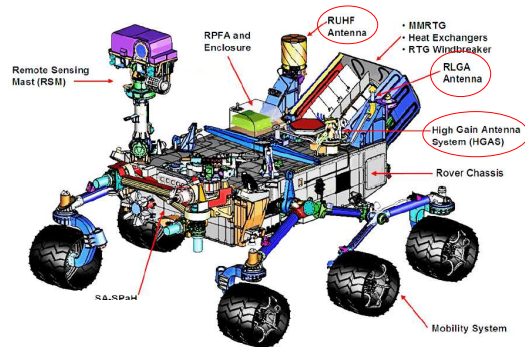
1.- Enlaces mediante "relé" en orbitador

- Mayor potencia disponible
- Necesidad de un orbitador
- Mayor velocidad de enlace

2.- Enlaces directos a Tierra (DTE)

- Potencia limitada en el Rover
- Menor velocidad de enlace
- Antenas de Alta Ganancia con apuntamiento

En misiones planetarias se ha trabajado con velocidades tan bajas como 1bit por segundo (Venera). Típicamente, algunas decenas de kbps.



CURIOSITY (Mars Science Lab.)

Banda X (~8GHz) → DTE

- 1 Transpondedor en Rover, con 2 antenas (HGA, LGA)
- 1 Transpondedor en etapa de descenso, con otra antena (LGA)
- Conexión a otras 2 antenas en sistema paracaídas (LGAs)
- Conexión a otra antena en etapa de "cruce" (MGA)
- Rover a Tierra: 15W, 160-800 bps

UHF (~400MHz) → A orbitador (Mars Rec. Orb. / Mars Odyssey)

- 2 Transpondedores en Rover, con una antena
- Otra antena en etapa de descenso
- Otra antena en sistema paracaídas
- Rover a Orbitador: 8.5W, 2kbps-256kbps (limitado por Orbitador)

Durante EDL envía:

- "Tonos" directamente a tierra para informar de eventos (p.ej. Despliegue de paracaídas) → Banda X
- Telemetría mediante orbitador. Pero este enlace (UHF) se interrumpe un tiempo en la entrada (bloqueo por plasma)



Exploración de Marte: Retos tecnológicos y nuevos conceptos de misión

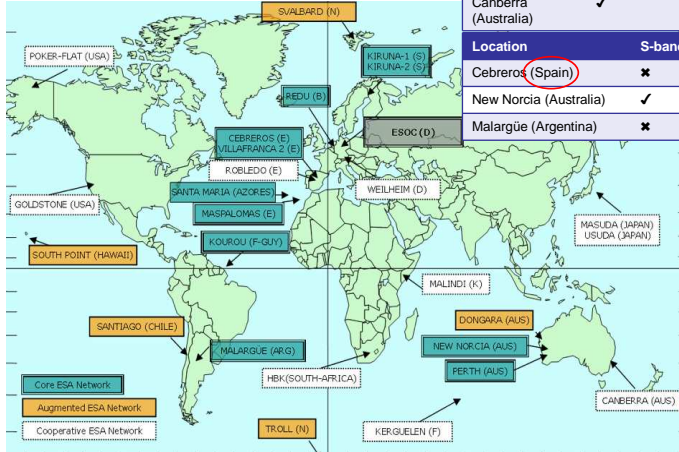


4.- Tecnologías Clave – Comunicaciones

Estaciones de Seguimiento en Tierra

Antenas típicas de 35m de diámetro

La "Red de Espacio Profundo" de NASA, hasta 70m



| Location | S-band | X-band | Ka-band |
|----------------------|--------|--------|--------------------|
| Goldstone (US) | ✓ | ✓ | Only reception (*) |
| Madrid (Spain) | ✓ | ✓ | Only reception (*) |
| Canberra (Australia) | ✓ | ✓ | Only reception(*) |

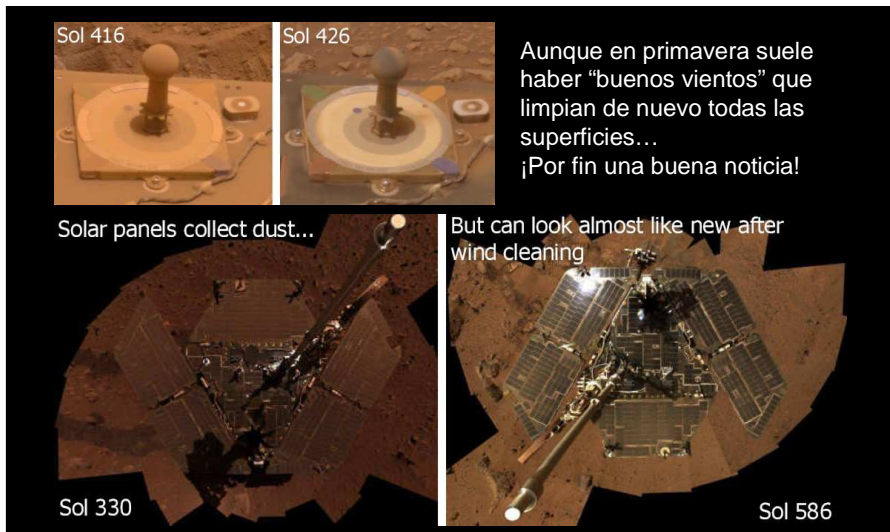
| Location | S-band | X-band | Ka-band |
|------------------------|--------|--------|----------------|
| Ceberos (Spain) | ✗ | ✓ | Only reception |
| New Norcia (Australia) | ✓ | ✓ | ✗ |
| Malargüe (Argentina) | ✗ | ✓ | Only reception |



Exploración de Marte: Retos tecnológicos y nuevos conceptos de misión



4.- Tecnologías Clave – Potencia



Aunque en primavera suele haber "buenos vientos" que limpian de nuevo todas las superficies...
¡Por fin una buena noticia!

4.- Tecnologías Clave – Potencia

Rover Sojourner (97)

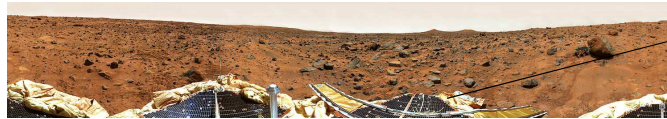


Rover Opportunity (03)



Combinación habitual de paneles solares y baterías:

- Paneles = fuente principal de energía
- Baterías = almacén de carga para momentos en que haga falta más energía, o para la noche



Paneles del aterrizador Pathfinder (97), vistos por su propia cámara panorámica

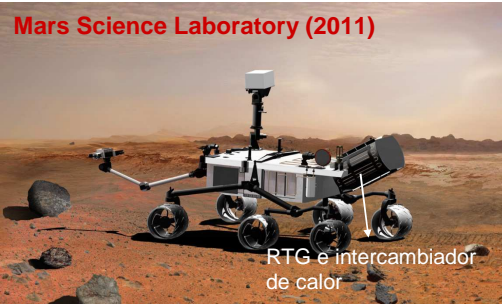
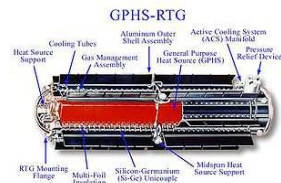
Baterías (recargables / no rec.)

| Battery type | Chemical formula | Specific energy W hr kg ⁻¹ | Cycle life 75%-25% DoD |
|--------------------------|---------------------|--|---------------------------|
| Silver-zinc | AgZn | 100 | 75-2000 |
| Nickel-cadmium | NiCd | 30 | 800-30 000 |
| Nickel-hydrogen | NiH | 60 | 4000-30 000 |
| Lithium-sulphur dioxide | LiSO ₂ | 200 | |
| Lithium-thionyl chloride | LiSOCl ₂ | 200 | |

4.- Tecnología Clave – Potencia

Radioisotope Thermoelectric Generators (RTG)

- Un material radioactivo produce calor
- El calor se convierte en electricidad (conversión termo-eléctrica)
- A priori, el material radioactivo genera mucha potencia, durante mucho tiempo (décadas)
- El problema es la ineficiencia al convertirlo en electricidad (~5%)
- Ejemplo: Multi-Mission RTG (NASA): 42kg, 126W
- Aspectos de seguridad y legislación
- Empleados ya desde las Viking



¿Otras alternativas??

- Viento: P.ej. la URSS desarrolló un Rover alimentado por viento para Venus, en los 80 → En Marte ??
- Pilas de combustible: Más eficientes que las baterías normales, pero más complejas y caras (no usadas, por ahora)



Exploración de Marte: Retos tecnológicos y nuevos conceptos de misión



4.- Tecnologías Clave – Mecanismos

Necesidad y requisitos

Un Rover como el Mars Science Laboratory tiene unos 25 mecanismos, por ejemplo para:

- Separación de cubiertas del "aeroshell"
- Suelta de paracaídas
- Movimiento y giro de ruedas
- Despliegue de paneles solares
- Apuntamiento de antenas
- Despliegue del mástil que soporta las cámaras de visión estéreo
- Diversos dispositivos de captura de muestras, taladros, etc



Deben funcionar adecuadamente bajo unos requisitos muy exigentes debidos a:

- Vibraciones y choques en lanzamiento, entrada en la atmósfera y aterrizaje
- Ciclos de temperatura a que se ven sometidos (-120°C a +25°C)
- Acumulación de polvo marciano, que puede contaminar elementos críticos

En aplicaciones espaciales no se emplean lubricantes líquidos, sino sólidos (láminas de teflón, por ejemplo)

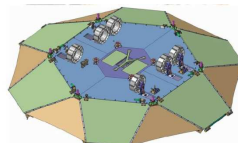


Exploración de Marte: Retos tecnológicos y nuevos conceptos de misión



4.- Tecnologías Clave – Mecanismos

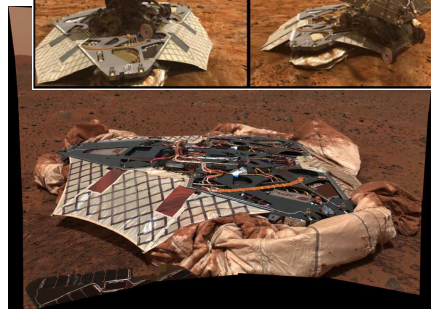
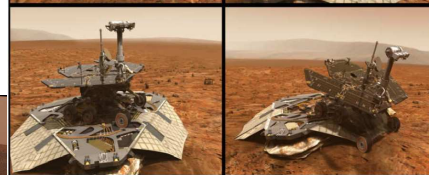
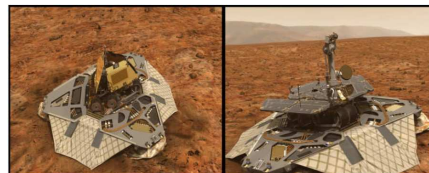
Rampa de descenso (MER)



Sistema de "pétalos"

Cada bisagra tiene un motor capaz de voltear el peso del Rover (cientos de kilos), por si no cae por la cara adecuada ("de pie")

Unas lonas unen los pétalos formando una cubierta completa para facilitar la bajada del Rover

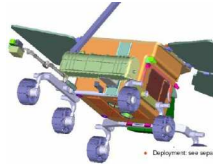




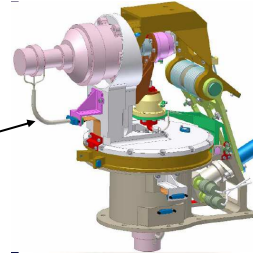
Exploración de Marte: Retos tecnológicos y nuevos conceptos de misión



4.- Tecnologías Clave – Mecanismos



Suspensión "Rocker-bogie"
6 ruedas; dirección sólo 4



Mecanismo de Apuntamiento Automático de la Antena de Alta Ganancia del Mars Science Laboratory (SENER, España)



Exploración de Marte: Retos tecnológicos y nuevos conceptos de misión



4.- Tecnologías Clave – Mecanismos

Adquisición de muestras

Innumerables sistemas de

- Taladro
- "Sacabocados"
- Recogida
- Triturado
- Etc

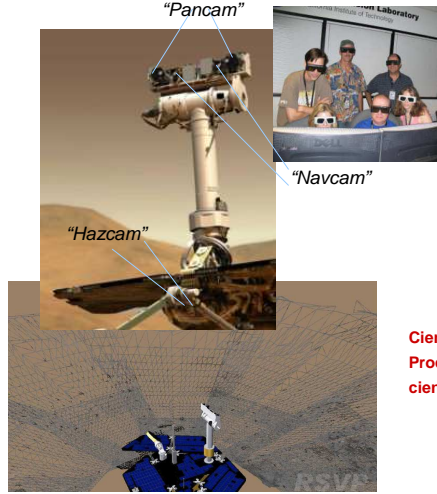
Para la captura de muestras de material (rocas, arena...) y su posterior análisis

| TECHNOLOGY NAME | CONCEPT | ADVANTAGES | DRAWBACKS |
|--------------------|---------|--|---|
| 1. SIMPLE CORER | | <ul style="list-style-type: none"> ✓ VERY SIMPLE ✓ LIGHT AND ROBUST COPE WITH 100g OF MATERIAL ✓ VERIFICATION POSSIBLE ✓ KEEPS STRATIGRAPHY ✓ COPE WITH 10 cm DEPTH | <ul style="list-style-type: none"> X REQUIRES LARGE DOWN THRUST (~100N) X NOT POSSIBLE TO KEEP LOOSE REGOLITH WITHIN THE CORE CHAMBER X NOT COMPATIBLE WITH HARD ROCK |
| 2. PETAL SAMPLER | | <ul style="list-style-type: none"> ✓ SAME AS 1 ✓ KEEPS LOOSE REGOLITH | <ul style="list-style-type: none"> X SAME AS 1 |
| 3. ROTATING CORER | | <ul style="list-style-type: none"> ✓ SAME AS 1 ✓ LESS DOWN THRUST IS NEEDED | <ul style="list-style-type: none"> X MORE COMPLEX THAN SIMPLE CORER DUE TO THE ROTATING MECHANISM X NOT COMPATIBLE WITH HARD ROCK |
| 4. ROTATING BLADES | | <ul style="list-style-type: none"> ✓ MAY COPE WITH HARD ROCKS (TBC) ✓ COPE WITH 100 g MATERIAL (TBC) ✓ MAY NOT REQUIRE DOWN THRUST (TBC) | <ul style="list-style-type: none"> X LOSE THE STRATIGRAPHY X COMPLEX TRANSFER X REQUIRES DEVELOPMENT X JAMMING WITH PEBBLES X DIFFICULT VERIFICATION X SHALLOW SAMPLING |

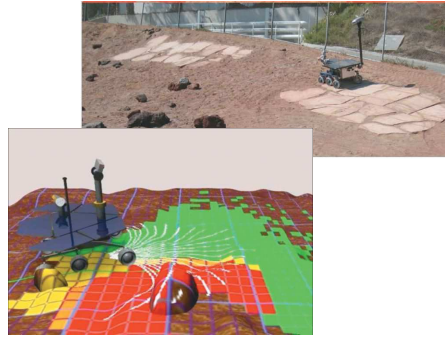
| TECHNOLOGY NAME | CONCEPT | ADVANTAGES | DRAWBACKS |
|-----------------------------|---------|---|--|
| 5. SCOOP | | <ul style="list-style-type: none"> ✓ REASONABLE DEVELOPMENT TIME AND COST ✓ EASILY COPE WITH 100 g OF MATERIAL ✓ VERIFICATION POSSIBLE ✓ COPE WITH 10 cm DEPTH ✓ KEEP STRATIGRAPHY | <ul style="list-style-type: none"> X NOT COMPATIBLE WITH HARD ROCK X REQUIRES LOW DOWN THRUST X CLOSING MAY BE PREVENTED BY PEBBLES X TRANSFER MAY BE COMPLEX |
| 6. DRILL + CORER | | <ul style="list-style-type: none"> ✓ COPE WITH HARD ROCK ✓ COPE WITH HIGH DEPTH | <ul style="list-style-type: none"> X LOSE THE STRATIGRAPHY X COMPLEX TRANSFER |
| 7. STICKY PAD / STICKY FILM | | <ul style="list-style-type: none"> ✓ VERY LIGHT, ROBUST AND SIMPLE ✓ REASONABLE DEVELOPMENT TIME AND COST ✓ CERTAINTY OF GETTING A SAMPLE | <ul style="list-style-type: none"> X LITTLE MASS OF MATERIAL X NOT COMPATIBLE WITH HARD ROCK X LOW DOWN THRUST REQUIRED (20-50 N) X DOES NOT COPE WITH A 10 cm DEPTH |

4.- Tecnologías Clave – Procesado y Autonomía

Visión en 3-D: exige captura de imágenes desde 2 cámaras separadas cierta distancia → Compresión de imagen



Autonomía de navegación:



**Ciencia autónoma y
Procesado de datos
científicos:**

- Seleccionar los datos de mayor interés
- Preprocesarlos para reducir cantidad de datos
- Comprimir la información

Procesadores en:

- *Pathfinder (1997): 80C85 @ 100kHz*
- *MER (2003): RAD6000@20MHz*
- *MSL (2011): RAD750 PPC @200MHz*

4.- Tecnologías Clave

Un paréntesis para profundizar en aspectos relativos al
diseño de H/W electrónico para Aplicaciones Espaciales



Exploración de Marte: Retos tecnológicos y nuevos conceptos de misión



Tecnologías Clave - Diseño de H/W Electrónico para uso Espacial

Recordar 2 particularidades del diseño para Espacio

- 1.- ¡¡Sólo disponemos de un intento!!
- 2.- Entorno Espacial: temperaturas, vacío, vibraciones... ¡¡y radiación!!

➔ **Aparecen 2 conceptos importantes:**

Fiabilidad:

Evitar fallos de tipo aleatorio, asociados a los procesos de producción, mortalidad infantil de componentes, etc.

Calificación:

Evitar fallos de tipo determinista, asegurando que los equipos soportan las condiciones en las que se sabe van a tener que operar



Exploración de Marte: Retos tecnológicos y nuevos conceptos de misión



Tecnologías Clave - Diseño de H/W Electrónico: fiabilidad

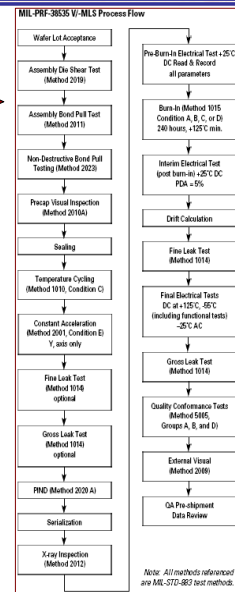
Reliability: related to quality-level of manufacturing process and associated tests.

E.g. Passive Components:

- MIL-HDBK-198: Guidelines for the selection and use of Capacitors
- MIL-HDBK-199: Guidelines for the selection and use of Resistors

Some terms/entities:

- QML = Qualified Manufacturer List
- QPL = Qualified Part List
- PPL = Preferred Part List
- DCL = Declared Component List (design)
- DSCC = Defense Supply Center, Columbus (USA)
- ESCC = European Space Components Coordination
- SMD = Standard Microcircuit Drawing
- NEPP = NASA Electronic Parts & Packaging (<http://nepp.nasa.gov>)





Exploración de Marte: Retos tecnológicos y nuevos conceptos de misión



Tecnologías Clave - Diseño de H/W Electrónico: efectos de la radiación

Total Ionizing Dose (TID)

- Cumulative effect related to absorption of energy due to ionizing processes in the material
- TID \leftrightarrow MKS Int. Syst. = Gray (Gy) \rightarrow 1Gy=J/kg(Si), 1Gy=100 rad
- Main effects on electronics

CMOS:

- Vth drift. More important in Low Temp.
- Leakage currents, Supply currents
- Time parameters degradation (propag. delay)
- Logic levels drift \rightarrow Noise margin reduction
- Reduction of Fan-out capability
- Higher degradation when biased
- Commercial MOSFETs: up to a few krad
- Rad Tol: 20-100krad / RH up to 1Mrad

Bipolar:

- Gain reduction
- Leakage currents
- Voff, Ioff, Ib drifts in OpAmps, Comparators, Vrefs.
- Increased Vf and Ir in diodes
- Reduced efficiency in LEDs / gain in phototransistors
- Transfer degradation in optocouplers
- Digital ICs generally quite tolerant
- Harder than MOSFETs. Commercial up to a few 10s krad
- ELDRS (Enhanced Low Dose Rate Sensitivity): 5-10 times worsening

Others:

- Resistors, capacitors, inductors, connectors, etc, considered insensitive
- Quartz resonators: frequency shift and Q degradation, although bounded to a maximum value (finite number of impurities)

Materials:

- Optical Materials:
 - Color centers \rightarrow Absorption bands
 - Darkening
 - Changes in photoconductivity, luminescence, reflectivity, refractivity
- Embrittlement of plastic materials



Exploración de Marte: Retos tecnológicos y nuevos conceptos de misión



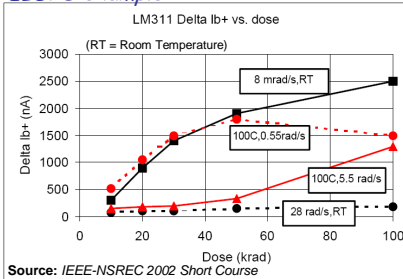
Tecnologías Clave - Diseño de H/W Electrónico: efectos de la radiación

Total Ionizing Dose (TID)

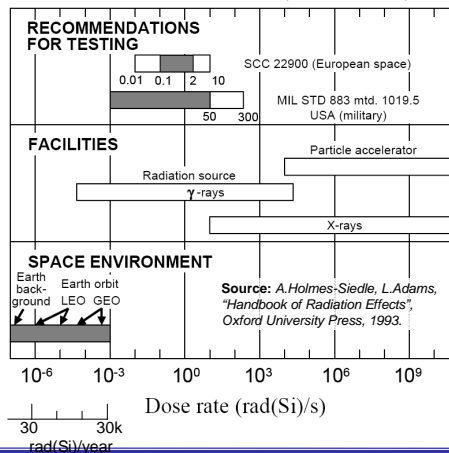
ELDRS:

- Discrete components not affected
- Problem \rightarrow Testing with representative flux

ELDRS example:



- Test stds. {
- ESA SCC-22900
 - Mil Std 883E Method 1019.6
 - ASTM F1892 (includes ELDRS)





Exploración de Marte: Retos tecnológicos y nuevos conceptos de misión



Tecnologías Clave - Diseño de H/W Electrónico: efectos de la radiación

Displacement Damage (DD)

- Displacement of atoms of the lattice structure due to impact of e-, p+, n, HI
- DD \leftrightarrow NIEL (MeV-cm²/g) or monoenergetic particle fluence (1MeV n or 10MeV p+ used as reference)
- Main effects on electronics \rightarrow Devices depending on crystalline structure (Opoelectronics) and on minority-carriers (Bipolar)

Optoelectronics:

- **CCDs**
 - Dark current spikes
 - Charge Transfer efficiency loss
- **O.E. emitters**
 - Non-radiative recombinations
 - Degraded efficiency in LEDs and Laser Diodes
 - Also increase in threshold current in Laser Diodes
- **O.E. detectors & solar cells**
 - Reduction in sensitivity of detectors
 - Reduction in efficiency of solar cells
- **Optocouplers**
 - Reduction in CTR (current transfer ratio)

Bipolar:

- Drifts in basic parameters:
 - Operational amplifiers
 - Voltage/current references
 - Voltage regulators
- Note:
 - Minor dependence with Temp. or bias conditions
 - Mixed effect DD + TID

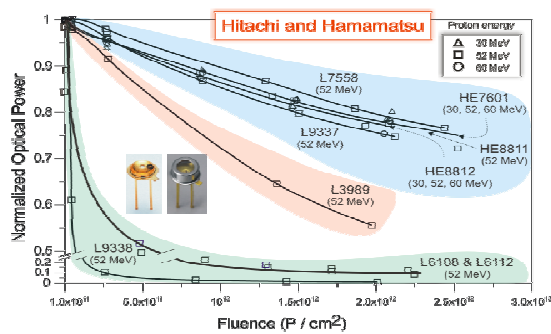


Exploración de Marte: Retos tecnológicos y nuevos conceptos de misión

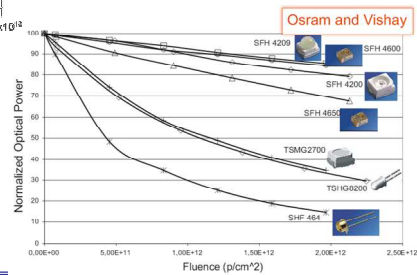


Tecnologías Clave - Diseño de H/W Electrónico: efectos de la radiación

Displacement Damage (DD)



Example: degradation of different LED's emitted power, due to Displacement Damage after p+ irradiation.



Source: Optoelectronics Laboratory, INTA



Exploración de Marte: Retos tecnológicos y nuevos conceptos de misión



Tecnologías Clave - Diseño de H/W Electrónico: efectos de la radiación

Single Event Effects (SEE)

- Non-cumulative ("instantaneous") effects mainly due to impact of high energy p+ and HI
- LET (Linear Energy Transfer)
 - Energy loss per unit of travel distance, when a ionizing particle hits a component
 - Normalized to the density of the medium where it travels through → MeV-cm²/mg
- Cross Section = SEE rate / flux = cm²

| Single Event | Brief Description | Main affected devices |
|-----------------------------|---|---|
| Upset (SEU) | Corruption of information stored in a latch element (bit-flip) | Memoeries, Latches, Logic |
| Multiple Bit Upset (MBU) | Corruption of several memory elements by a unique strike | Memoeries, Latches, Logic |
| Functional Interrupt (SEFI) | Loss of normal operation / control | Devices with built-in control functions (e.g. microproc.) |
| Transient (SET) | Impulse response with certain amplitude and duration | Analog and mixed signal circuitry, Optoelectronics |
| Disturb (SED) | Momentary change in the state of a latch | Combinational logic, Latches in logic devices |
| Hard Error (SHE, stuck-bit) | Unalterable change of state in a memory element | Memoeries, Latches, Latches in logic devices |
| Latchup (SEL) | Low resistance (high current) condition in a parasitic bipolar in a p-n-p-n structure | CMOS, BiCMOS |
| Snappback (SESB) | Similar to SEL. Due to parasitic BJT in single MOSFETs | N-MOSFET, SOI |
| Burnout (SEB) | Triggering of parasitic BJT on power MOSFETs | BJT, N-Power-MOSFET |
| Gate Rupture (SEGR) | Avalanche breakdown with gate rupture due to high E-field on across insulator | Power MOSFET |
| Dielectric Rupture (SEDR) | Dielectric rupture | Non-Volatile NMOs, FPGA, linear devices |
| Microdose | Huge localized TID effect on miniaturized devices | Miniature devices |

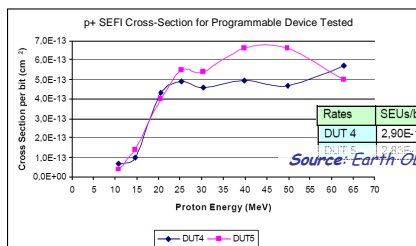


Exploración de Marte: Retos tecnológicos y nuevos conceptos de misión



Tecnologías Clave - Diseño de H/W Electrónico: efectos de la radiación

Single Event Effects (SEE)



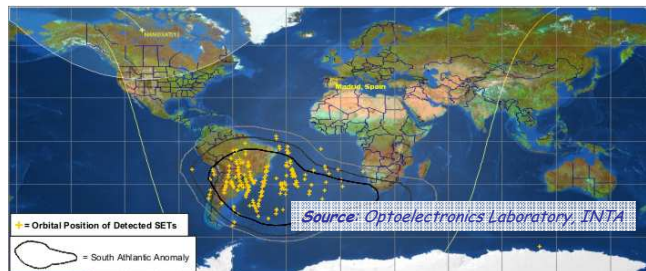
Example 1: Dynamic Test on a Programmable Logic Device with protons

| Rates | SEUs/bit/second | SEUs/bit/day | SEUs/device/second | SEUs/device/day | MTBF (days) |
|-------|-----------------|--------------|--------------------|-----------------|-------------|
| DUT 4 | 2.90E-11 | 2.51E-06 | 2.90E-07 | 2.51E-02 | 40 |
| DUT 5 | 2.90E-11 | 2.51E-06 | 2.90E-07 | 2.44E-02 | 41 |

Source: Earth Observation Electronics Lab., INTA

Expected Mean Time Between Failures after relating test result cross-section and environmental model for aimed mission

Example 2: Single Event Transients experienced on an optical receiver on board INTA's NANOSAT-01 during 2008



Source: Optoelectronics Laboratory, INTA



Exploración de Marte: Retos tecnológicos y nuevos conceptos de misión



Tecnologías Clave - Diseño de H/W Electrónico: efectos de la radiación

Single Event Effects (SEE)

Example 4: Take care, even "Rad-Hard" analog ICs may exhibit SET effects

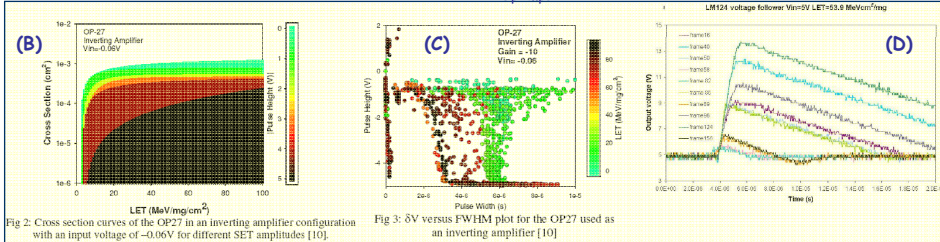
(A)
Commercial
RadHard
RadHard

Voltage references

| Part Type | Manufacturer | Data Reference | Summary of Results LET in MeVcm ² /mg σ in cm ² /device unless otherwise specified |
|-----------|--------------|----------------|---|
| REF-02 | AD | [20] | LET _{th} <3, σ ~1x10 ³ (>1V transient) |
| LT1009 | Linear Tech | [38] | LET _{th} <3, σ ~2x10 ³ (>200 mV transient) |
| RH1009 | Linear Tech | [38] | LET _{th} <3, σ ~2x10 ³ (>200 mV transient) |
| IS1009 | Intersil | [38] | LET _{th} <3, σ ~2x10 ³ (>200 mV transient) |
| REF-043 | AD | [38] | LET _{th} <3, σ ~2x10 ³ (>200 mV transient) |
| AD584 | AD | [39] | LET _{th} <2, σ ~1x10 ² (>30 mV transient) |

Source: NEPP/ERC Application Notes For Analog Linear Devices

OpAmps



(E) RH1078 (RadHard OpAmp):

- SET (H.I.): Up to 2V peak and duration of about 30 ms.
- SET (p+): 50 mV to 400 mV. Only 4 transients larger than 400 mV with the highest energy and a fluence of 5E10 p+/cm². Maximum measured cross-section @ 300 MeV protons ~ 2E-8 cm²/amplifier



Exploración de Marte: Retos tecnológicos y nuevos conceptos de misión

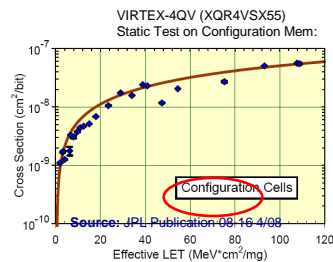


Tecnologías Clave - Diseño de H/W Electrónico: soluciones de diseño

→ Different FPGA approaches

1) Reprogrammable FPGA approach to Radiación Tolerance (source: Xilinx)

| Data Criticality | Low | | High |
|-------------------|------------|---------------|-------------------|
| | No | Yes | |
| Error Persistence | | | |
| Operating Window | Minutes | No Mitigation | XTMR |
| | Days | Scrubbing | Redundant devices |
| | Months | Scrubbing | Scrubbing XTMR |
| | Continuous | Scrubbing | Redundant devices |



Susceptibility to SEUs: Select mitigation technique depending on application

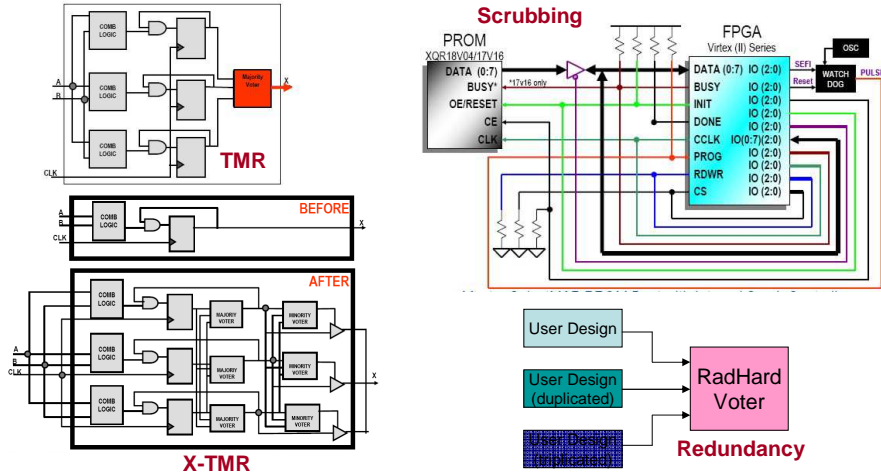
- Power cycling (reconfiguration)
- Triple Modular Redundancy
- Scrubbing
- Redundancy

| | Mitigation Strength | Board Layout Complexity | Ease to meet timing constraints | Power Consumption | Components Cost |
|---------------------------------------|---------------------|-------------------------|---------------------------------|-------------------|-----------------|
| No Mitigation (Power Cycle) | Weak | Low | Excellent | Typical | Low |
| XTMR | Medium | High | Reduced | ~3X typical | Low |
| Config management (Scrubbing) | Medium | Low | Excellent | Typical | Medium |
| XTMR + Config Management | Strong | High | Reduced | ~3X Typical | Medium |
| Redundant devices + Config Management | Strongest | Medium | Excellent | 2~4X typical | High |

Tecnologías Clave - Diseño de H/W Electrónico: soluciones de diseño

→ Different FPGA approaches

1) Reprogrammable FPGA approach to Radiation Tolerance (Source: Xilinx XTMR Tool)



Tecnologías Clave - Diseño de H/W Electrónico: soluciones de diseño

→ Different FPGA approaches

1) Reprogrammable FPGA approach to Radiation Tolerance (Source: Xilinx XTMR)

SEE Mitigation Overview

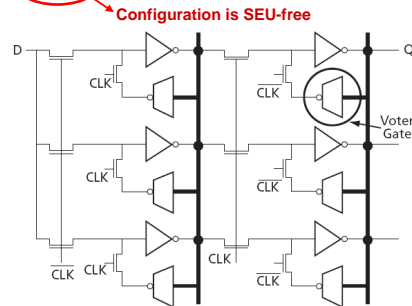
- Circuit redundancy and reconfiguration handles SEEs
 - XTMR allows the design to operate through any one SEE
 - Configuration memory refreshing (scrubbing) prevents SEUs from accumulating
- Handling SEFIs
 - Need to detect SEFIs with external circuitry (monitor DONE, watchdog timer, etc.)
 - Recover by toggling PROG
- **SEEs do not require a power cycle for recovery!** ← ...if you implement all that!!

- ✓ **Reprogrammable** FPGA
 - Memory scrubbing
 - Triple Module Redundancy
- ✗ **Complex design; consumes internal resources**

Tecnologías Clave - Diseño de H/W Electrónico: soluciones de diseño

→ Different FPGA approaches

2) Antifuse FPGA approach to Radiation Tolerance (Source: Actel)



Source: ACTEL RTSX FPGAs

- SEU-Hardened registers eliminate the need to implement TMR
- Immune to Single-Event Upsets (SEU) to $LET_{TH} > 40 \text{ MeV-cm}^2/\text{mg}$
- SEU Rate $< 10^{-10}$ upset/bit-day in worst-case geosynchronous orbit
- Up to 100 krad (Si) Total Ionizing Dose (TID)
- Single-Event Latch-Up (SEL) immunity

✗ One Time Programmable FPGA

- Anti-fuse
- Asynchronous TMR already incorporated

✓ SEE Hardening → Transparent to user

Tecnologías Clave - Diseño de H/W Electrónico: soluciones de diseño

→ Different FPGA approaches

3) Rad-Tol Flash-Based FPGAs

→ Example from ACTEL: RT ProASIC3

| Feature | Test Limit | Onset LET | Saturation Cross-Section |
|---------------------------|---------------------------------------|---------------------------|--|
| Configuration Flash Cells | 96 MeV-cm ² /mg Heavy Ions | No errors observed | No errors observed |
| D-Type Flip-Flops | 96 MeV-cm ² /mg Heavy Ions | 6 MeV-cm ² /mg | 2E ⁻⁷ cm ² per flip-flop |
| SRAM Memory | 96 MeV-cm ² /mg Heavy Ions | 1 MeV-cm ² /mg | 4E ⁻⁸ cm ² per memory bit |
| FlashROM Memory | 96 MeV-cm ² /mg Heavy Ions | No errors observed | No errors observed |
| D-Type Flip-Flops | 63.5 MeV Protons | | 5E ⁻¹⁴ cm ² per flip-flop |
| SRAM Memory | 63.5 MeV Protons | | 1E ⁻¹² cm ² per memory bit |

SEU

| Feature | Test Limit | Onset LET | Saturation Cross-Section |
|--------------|------------------------------|---------------------------|---|
| Global Clock | > 70 MeV-cm ² /mg | 4 MeV-cm ² /mg | 2E ⁻⁶ cm ² per global clock network |
| I/O Bank | > 70 MeV-cm ² /mg | 7 MeV-cm ² /mg | 2E ⁻⁶ cm ² per I/O bank |

SEL

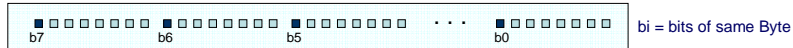
TID:

1. Increase in propagation delay of 10% has been observed at gamma ray TID levels of 15 to 25 krad
2. Degradation of (re)programming mechanism for TID > 15krad

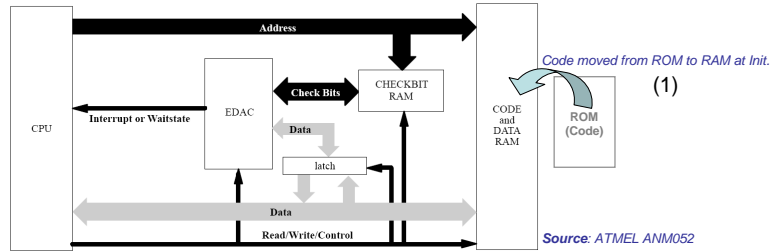
Tecnologías Clave - Diseño de H/W Electrónico: soluciones de diseño

Memory Integrity

- 1) Code in Rad-Hard ROM
- 2) RAM construction avoids multiple bit errors in same Byte/Word due to single impact



- 3) RAM is EDAC protected → correction of all 1-bit errors + detection of 2-bit errors



- 4) RAM is periodically read, corrected if necessary and re-written ("scrubbing") to avoid acumulation of errors due to multiple impacts

Ensayos Intensivos – Funcionales y Calibraciones

E.g. NANOSAT Program

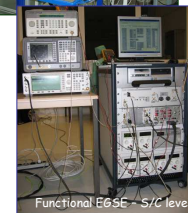
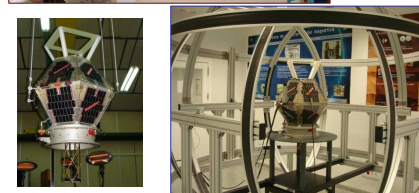
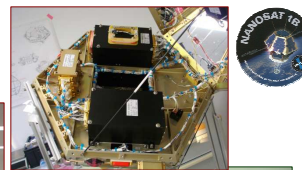
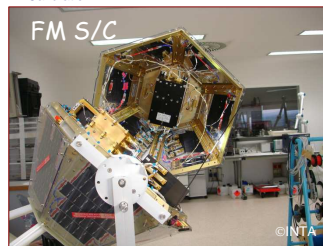


Support tools for S/C handling, protection & transportation are also important:



Usual test and integration steps, as for any electronic system:

- Unit Level Functional Validation
- Subsystem-Level Functional Validation
- System-Level Functional Validation
- Calibration





Exploración de Marte: Retos tecnológicos y nuevos conceptos de misión



Ensayos Intensivos – Funcionales y Calibraciones

“Mission Simulation Test”:

Reproduce the exact operations sequence that will take place in-orbit
(Example is a 2-week, recoverable mission)

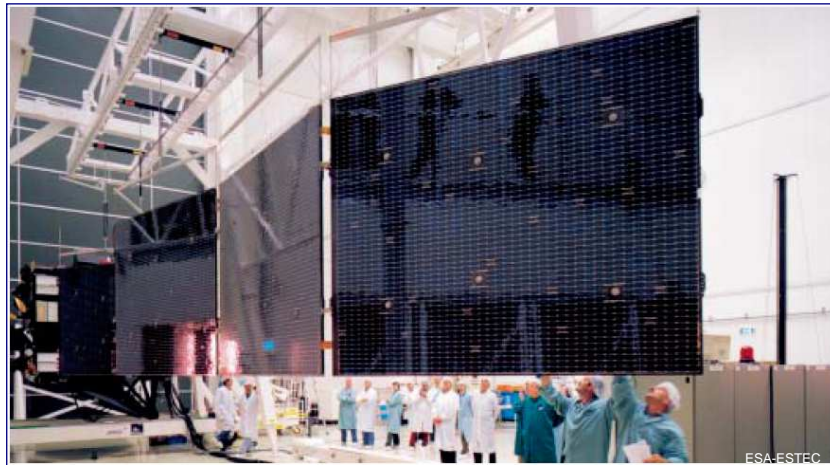


Exploración de Marte: Retos tecnológicos y nuevos conceptos de misión



Ensayos Intensivos – Funcionales y Calibraciones

Some tests require very special set-ups → E.g. Solar Panels Deployment

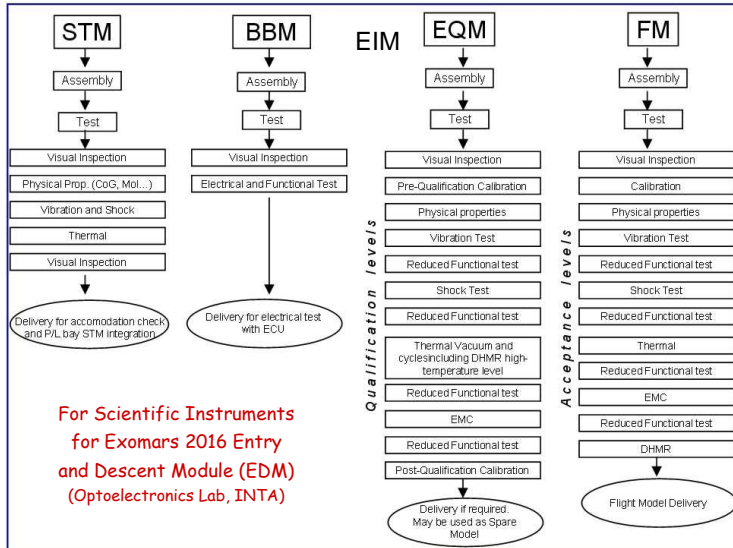




Exploración de Marte: Retos tecnológicos y nuevos conceptos de misión



Ensayos Intensivos – CALIFICACIÓN AMBIENTAL



Exploración de Marte: Retos tecnológicos y nuevos conceptos de misión



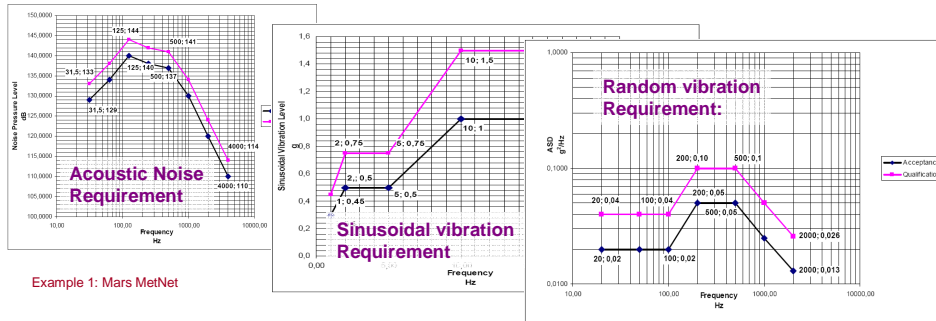
Ensayos Intensivos – CALIFICACIÓN AMBIENTAL

Mechanical tests: Natural resonance frequency



Ensayos Intensivos – CALIFICACIÓN AMBIENTAL

Mechanical tests: Vibration (Sine, Random) and Acoustic Noise

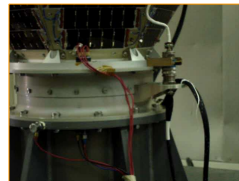
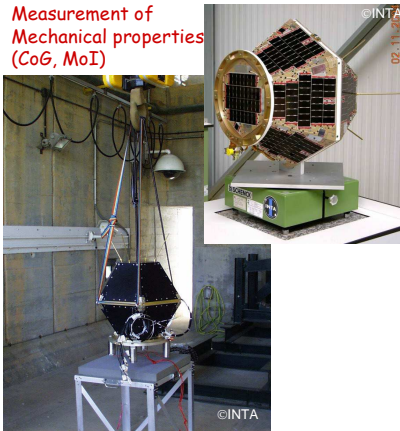


Example 1: Mars MetNet

Ensayos Intensivos – CALIFICACIÓN AMBIENTAL

Example: NANOSAT Program

Measurement of
Mechanical properties
(CoG, MoI)



Vibration NST-1B
→ Untight screw



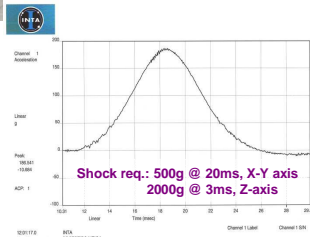
Exploración de Marte: Retos tecnológicos y nuevos conceptos de misión



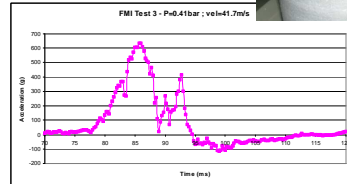
Ensayos Intensivos – CALIFICACIÓN AMBIENTAL

Example: Mars MetNet

Mechanical tests: shock



Shock test "facility" for MetNet Instruments:



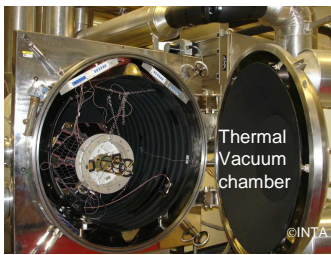
Source: Optoelectronics Lab, INTA



Exploración de Marte: Retos tecnológicos y nuevos conceptos de misión

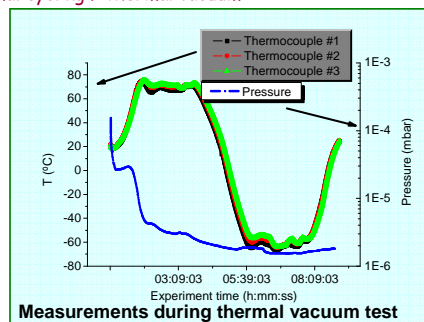


Ensayos Intensivos – CALIFICACIÓN AMBIENTAL



Example: Nanosat-1B

Thermal cycling / thermal vacuum



Measurements during thermal vacuum test

Example:
Mars MetNet



- **Thermal Vacuum:**
-55°C...+70°C qualification, -45°C...+55°C acceptance
6 cycles for qualification, 4 cycles for acceptance.
- In addition **temperature cycling** for outside instruments:
-135°C...+25°C for qualification and acceptance.
6 cycles for qualification, 4 cycles for acceptance
- **Bioburden reduction** temperature 110°C / 50 h. → See next slide



Exploración de Marte: Retos tecnológicos y nuevos conceptos de misión

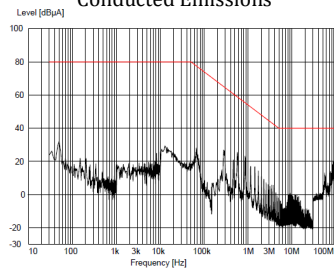


Ensayos Intensivos – CALIFICACIÓN AMBIENTAL

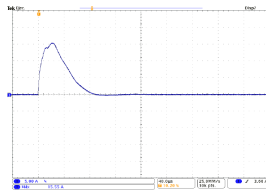
EMC, example:
SEOSAT/INGENIO
Radiation Monitor (INTA)



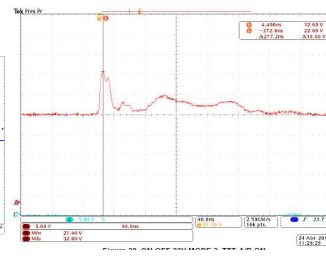
Conducted Emissions



Inrush current



Voltage Transients



Exploración de Marte: Retos tecnológicos y nuevos conceptos de misión



Ensayos Intensivos – CALIFICACIÓN AMBIENTAL



EMC tests - Example:
NANOSAT Program

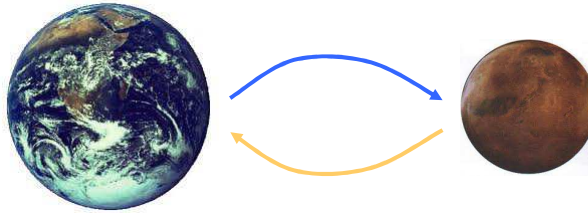
- Radiated Emission
- Radiated Susceptibility



Treaty on Principles Governing the Activities of States in the Exploration and Use of Outer Space, including the Moon and Other Celestial Bodies (United Nations, 1967):

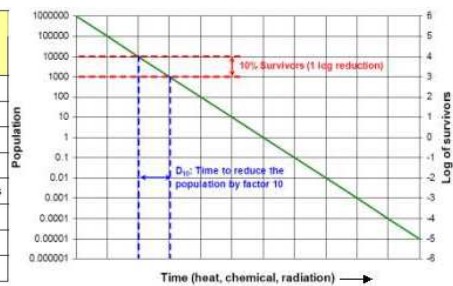
Article IX

"[...] States Parties to the Treaty shall pursue studies of outer space, including the Moon and other celestial bodies, and conduct exploration of them so as to avoid their harmful contamination and also adverse changes in the environment of the Earth resulting from the introduction of extraterrestrial matter and, where necessary, shall adopt appropriate measures for this purpose. [...]"



**WE MUST AVOID ANY CONTAMINATION TOWARDS THE DESTINATION PLANET,
OR BACKWARDS FROM IT (SAMPLE RETURN MISSIONS)**

| Location | Bioburden density | | Condition |
|----------------------------|-----------------------|---|--|
| | Total microorg. | Spores | |
| Exposed and Mated Surfaces | $1 \times 10^5 / m^2$ | $1 \times 10^5 / m^2$ | Uncontrolled manufacturing |
| Surfaces | $1 \times 10^4 / m^2$ | $1 \times 10^4 / m^2$ | ISO class 8 clean room with normal controls |
| | $1 \times 10^4 / m^2$ | $1 \times 10^3 / m^2$ | ISO class 8 clean room with stringent controls |
| | $5 \times 10^3 / m^2$ | $5 \times 10^2 / m^2$ | ISO class 7 or better clean room with normal controls |
| Encapsulated | $5 \times 10^2 / m^2$ | $5 \times 10^1 / m^2$ | ISO class 7 or better clean room with stringent controls |
| | Source | 3-150 / cm ³ | Electronic piece parts |
| | Specific | 1-30 / cm ³ | Other non-metallic materials |
| Average | 130 / cm ³ | Non-metallic portions of the instrument | |



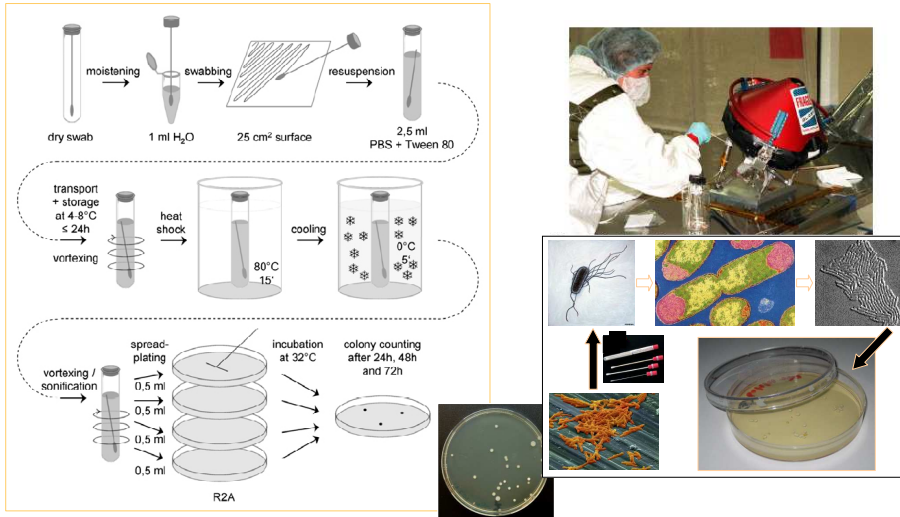
| Surface | DHMR Temperature | | | |
|-------------------------|------------------|-------|-------|-------|
| | 110°C | 115°C | 120°C | 125°C |
| Free and Mated surfaces | 32 hr | 18 hr | 11 hr | 6 hr |
| Encapsulated | 156 hr | 90 hr | 52 hr | 30 hr |

- Absolute humidity during DHMR process: <1.2 g/m³;
- Process can be used in vacuum or ambient pressure conditions (e.g., dry nitrogen to control humidity)

Other methods, such as gamma radiation (>>1 Mrad) are not very recommendable for electronics !!!

Some others, such as Iso-prop. alcohol wiping, require subsequent essays to know the number of spores still present

Integración y Ensayos - Protección Planetaria

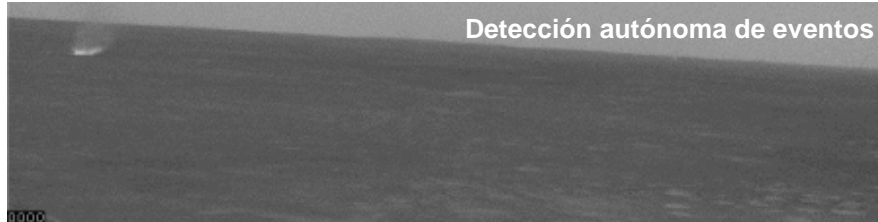


Retomemos el hilo:

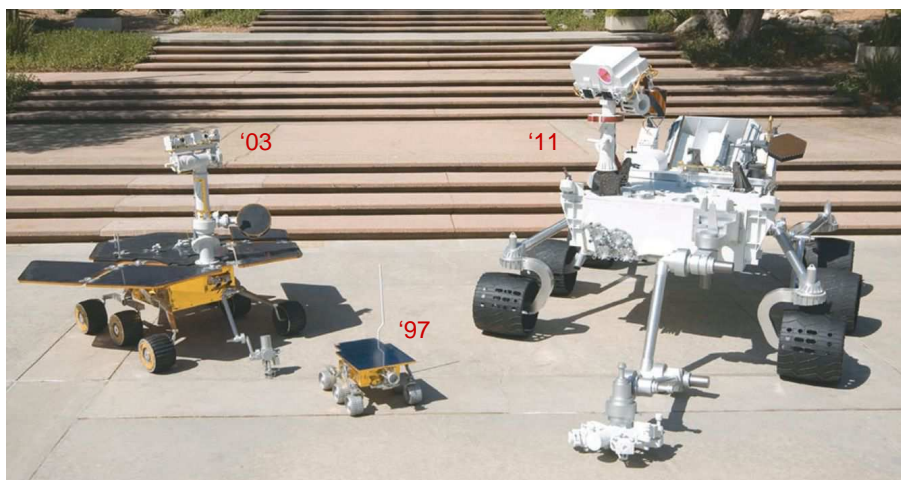
La capacidad de PROCESADO y la AUTONOMÍA de OPERACIÓN
son clave en cualquier misión de Exploración Planetaria



4.- Tecnologías Clave – Procesado y Autonomía



4.- Tecnologías Clave – Evolución



Rovers de mayor capacidad con el transcurso de las misiones



Exploración de Marte: Retos tecnológicos y nuevos conceptos de misión



¿Se plantean alternativas a los aterrizadores (Landers) y/o Rovers actuales?



Exploración de Marte: Retos tecnológicos y nuevos conceptos de misión



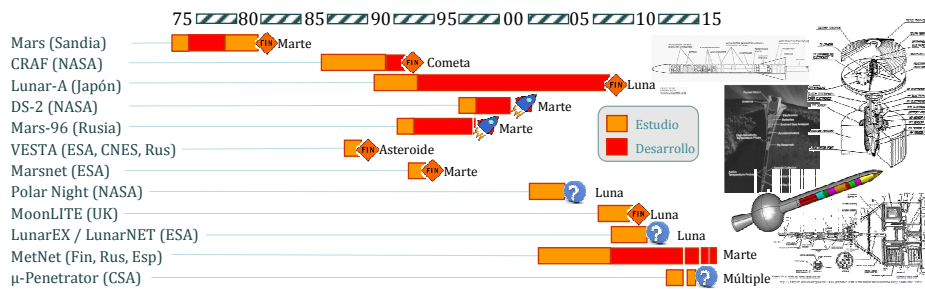
5.- Penetradores: un “nuevo” concepto de misión



Tienen su origen en desarrollos militares, especialmente a partir de la II G.M.



- Penetración en objetivos antes de explosión → “Bombas sísmicas”
- Evolución de los sistemas de detonación:
 - Desde medida del tiempo tras impacto
 - Hasta medidas con acelerómetros, permitiendo incluso cuenta de pisos en penetración en edificios

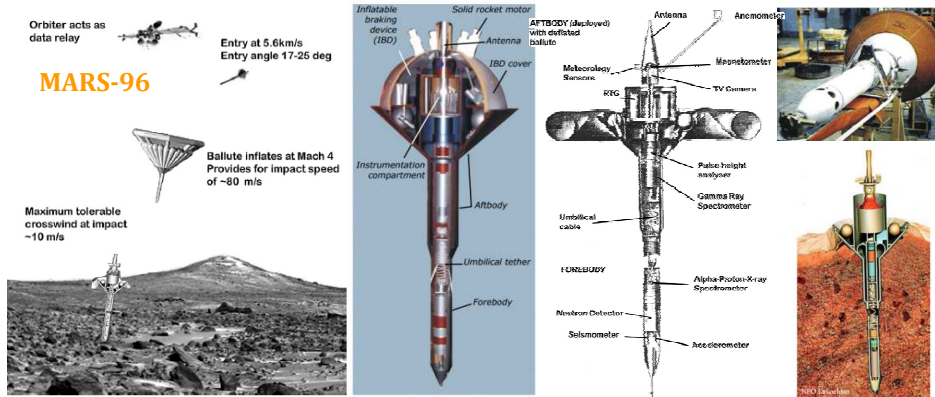




Exploración de Marte: Retos tecnológicos y nuevos conceptos de misión



5.- Penetradores: un "nuevo" concepto de misión



Algunos datos clave:

- 2 penetradores
- Retrocohetes → "De-orbit"
- 1.7 m largo, 2 partes unidas por umbilical
- 14 cm Ø parte más estrecha / 80 cm como superior
- Deceleradores inflables 2.3 y 3.8 m Ø, 29kg
- 110 kg total / 5 kg carga útil científica
- 80 m/s en impacto, 500 g deceleración, penetración 1-3 m
- RTG 0.5 W + Batería primaria 150 W-h → 1 año vida
- Relé en Mars Global Surveyor, UHF, 8 kbps

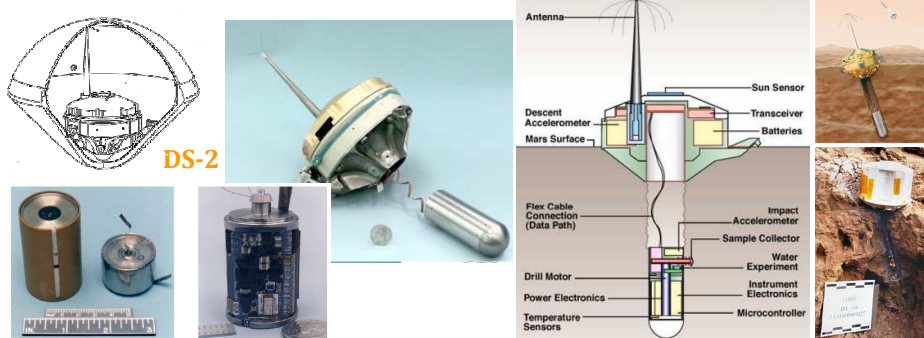
Lanzado en nov 1996. Fallo del lanzador. Re-entró sobre Sudamérica



Exploración de Marte: Retos tecnológicos y nuevos conceptos de misión



5.- Penetradores: un "nuevo" concepto de misión



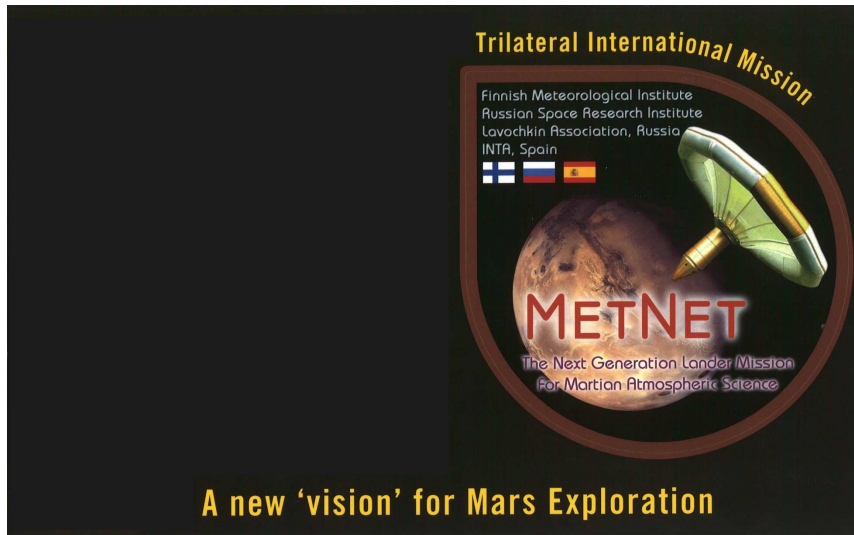
Algunos datos clave:

- 2 penetradores
- Escudo térmico no eyectable. Atravesado al chocar.
- Escudo 35 cm Ø, cono de 45°, cerámico (2000°C)
- 2 partes unidas por umbilical
- Miniaturización: 670g (forebody) + 1740g (aftbody)
- 140-190 m/s en impacto
- 30.000 (fore)/80.000 (aft) g, penetración < 2 (f)/0.15(aft) m
- Baterías de Tionil Cloruro de Litio, 160g, 2.4 A-h → 2 días
- Radio bda. S, relé, 7kbps, 2W TX
- Procesador 80C51, 10MHz, 128K Mem, 6mW

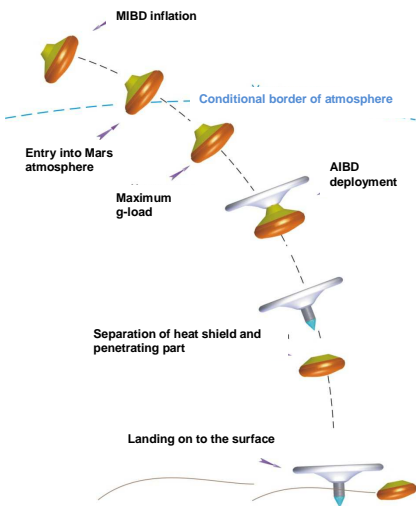
Lanzados en feb. 1999 con Mars Polar Lander. Nunca se recibió señal.



6.- Mars MetNet Lander



6.- Mars MetNet Lander



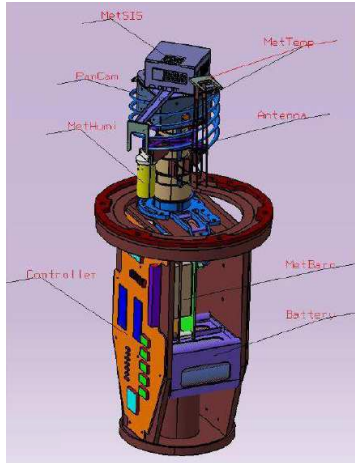
| Parametros de MML | h=2 km | h=0 km |
|------------------------------------|------------------|-----------------|
| Altura: h=2 km / h=0 km | | |
| Tiempo de descenso en la atmósfera | 269 s...468 s | 303 s...509 s |
| Velocidad | 51.1 ...64.9 m/s | 47.1...55.5 m/s |

| | |
|----------------------|----------------|
| Sistema de EDL | 12 kg |
| Penetrador | 9.2 kg |
| Módulo de Carga Útil | 4 kg |
| TOTAL | 25.2 kg |

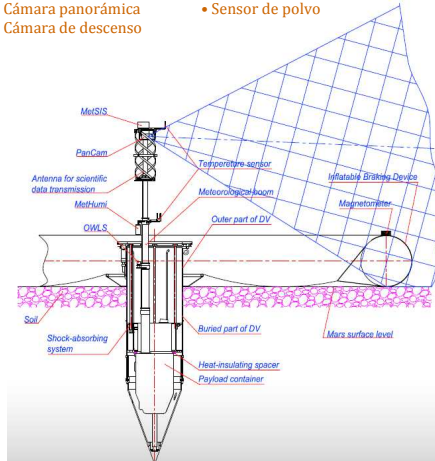


06 – MetNet Lander

6.- Mars MetNet Lander



- Sensores de temperatura
 - Sensor de presión
 - Sensor de humedad
 - Cámara panorámica
 - Cámara de descenso
- Acelerómetro tri-axial
 - Magnetómetro
 - Espectrómetro
 - Sensor de polvo



6.- Mars MetNet Lander

Condiciones técnicas más importantes

Masa y Volumen { ~70g Magnetómetro / ~100g Espectrómetro / ~10g Módulo Comunicación Óptica / ~35g Sensor de polvo
 → Sin espacio para más de 2 cables en el "boom" sobre el que va el espectrómetro → enlace inalámbrico

Comunicación: { → Capacidad de datos a Tierra: **250 – 750 kbit/día** (~ la décima parte de una foto digital de baja calidad)
 → Sin Tele-Comando (salvo radiobaliza): **instrumentos 100% autónomos**

Potencia { → Paneles solares: 20 ramas de 6V, 50mA c.u. = 6 W pico
 → Más batería recargable para la noche y picos de consumo } **0.5W de potencia media para instrumentos**

Requisitos ambientales:

Choque { → 500g @ 15-20ms, dentro del Lander
 → 2000g @ 3-5ms Magnetómetro (fuera del Lander) } **Aterrizaje a unos 200km/h directamente contra el suelo**

Temperatura { → Dentro del Lander: -55°C...+70°C
 ¡CICLOS! → Fuera: -90°C...+70°C (**sobrevivir hasta -130°C**)
 → DHMR (Esterilización): +110°C @ 50h

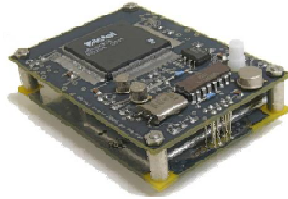
Otros { → **Radiación**
 → **Polvo:** Afecta a sensor espectral, paneles solares y enlace óptico

6.- Mars MetNet Lander



Sensor de humedad:

- Capacitivo
- 20g (sin procesador)
- Precisión $\pm 2\%$ RH @ 20°C
- Precisión $\pm 8\%$ RH @ -70°C
- Rango 0 - 100% RH
- Resolución 0.5% RH



Sensor de presión:

- Capacitivo
- 100g (procesador común con MetHumi)
- Precisión Ppio. Vida 8 Pa
- Precisión Fin Vida 15 Pa
- Rango 0 - 1015 hPa
- Resolución 0.5 Pa



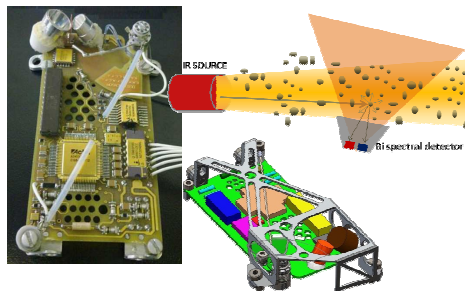
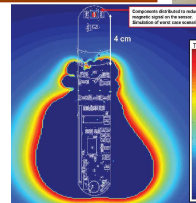
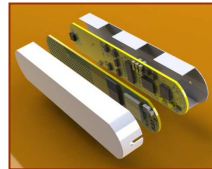
Cámara panorámica:

- 4 cámaras Toshiba con procesador CMOS incorporado
- 100g sistema completo
- Ángulos de visión 62°(H= x 52°(V)
- 1300 x 1040 pixels
- Espectro visible (color)

6.- Mars MetNet Lander

Magnetómetro

- Basado en Magneto-Resistencia Anisotrópica (AMR)
- Doble sensor triaxial
- Triple sensado de temperatura
- Acelerómetro tri-axial
- Capacidad de compensar campos DC de hasta ± 0.65 Gauss
- Rango ± 1.3 Gauss ($\pm 130 \mu\text{T}$)
- Resolución 2 nT
- Procesador incorporado. 128 kB RAM. I/F digital
- 72 g



Sensor de polvo

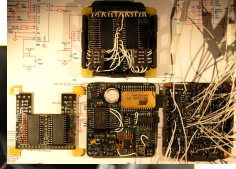
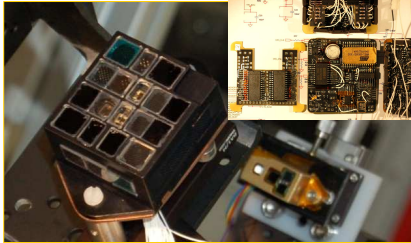
- Basado en *scattering* IR
- Mayoría de partículas en Marte \rightarrow 1 a 10 μm
- 2 Bandas de detección
 - B1: 1.3 - 2.6 μm
 - B2: 3 - 6 μm
- Calibración en vuelo mediante reflector basado en material con memoria de forma (SMA)
- Procesador incorporado. I/F digital.
- 35 g



Exploración de Marte: Retos tecnológicos y nuevos conceptos de misión



6.- Mars MetNet Lander



Espectrómetro (SIS):

- Basado en detectores de Silicio y combinación de filtros interferenciales y vidrios
- 11 bandas de medida, en 28 canales (bandas repetidas en diferentes orientaciones)
- Sensor de ángulo solar
- Sensor de temperatura y referencia de canal oscuro
- Procesador incorporado. 128 kB RAM. I/F digital.
- 104 g



| Optical Sensing Characteristics @ 25°C, Samples Averaged: 1024 | | | | |
|--|------------------------------|--------------------------------|------------------------|------------|
| Band Name | Spectral Response Range (nm) | Responsivity XENON Lamp (mV/W) | Responsivity Error (%) | Noise (µV) |
| Hartley Band* | 230-310 | - | - | - |
| UV MRQ* | 245-290 | - | - | - |
| UVB* | 280-315 | - | - | - |
| Huggins Band | 300-345 | 140.59 | 8.04% | - |
| UVA | 315-400 | 47.32 | 2.85% | 42 |
| Dust Optical Depth | 440 | 1176.23 | 1.71% | 14 |
| | 620 | 963.85 | 1.55% | 15 |
| Visible | 400-700 | 8.09 | 1.59% | 37 |
| Infrared | 700-1100 | 8.48 | 1.68% | 13 |
| H ₂ O | 930-950 | 192.69 | 1.26% | 33 |
| Total Irradiance | 230-1200 | 4.10 | 1.38% | 27 |

* Channels under calibration



Exploración de Marte: Retos tecnológicos y nuevos conceptos de misión



6.- Mars MetNet Lander



07 – Vibración



08 – Suelta IBU



09 – Aerobrake



10 – Impacto



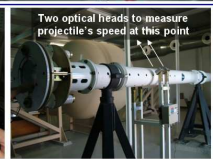
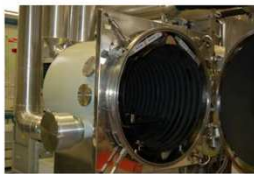
11 – Plasma reentrada



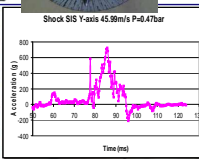
12 – Real desde avión



Ensayos de choque, vibración, vacío, temperatura, ruido magnético, etc



Two optical heads to measure projectile's speed at this point





Exploración de Marte: Retos tecnológicos y nuevos conceptos de misión



6.- Mars MetNet Lander

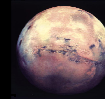
CONCLUSIONES

- Los penetradores ofrecen ciertas ventajas frente a los "tradicionales" Rovers y Aterrizadores de superficie
 - Menor coste
 - Adecuados para formar redes → meteorología
 - Adecuados para investigación científica en subsuelo (astrobiología, agua, ...)
- Las cuestiones mecánicas son un reto importante, pero las características del suelo marciano son relativamente benignas para ellos
- Hasta la fecha:
 - 12 propuestas / 2 lanzamientos / 0 éxitos
- Mars MetNet Lander es la única misión actualmente "viva" de esta clase
- Podría ser el primer éxito de un penetrador... ¡y con sello español!

A new "vision" for Mars Exploration

... El sueño de ayer es la esperanza de hoy, y la realidad de mañana

Discurso de Graduación
Robert H. Goddard (1904)



¡Muchas gracias!

