UNIVERSIDAD POLITÉCNICA DE MADRID

ESCUELA TÉCNICA SUPERIOR DE INGENIEROS DE TELECOMUNICACIONES

**DISEÑO DE UN RADIÓMETRO MINIATURIZADO
PARA LA EXPLORACIÓN DE MARTE**

TESIS DOCTORAL

Víctor Apéstigue Palacio

Ingeniero Industrial

2019

UNIVERSIDAD POLITÉCNICA DE MADRID

Departamento de Señales, Sistemas y Radiocomunicaciones

ESCUELA TÉCNICA SUPERIOR DE INGENIEROS DE
TELECOMUNICACIÓN

TESIS DOCTORAL

**DISEÑO DE UN RADIÓMETRO MINIATURIZADO
PARA LA EXPLORACIÓN DE MARTE**

Autor:	Víctor Apéstigue Ingeniero Industrial
Director:	Ignacio Arruego Doctor Ingeniero de Telecomunicaciones Instituto Nacional de Técnica Aeroespacial
Tutor:	F. José López Doctor Ingeniero de Telecomunicaciones Universidad Politécnica de Madrid

2019

TRIBUNAL

Nombrado por el Magnífico y Excelentísimo Sr. Rector de la
Universidad Politécnica de Madrid

Presidente:

Vocal:

Vocal:

Vocal:

Secretario:

Realizado el acto de Defensa y Lectura de la Tesis el día de de 2019 en Madrid.

CALIFICACIÓN:

*A mi Tribu: Lola, Aitana, Lucas y Carmen,
y a mi familia.*

AGRADECIMIENTOS

Todo aquel que lea la presente tesis se dará cuenta enseguida que es imposible que una sola persona haya desarrollado todo este trabajo. Detrás de cada uno de los test descritos, de cada calibración, de cada simulación ha habido un grupo de personas sin las que ningún resultado sería posible. Por tanto, mi primer agradecimiento es para el grupo de investigación del INTA del cual formo parte.

La verdad es que me cuesta creer estar redactando por fin estas líneas. Mi primera matrícula de doctorado fue por el año 2006 en la Universidad Autónoma, así que mucho ha llovido desde entonces. Reconozco que en aquel momento y después de presentar el DEA tenía que haber apretado y terminar, pero las circunstancias personales y laborales se fueron complicando. Como ha pasado tanto tiempo y tanta gente ha sido testigo y partícipe de este tortuoso camino, intentaré realizar este agradecimiento por orden cronológico.

Primero quiero dar las gracias a alguien muy especial en mi vida académica y personal, sin él seguramente hubiera tomado otros caminos, y es muy posible que fuera de la investigación, y por ello Basil M. Al-Hadithi te doy las gracias. Has sido todo un hermano mayor estos años y sé que siempre has estado y estarás ahí.

De la época de la Autónoma tengo que dar las gracias a otra persona que tiene gran parte de culpa de que yo esté donde estoy actualmente. Se trata de Juan González (Obi-Juan), quien me metió el gusanillo del cacharreo, del háztelo tú mismo y del compártelo para que los demás aprendan. Aparte, nunca olvidaré cuando salvaste a mis Ángeles Robotizados, y aquella noche intensa en ARCO programando a las cinco de la madrugada. Siempre te estaré agradecido. También de esta época quería destacar a Sergio Buedo, que fue mi director de tesis y me cuidó bien cuando estuve por allí colaborando como profesor asociado.

Antes de llegar al INTA, pasé por varias empresas y siempre guardaré gran recuerdo de todas ellas, sobre todo de los compañeros de los que seguro he

aprendido mucho, como Jorge y Raúl de Lumelco y las “ratas” de SEPSA (David, Felipe y Alonso).

Una vez ya en el INTA, me encontré con una nueva familia con la que he compartido gran parte de mi vida en la última década. Héctor Guerrero, gracias por darme la oportunidad de trabajar contigo. He intentado aprender todo lo posible ya que te admiro mucho, tu capacidad, tu liderazgo, tus locuras y tu saber mirar hacia el futuro. Difícil es encontrar gente así en tu carrera, por lo que me considero afortunado.

Ignacio Arruego, director de esta tesis, mi jefe durante estos años y, sobre todo, amigo. Necesitaría una hoja más para agradecerte lo que has hecho por mí durante mi etapa en el INTA, así que creo que lo vamos a dejar en un GRACIAS con mayúsculas.

También quería agradecer su paciencia y sus grandes gestos a Francisco José López de la Universidad Politécnica, que me permitió realizar la tesis en su departamento actuando como tutor.

Javier M. Oter, es de esas personas que hacen tu vida mejor: he aprendido mucho y me lo he pasado genial contigo todos estos años. Agradecer también a la gente con la que he trabajado en los laboratorios y me lo he pasado en grande fuera de ellos, como Rafael Pérez o Charlie (José Ángel): aunque me alegro vuestro éxito profesional se os echa de menos aquí. Al igual que a todos los “mochilos” que han pasado por el laboratorio, el gran Traseira, Boris, Joaquín Rivas, Cesar, Wilson, Jaime, Raquel, Claudia, Víctor, Irene, Ana, Sergio, Maiki, Remo, etc. También dar las gracias a los opto-electrónicos que tanto me han sufrido, Juanjo que siempre te exige el máximo, Ríos que sigues estando muy loco y Miguel, que ya has pasado a ser uno de los “nuestros” y con quien tanto me río. Tampoco olvidarme de la gente de radiación, en especial de Maite que siempre está para ayudar.

Mencionar también a todas las personas que se ha sumado en los últimos años y que hacen el trabajo mejor y más fácil. Los nuevos: Satur, Manzano y Felipe. Y los no tanto, Joserra, Nuria y mi amigo Alberto con el que tantos buenos ratos hemos compartido (gracias por animarme con esta empresa). No me olvido de Daniel Toledo,

que llegó como la caballería para echar un cable y del que hay mucha de su sabiduría en esta tesis.

De la última etapa quería agradecer a toda la gente que ha trabajado conmigo en el RDS (que no he mencionado anteriormente) que me ha soportado los últimos cinco años como M^a Ángeles, Vigu, Irene, Joaquín (“Joaco”), Laurent, Manolo, Raquel López y sobre todo Alejandro, que te ha tocado la peor parte. De la otra orilla, del CAB, no quisiera olvidarme de Urqui y Manfredi, que tanto me han ayudado y facilitado el trabajo estos duros años. Ha sido un placer trabajar con vosotros.

En lo personal, me gustaría acordarme de mis amigos de toda la vida, los que siempre están o estuvieron, Juli, Fernando, Eduardo, Camilo, David y Laura. También de los de Cande, que sois muchos, Raquel, Cesar, Marta, Andrés, Almudena, Jose, David, Juan, Elena, Arturo, Eva, Panchu, Marcos...

A la familia política, mis *cuñis Loreto, Pilar y Almudena*, y sus respectivos, gracias por preguntar y estar siempre pendientes. A mi suegro JEPA, que ha sabido maniobrar siempre todas las situaciones.

A mi tía Su, que lo sigo diciendo: toda persona debería tener una en su vida, gracias por quererme y apoyarme siempre. A Mila agradecerla su cariño incondicional. A mi hermana Ro que me ha enseñado lo que vale el esfuerzo, a mí cuñado y mis “sobris”, por quererla tanto, y a mis padres: papá donde quiera que estés seguro que estás orgulloso y a ti, Margot, agradecértelo TODO (siempre me quedará corto).

Ya por fin termino, y es con mi Tribu, mis hijos (Lola, Aitana y Lucas) a los que he robado parte de nuestro tiempo común y por eso os pido disculpas, y os doy las gracias por hacerme tan FELIZ, y a mi mujer, a Carmen, por ser lo MÁS GRANDE que me ha pasado en mi vida, sin duda.

RESUMEN

Marte será, con total seguridad, el primer planeta que el hombre visite y colonice en su historia. Tiene todos los elementos que lo hacen interesante: es cercano, posee características “similares” a la Tierra, puede haber albergado vida. Estos aspectos explican por qué este planeta es el que más misiones no tripuladas ha recibido.

En estos casi sesenta años de exploración hemos aprendido mucho de Marte. Desde las primeras fotos que nos envió la sonda Mariner IV, mostrando un planeta desolado, nuestra imagen de él ha ido evolucionando hacia un planeta complejo, que tuvo un pasado muy similar a la Tierra, con actividad volcánica, densa atmósfera y agua fluyendo por su superficie.

En la evolución de Marte ha sido y es clave el conocimiento de su atmósfera y, particularmente del polvo suspendido en ella, ya que es el agente más importante en la climatología actual del planeta. Para que los modelos atmosféricos sean cada vez más precisos tanto a nivel local como global, se necesitan datos *in-situ* como la estimación del espesor óptico debido al polvo en suspensión y a las nubes de hielo congelado, las medidas de las características del polvo, su distribución vertical, etc.

En este trabajo se ha desarrollado un novedoso sensor para medir el espesor óptico en Marte debido al polvo en suspensión, así como sus propiedades ópticas. Se describe su diseño conceptual con especial énfasis en aquellas características que lo hacen innovador, presentando el método de tratamiento de datos propuesto demostrando su funcionalidad en una campaña de medida representativa en un análogo marciano en Tierra.

Todo ello además está enmarcado dentro de los especiales requisitos que impone una misión espacial, y más concretamente a Marte. Se ha requerido un diseño altamente miniaturizado, de bajo consumo y con un rango de temperaturas de funcionamiento fuera de los límites habituales en los componentes electrónicos. Estos condicionantes han sido resueltos durante la ejecución de este trabajo y se han

obtenido metodologías novedosas que han sido aplicadas ya a desarrollos posteriores.

Se hubieran querido presentar datos de la operación del sensor en Marte, pero no ha sido posible debido al accidente que sufrió la sonda Schiaparelli en su descenso sobre el planeta. De una misión que duró 7 meses se produjo un fallo en los últimos 40 segundos que dio al traste con estas aspiraciones. Sin embargo, de las telemedidas recibidas durante las comprobaciones de salud de los instrumentos de la sonda durante el viaje, sabemos que ésta llegó en perfecto estado hasta ese fatídico momento. El trabajo aquí presentado ha sentado las bases del desarrollo de otros instrumentos subsiguientes para las misiones Mars 2020 de JPL/NASA y ExoMars 2020 de ESA/Roscosmos.

ABSTRACT

Mars will surely be, the first planet man will visit and colonize in its history. It has all the elements which make it interesting: it is close, it has "similar" characteristics to Earth, it may have harbored life. These aspects explain why it is the planet that to have received the most unmanned missions ever.

We have learned a lot from Mars during these almost sixty years of exploration. From the first pictures sent to us by the Mariner IV probe, showing a bleak planet, our understanding of it has evolved towards a complex planet, which past was quite similar to Earth's, with volcanic activity, dense atmosphere and water flowing on its surface.

In the evolution of Mars, knowledge of its atmosphere and the study of dust has been and still is key, since it is the most important actor in the planet's current climate. For atmospheric models to be increasingly accurate both locally and globally, in-situ data is needed such as the estimation of optical thickness due to suspended dust and frozen ice clouds, dust characteristics measurements, their vertical distribution, etc.

This work has developed a new sensor to measure the optical thickness on Mars due to suspended dust and its optical properties. Its conceptual design will be described with special emphasis on those characteristics which make it innovative, presenting the proposed method of data treatment and showcasing its functionality in a representative measurement campaign in a Martian analogue on Earth.

Furthermore, all this work will be framed within the special requirements imposed by a space mission, and especially to Mars: a highly miniaturized design, with low power consumption and compatible with a functional temperature range out of the typical values for electronic devices. Those conditions have been solved during this work defining new methodologies have already been used, in a satisfactory way, for the next developments of the author's research group.

We would have liked to present sensor's data from its operation on Mars surface, but it was not possible due to the accident suffered by the Schiaparelli probe in its descent on the planet. Within a mission that lasted 7 months, there was a failure in the last 40 seconds that ruined these aspirations. However, from the telemetry received from instruments' health checks during the journey, we know that they arrived in perfect condition until that moment. The work presented here has established the baseline for future developments for Mars 2020 JPL/NASA and ExoMars 2020 ESA/Roscosmos.

ÍNDICE GENERAL

1 INTRODUCCIÓN Y PLANTEAMIENTO DE LA TESIS.....	1
1.1 Introducción	2
1.2 Planteamiento de la Tesis doctoral	5
2 LA EXPLORACIÓN ROBÓTICA DE MARTE. INSTRUMENTACIÓN PARA EL ESTUDIO DEL ESPESOR ÓPTICO DE SU ATMÓSFERA.....	13
2.1 Introducción	14
2.2 La Exploración de Marte	14
2.3 Dinámica atmosférica en Marte. Importancia del polvo y su estudio	50
2.4 Instrumentación para la medida de AOD en Marte.....	55
2.4.1 Observaciones desde satélite	55
2.4.2 Observaciones in-situ	65
2.5 Conclusiones	72
3 CONDICIONANTES TECNOLÓGICOS DE MISIONES A MARTE.....	75
3.1 Introducción	76
3.2 Entorno de radiación espacial y sus efectos en una misión en la superficie de Marte.....	78
3.2.1 Entorno de radiación en una misión a Marte.....	78
3.2.2 Interacción de la radiación ionizante con la materia	83
3.2.3 Efectos ionizantes de la radiación	84
3.2.4 Efectos no-ionizantes de la radiación	88
3.3 El entorno de operación en Marte.....	91
3.4 La misión ExoMars 2016.....	97
3.4.1 Visión general de la misión	97
3.4.2 Orbitador TGO	98

3.4.3	Módulo Schiapparelli.....	99
3.4.4	Exomars 2016 en cifras.....	100
3.5	Conclusión.....	101
4	PLANTEAMIENTO DEL SENSOR	105
4.1	Introducción.....	106
4.2	Antecedente: el sensor MetSIS.....	111
4.3	DREAMS for ExoMars 2016.....	113
4.4	Condicionantes de partida y definición de objetivos científicos	116
4.5	Principio de medida y diseño conceptual.....	117
4.6	Modelo de transferencia radiativa y su aplicación	121
4.6.1	AOD y propiedades del polvo	121
4.6.2	Nubes y características.....	129
4.6.3	Medidas de irradiancia en superficie	132
4.7	Implicaciones de diseño electrónico.....	133
4.8	Flexibilidad y autonomía: modos de operación y configurabilidad.....	136
4.9	Conclusiones	138
5	DISEÑO DEL SENSOR	141
5.1	Introducción.....	142
5.2	Requisitos de diseño	142
5.3	Arquitectura y Acomodación	145
5.4	Cabezal Óptico	147
5.4.1	Diseño mecánico	147
5.4.2	Diseño Óptico	148
5.4.3	Diseño Electrónico.....	152
5.4.4	Integración electro-mecánica.....	155

5.5	Unidad de Control y Proceso.....	157
5.5.1	Diseño mecánico.....	157
5.5.2	Diseño Electrónico	158
5.5.1	Diseño lógico y modos de operación.....	160
5.5.2	Integración Electro-Mecánica.....	161
5.5.3	Calibración Electrónica	162
5.6	Conclusiones	166
6	CALIFICACIÓN DE MATERIALES Y COMPONENTES.....	169
6.1	Introducción	170
6.2	Test general de tecnologías, materiales y procesos	172
6.3	Ensayos de frío dedicados.....	176
6.4	Ensayos de radiación dedicados.....	180
6.4.1	Ejemplo de una campaña completa de calificación y cribado.....	191
6.5	Conclusiones	199
7	INTEGRACIÓN, VALIDACIÓN Y CALIBRACIÓN DEL SENSOR	201
7.1	Introducción	202
7.2	Control de contaminación.....	202
7.3	Integración	218
7.3.1	Filosofía de Modelos Empleada.....	219
7.4	Calificación y Aceptación de las Unidades	222
7.4.1	Estrategia de Validación	223
7.4.2	Ensayos de Calificación/Aceptación	225
7.5	Calibración del Sensor	228
7.5.1	Calibración Óptica.....	228
7.5.2	Calibración de la Actitud del Sensor	240

7.6	Análisis de interferencias con el <i>lander</i>	242
7.7	Conclusiones	245
8	RESULTADOS EN CAMPAÑA DE MEDIDA EN ANÁLOGO MARCIANO .	247
8.1	Análogos Marcianos en la Tierra.....	248
8.2	La campaña de medidas de Merzouga	248
8.3	Validación de los principios de medida propuestos	250
8.3.1	Estimación del AOD	250
8.3.2	Medidas de irradiancia absoluta	257
8.4	Métodos experimentales para estimación de valores iniciales en parámetros libres.....	259
8.4.1	Orientación del sensor	259
8.4.2	Estimación de la degradación de los detectores por deposición de polvo.....	262
8.5	Conclusiones	263
9	RESULTADOS EN VUELO	265
9.1	Introducción.....	266
9.2	Telemedidas de DREAMS-SIS en el viaje a Marte	267
9.3	Operación de DREAMS en superficie.	274
9.4	Aterrizaje fallido de Schiaparelli	276
9.5	Conclusiones	278
10	CONCLUSIONES Y LÍNEAS DE INVESTIGACIÓN FUTURAS	281
10.1	Conclusiones	282
10.2	Líneas de investigación futuras.....	284
10.2.1	Líneas de investigación ligadas a misiones en curso	284
10.2.2	Líneas de investigación sobre nuevos desarrollos	286
10.3	Resultados de la investigación	288

10.3.1	Revistas nacionales e internacionales	288
10.3.2	Contribuciones a congresos: Charlas.....	290
10.3.3	Contribuciones a congresos: Posters.....	294
10.3.4	Charlas invitados.....	295
10.3.5	Otros datos relevantes	295
Referencias.....		297

ÍNDICE DE FIGURAS

<i>Figura 2-1. Instrumento utilizado para observación de la posición de estrellas y planetas por Tycho Brahe (izq.) [BRA 88]. Representación del telescopio de Galileo (dcha.). La Nature July 1876 Volume II.</i>	<i>14</i>
<i>Figura 2-2. Esquema de descenso de las Mars 3. [PER 99].</i>	<i>16</i>
<i>Figura 2-3. Primera foto realizada desde la superficie de Marte. Lavochkin.</i>	<i>17</i>
<i>Figura 2-4. Mariner 4, el primer artefacto humano que sobrevuela Marte en 1964. NASA.</i>	<i>18</i>
<i>Figura 2-5. Superficie de Marte “retratada” por la Mariner IV. NASA</i>	<i>19</i>
<i>Figura 2-6. Primera foto a color enviada por la Viking 1 el 21 de julio de 1976. NASA/JPL.</i>	<i>22</i>
<i>Figura 2-7. Esquema de EDL de la misión Pathfinder [SPE 99]. NASA/JPL.</i>	<i>28</i>
<i>Figura 2-8. Imagen de la sonda Pathfinder donde se puede ver al rover Sojourner trabajando. NASA</i>	<i>29</i>
<i>Figura 2-9. Imagen obtenida por microscopía electrónica del presunto espécimen fosilizado en el meteorito AH84001. NASA.</i>	<i>31</i>
<i>Figura 2-10. Representación artística de los penetradores de la misión Mars 96. CENES/D. Ducros.</i>	<i>32</i>
<i>Figura 2-11. Mapa de presencia de agua obtenido del instrumento GRS, inferido del contenido de Hidrógeno. NASA/JPL/UA.</i>	<i>34</i>
<i>Figura 2-12. Imagen de agua helada en un cráter localizado en Vastitas Borealis, que aparece al evaporarse el CO₂ congelado durante el verano marciano. MarsExpress. ESA.</i>	<i>36</i>
<i>Figura 2-13. “Limpieza” de los paneles solares de Opportunity debido al viento. NASA/JPL.</i>	<i>38</i>
<i>Figura 2-14. Cráter Victoria fotografiado por HiRISE donde se pueden observar las huellas del rover Opportunity durante su misión. NASA/JPL.</i>	<i>39</i>
<i>Figura 2-15. Representación artística del aterrizaje de MSL. NASA/JPL.</i>	<i>43</i>
<i>Figura 2-16. Descripción de la instrumentación científica incluida en MSL. NASA/JPL.</i>	<i>44</i>

<i>Figura 2-17. Resumen de las misiones a Marte. ESA.....</i>	<i>49</i>
<i>Figura 2-18. Imagen de la órbita y oblicuidad de Marte, con sus estaciones.</i>	<i>50</i>
<i>Figura 2-19. Circulación atmosférica propuesta para Marte (izq.) con una sola celda en contraposición a la de la Tierra (derecha) donde la celda Hadley está limitada a latitudes de unos 30 grados en torno al ecuador. The COMET Program.</i>	<i>51</i>
<i>Figura 2-20. Ciclo del Agua en Marte [HAB 17]. Cambridge University Press.....</i>	<i>52</i>
<i>Figura 2-21. Valor medio de la concentración de vapor de agua por hemisferios a lo largo del año marciano [HAB 17]. Cambridge University Press.</i>	<i>53</i>
<i>Figura 2-22. Fotografía del instrumento IRIS a bordo de la Mariner 9. NASA.</i>	<i>56</i>
<i>Figura 2-23. Medida del AOD ($\lambda=9\mu\text{m}$) con valores comprendidos entre 0-2 obtenidos por el instrumento IRTM [MAR 93]</i>	<i>56</i>
<i>Figura 2-24. Fotografía del instrumento TES.NASA/JPL.</i>	<i>57</i>
<i>Figura 2-25. Evolución del AOD medido por TES. [SMI 04].....</i>	<i>58</i>
<i>Figura 2-26. Fotografía de la cámara MOC. NASA.....</i>	<i>58</i>
<i>Figura 2-27. Distribución de las tormentas de polvo en la estación de afelio en función del albedo de la superficie (tomada con el filtro rojo de MOC), y la topografía medida con MOLA.[CAN 01].</i>	<i>59</i>
<i>Figura 2-28. Integración del modelo FM. Arizona State University.....</i>	<i>60</i>
<i>Figura 2-29. Comparación de la resolución espacial entre TES y THEMIS de una imagen del Saline Valley en California. NASA.GSFG.....</i>	<i>61</i>
<i>Figura 2-30. Fotografía del instrumento MSC. NASA</i>	<i>62</i>
<i>Figura 2-31. Fotografía del instrumento PFS de Mars Express. ESA.</i>	<i>63</i>
<i>Figura 2-32. Fotografía del instrumento OMEGA de Mars Express. ESA.</i>	<i>64</i>
<i>Figura 2-33. Medida de AOD y tamaño de partícula OMEGA de Marss Express. ESA.</i>	<i>64</i>
<i>Figura 2-34. Fotografía del instrumento ACS de la misión Trace Gas Orbiter. ESA.....</i>	<i>65</i>
<i>Figura 2-35. Detalle de la posición (izq.), su estructura (med.) y modelo de calificación (der.) de las cámaras incluidas en la misión Viking. NASA. Smithsonian Museum.</i>	<i>66</i>
<i>Figura 2-36. Fotografía de las cámaras IMP incluidas en Pathfinder. JPL.</i>	<i>67</i>
<i>Figura 2-37. Fotografía de una de las Pancam incluidas en los MER. Se aprecia el OH (Optical Head) junto con la caja de control. JPL.</i>	<i>68</i>
<i>Figura 2-38. Fotografía modelo de calificación de Mini-TES. JPL.</i>	<i>69</i>

<i>Figura 2-39. Evolución del AOD debido al polvo para los lugares de aterrizaje de Spirit y Opportunity por más de un año marciano. [SMI 06].</i>	69
<i>Figura 2-40. Fotografía del sensor UV instalado en MSL. CAB-INTA.</i>	70
<i>Figura 2-41. Fotografía del modelo de campo del sensor ODS. [MAR 05].</i>	71
<i>Figura 3-1 Espectro electromagnético y los tipos de radiación. NASA.</i>	78
<i>Figura 3-2. Esquema de entorno de radiación en una misión a Marte.</i>	79
<i>Figura 3-3. Flujos integrales (partículas por cm² y s, de energías mayores o iguales a una dada) de electrones y protones sobre el ecuador geomagnético [ECS 08].</i>	80
<i>Figura 3-4. Imagen artística de la pérdida de la atmósfera de Marte como consecuencia de las tormentas solares. NASA. GSFC.</i>	81
<i>Figura 3-5. Comparación de la reducción de dosis acumulada para GCR y SPE, en función del material de blindaje y su espesor. NASA.</i>	82
<i>Figura 3-6. Energía depositada por protones y electrones en función de su energía. [ICR 70]</i>	83
<i>Figura 3-7. Dosis total para los equipos en el interior de la sonda Schiaparelli para la misión ExoMars 2016, en función de su blindaje. ESA.</i>	86
<i>Figura 3-8. Ejemplo de un parámetro de calidad (I bias) de un comparador, que se degrada en mayor o menor medida según la tasa de radiación acumulada y temperatura, aún para una misma dosis total [CAR 00].</i>	87
<i>Figura 3-9. Tasa de acumulación de dosis en órbita frente a distintas instalaciones de ensayo [HOL 04].</i>	87
<i>Figura 3-10. Figura donde se aprecia la variación de protección de la atmósfera de Marte en función de la presión medida en superficie [HAS 14].</i>	93
<i>Figura 3-11. Definición de la prueba PQV desarrollada por el INTA para misiones Mars2020 y ExoMars. INTA.</i>	95
<i>Figura 3-12. Cartel de la Misión ExoMars 2016. ESA.</i>	97
<i>Figura 3-13. Maniobra de aero-frenado de más de once meses de la sonda TGO. ESA.</i>	99
<i>Figura 3-14. Datos generales de la misión ExoMars 2016. ESA.</i>	100
<i>Figura 4-1. Esquema de la misión Phobos Grunt para la sonda MetNet. ROSCOSMOS.</i>	106
<i>Figura 4-2. Esquema de aterrizaje del penetrador. FMI.</i>	107

Figura 4-3. De izquierda a derecha: logo de la Misión Trilateral MetNet Precursor y consorcio de MEIGA. INTA.....	109
Figura 4-4. Izquierda: nave Phobos Grunt. Derecha: lanzador de la misión antes del despegue. ROSCOSMOS.....	110
Figura 4-5. Izquierda: modelo de ingeniería (EM) de MetSIS. Derecha: modelo de calificación del sensor MetSIS. INTA.....	112
Figura 4-6. Configuración final del instrumento DREAMS para ExoMars 2016. ESA.	114
Figura 4-7. Arquitectura del instrumento DREAMS para ExoMars 2016. [BET 15]. ...	115
Figura 4-8. Ejemplo de la relación de la radiación directa, difusa y total, para una longitud de onda, en función del AOD. [SMI 16].	117
Figura 4-9. Ilustración que refleja la aproximación de una atmosfera multicapa, excitada por un haz de luz directa y difusa en su parte superior, y por la reflexión en la superficie y la emisión térmica. [STA 88].....	122
Figura 4-10. Simulaciones de la función de fase en función del r_{eff} para el resto de parámetros de scattering fijos [TOL 17].....	124
Figura 4-11. Obtención del single scattering albedo en función del radio eficaz (r_{eff}) y el índice imaginario del índice de refracción (k), de las partículas de polvo.	124
Figura 4-12. Simulación de las señales de DREAMS-SIS para el lugar de aterrizaje de Schiaparelli, en función del AOD.	126
Figura 4-13. Esquema del algoritmo iterativo propuesto para la obtención del AOD y parámetros de las características del polvo para el sensor DREAMS-SIS.....	128
Figura 4-14. Resultado del algoritmo en el ajuste de las señales, tomando como situación real el trazo gris, la primera iteración el trazo discontinuo y el valor ajustado, la línea continua negra.....	129
Figura 4-15. Señales de índice de color simuladas para una atmósfera con y sin nubes, para los detectores de las 3 caras del SIS [TOL 17].	130
Figura 4-16. Izquierda: efecto del COD sobre el índice de color simulado durante un crepúsculo. Derecha: efecto de la altura de la nube, para un mismo COD [TOL17].	131
Figura 4-17. Esquema subbranging en dos etapas.	135
Figura 5-1. Esquema de arquitectura final del sensor DREAMS-SIS.	146

<i>Figura 5-2. Acomodación final de DREAMS en el lander (derecha). Detalle del mástil y sus unidades de vuelo (FM).</i>	<i>146</i>
<i>Figura 5-3. Dimensiones Generales e Interfaces del SIS-OH.</i>	<i>147</i>
<i>Figura 5-4. Detalle de los conjuntos opto-mecánicos.</i>	<i>148</i>
<i>Figura 5-5. Idea conceptual de las máscaras de FoV de los canales UV y NIR.</i>	<i>149</i>
<i>Figura 5-6. Caracterización de los filtros interferenciales en función del ángulo de la luz incidente.</i>	<i>149</i>
<i>Figura 5-7. Respuestas superpuestas de un fotodiodo, filtro interferencial y filtro de densidad, junto con su convolución final.</i>	<i>150</i>
<i>Figura 5-8. Respuesta final de los conjuntos UV.</i>	<i>151</i>
<i>Figura 5-9. Respuesta del fotodiodo y respuesta convolucionada con el filtro NIR..</i>	<i>151</i>
<i>Figura 5-10. Transmitancia teflón transparente.</i>	<i>152</i>
<i>Figura 5-11. Esquema de bloques de la unidad Optical Head (OH).</i>	<i>154</i>
<i>Figura 5-12. Solución Cableada Tarjetas OH (izquierda). Vista interna del OH con tres de sus 4 PCBs colocadas (derecha).</i>	<i>155</i>
<i>Figura 5-13. Lámina de Kapton aislante (izquierda). Piezas de centrado (medio). Conjunto superior (derecha).</i>	<i>156</i>
<i>Figura 5-14. Detalle de la integración de las tarjetas del OH (izquierda). Aplicación del pegamento conductor (medio). Salida del cableado por la parte inferior de la unidad (derecha).</i>	<i>156</i>
<i>Figura 5-15. Efecto de descarga eléctrica debido a metales aislados (NASA- Handbook-4002).</i>	<i>157</i>
<i>Figura 5-16. Dimensiones Generales e Interfaces la unidad SIS-PE.</i>	<i>158</i>
<i>Figura 5-17. Esquema interno de la unidad SIS-PE.</i>	<i>159</i>
<i>Figura 5-18. Arquitectura del código VHDL de la FPGA de la unidad SIS-PE.</i>	<i>161</i>
<i>Figura 5-19. En la izquierda, vista inferior de la unidad con montaje final del acelerómetro. En la derecha, detalle del elemento protector del cableado.</i>	<i>162</i>
<i>Figura 5-20. Esquema del setup de medida en la calibración térmica del PE.</i>	<i>163</i>
<i>Figura 5-21. Calibración sensor temperatura PE.</i>	<i>163</i>
<i>Figura 5-22. Calibración 3,3V en función temperatura PE.</i>	<i>164</i>
<i>Figura 5-23. Vin en función de Vout (adquirida por el ADC).</i>	<i>164</i>
<i>Figura 5-24. Parámetro m función temperatura PE.</i>	<i>165</i>

<i>Figura 5-25. Calibración del parámetro m referenciado a 20°C contra la temperatura del PE.....</i>	<i>165</i>
<i>Figura 6-1. Metodología seguida para la selección y calificación/cribado de componentes y materiales.</i>	<i>170</i>
<i>Figura 6-2. Esquema de la PCB para ensayos térmicos, y división en cuadrantes para las inspecciones visuales y de Rayos X.....</i>	<i>174</i>
<i>Figura 6-3. Medidas realizadas en tiempo real durante el ensayo, sobre algunos componentes. De izquierda a derecha y de arriba abajo: resistencia de alta fiabilidad de montaje superficial, PT-1000, condensador de tántalo de alta fiabilidad, tensión de salida de una referencia (se aprecia su fallo por debajo de -90 °C) y ganancia de continua de un transistor bipolar de grado espacial.....</i>	<i>174</i>
<i>Figura 6-4. Inspecciones visuales de diversos componentes. Todas las fotos aparecen por parejas, donde a es previo al inicio de los 1000 ciclos térmicos, y b es posterior. Solamente aparece una c y es el detalle de un fotodiodo cuya ventana partió como consecuencia del estrés térmico.....</i>	<i>175</i>
<i>Figura 6-5. Inspecciones de rayos X de la placa completa y detalle de dos de sus componentes.</i>	<i>176</i>
<i>Figura 6-6. De izquierda a derecha: curva entrada/salida del ADC a diferentes temperaturas, código de salida para una tensión de 3V y consumo analógico.....</i>	<i>177</i>
<i>Figura 6-7. Izquierda: respuesta IN/OUT del ADC para varias temperaturas, con referencia externa. Derecha: mismo, para 2 temperaturas iguales en diferentes momentos.....</i>	<i>178</i>
<i>Figura 6-8. Medidas de (de arriba abajo) la corriente de alimentación, la de polarización y la tensión de offset del amplificador. En todos los casos, se presenta la medida inicial (izquierda) y la realizada tras 170 ciclos térmicos.</i>	<i>179</i>
<i>Figura 6-9. Respuesta frecuencial del amplificador (amplificador 1 arriba, 2 abajo). A la izquierda, medidas en el primer ciclo del ensayo. A la derecha, tras 170 ciclos. ...</i>	<i>180</i>
<i>Figura 6-10. Despiece de la estructura y conjuntos opto-mecánicos del OH.</i>	<i>182</i>
<i>Figura 6-11. Degradación de la responsividad de los fotodiodos debida a daños por desplazamiento. [BOU 08].....</i>	<i>185</i>

<i>Figura 6-12. Resultados del ensayo de TID sobre el amplificador operacional empleado en el OH.</i>	<i>188</i>
<i>Figura 6-13. Principales resultados del test de TID sobre el amplificador de instrumentación empleado en la unidad PE.</i>	<i>190</i>
<i>Figura 6-14. Conjunto de ensayos y medidas que conformaron la campaña de cribado (screening) y calificación del acelerómetro de 3 ejes.</i>	<i>192</i>
<i>Figura 6-15 Izquierda: detalle de una medida en horno de ciclos térmicos, usando las mencionadas cuñas, y ensayo de vacío. Derecha, inspección por RX, serialización e inspección visual.</i>	<i>194</i>
<i>Figura 6-16. Arriba: ciclos térmicos aplicados como parte del programa de calificación. Abajo: perfil de vibración random en el eje Z, parte también de la campaña de calificación.</i>	<i>195</i>
<i>Figura 6-17. Medidas realizadas durante los ensayos de vida (izquierda) y de Burn-In (derecha).</i>	<i>196</i>
<i>Figura 6-18. Ejemplo de tabla de medidas y resultados finales de caracterización de la respuesta, para el ensayo de TID.</i>	<i>197</i>
<i>Figura 6-19. Algunos de los resultados del ensayo de vacío, según explicación en el texto.</i>	<i>198</i>
<i>Figura 7-1. Instalación de baking. Piezas del RDS FM antes de un bakeout de limpieza.</i>	<i>205</i>
<i>Figura 7-2. Testigo de contaminación molecular (MOC).</i>	<i>206</i>
<i>Figura 7-3. Testigo de contaminación por partículas (PFO).</i>	<i>209</i>
<i>Figura 7-4. Pares minutos/temperatura para conseguir una reducción de orden 3.</i>	<i>213</i>
<i>Figura 7-5. Panorámica de la sala ISO 6 del INTA.</i>	<i>214</i>
<i>Figura 7-6. Toma de muestras biológicas last access y ejemplo de un positivo.</i>	<i>216</i>
<i>Figura 7-7. Preparación de embolsado en sala ISO 6 para vibración del SIS-DREAMS.</i>	<i>216</i>
<i>Figura 7-8. Estructuras de contención para la contaminación en la sala del simulador EP7.</i>	<i>218</i>
<i>Figura 7-9. Modelos EM del OH y PE.</i>	<i>221</i>
<i>Figura 7-10. Modelos QM del OH y PE.</i>	<i>222</i>
<i>Figura 7-11. Comprobación dimensional de SIS FM y test de vacío térmico SIS FS. .</i>	<i>222</i>

<i>Figura 7-12. Flujograma de las etapas de verificación de las campañas de calificación y aceptación del sensor DREAMS-SIS.</i>	<i>223</i>
<i>Figura 7-13. Detalle de esfera integradora para Fast Verification Tests y un ejemplo de pseudo-responsibilidad de los canales de DREAMS-SIS.....</i>	<i>224</i>
<i>Figura 7-14. Actividades de la campaña de vibración DREAM-SIS.....</i>	<i>225</i>
<i>Figura 7-15. Instalación de sensor en útil e instalación de choque pirotécnico.</i>	<i>226</i>
<i>Figura 7-16. Test de Vacío Térmico.</i>	<i>227</i>
<i>Figura 7-17. Proceso de DHMR.....</i>	<i>228</i>
<i>Figura 7-18. Sistema de referencia del sensor DREAMS-SIS.....</i>	<i>231</i>
<i>Figura 7-19. Niveles de intensidad y su espectro conseguidos en EP7.....</i>	<i>232</i>
<i>Figura 7-20. Grados de libertad del sistema de calibración DREAMS-SIS.</i>	<i>233</i>
<i>Figura 7-21. Calibración de Responsividad a incidencia normal DREAMS-SIS FS.....</i>	<i>234</i>
<i>Figura 7-22. Calibración térmica de DREAMS-SIS.</i>	<i>235</i>
<i>Figura 7-23. Calibración del FS sin cuña (izquierda) y con la corrección del FCM (derecha).</i>	<i>236</i>
<i>Figura 7-24. Ajuste de las señales de offset de los canales de DREAMS-SIS FS.....</i>	<i>236</i>
<i>Figura 7-25. Ajuste de las señales del canal DARK para estimar TID [JIM 10] durante el viaje a Marte.....</i>	<i>237</i>
<i>Figura 7-26. ARF resultado de la calibración angular de los canales NIR en DREAMS-SIS FS.....</i>	<i>238</i>
<i>Figura 7-27. ARF resultado de la calibración angular de los canales UVA en DREAMS-SIS FS.....</i>	<i>238</i>
<i>Figura 7-28. ARF resultado de la calibración angular del canal TOP UVA en DREAMS-SIS FS.....</i>	<i>239</i>
<i>Figura 7-29. Calibración de la actitud DREAMS-SIS PE FS.</i>	<i>241</i>
<i>Figura 7-30. Ángulos entre los dos sistemas coordinados acelerómetro-SIS.</i>	<i>241</i>
<i>Figura 7-31. Modelo MGM2011 de la gravedad de Marte.</i>	<i>242</i>
<i>Figura 7-32. Modelo Geométrico del lander y sus interferencias (izq.). Skyline de los obstáculos vistos desde la posición de la cara sur del OH.....</i>	<i>243</i>
<i>Figura 7-33. Maqueta de Schiaparelli escala 1:1 con control de elevación y azimut automático.</i>	<i>244</i>

<i>Figura 7-34. Distintos barridos en elevación, compensando el movimiento del sol y su correspondiente mapa de incertidumbre relativa.</i>	<i>244</i>
<i>Figura 7-35. Incertidumbre generada sobre el sensor NIR oeste para distintos materiales. Gráfico generado a partir de las medidas realizadas en la maqueta con los mismos elementos cubiertos con Mylar, o acabados en Blanco, comparando ambos con valor de referencia con acabado en negro.</i>	<i>245</i>
<i>Figura 8-1. Imagen que muestra la configuración de la campaña de medida, con el sensor DREAMS SIS en el mástil y el resto en el suelo de la azotea de un edificio. ..</i>	<i>249</i>
<i>Figura 8-2. Unidad OH de DREAMS-SIS, modelo de campo, instalado sobre un goniómetro orientado: norte sensor - norte geográfico, y sensor piranómetro de referencia.</i>	<i>250</i>
<i>Figura 8-3. Composición de las señales reales observadas en el modelo de campo obtenidas en Merzouga el 26/07/2014.</i>	<i>252</i>
<i>Figura 8-4. Trayectoria del Sol del día 26/07/2014 proyectada sobre la estructura del sensor DREAMS-SIS.</i>	<i>252</i>
<i>Figura 8-5. Simulaciones de las señales del sensor en función del AOD y su correspondencia con las señales reales del día 26/07/2014.</i>	<i>253</i>
<i>Figura 8-6. AOD medio estimado para periodos de 4 horas (aspas verdes) y estimación de tiempo real (línea roja) analizando variaciones de las señales sobre el valor medio y utilizando el modelo del SIS. Comparativa con el dato obtenido por Microtops y algunos datos del CIMEL.</i>	<i>255</i>
<i>Figura 8-7. Ratio entre la señal generada por el detector que tiene el Sol en su Fov y la suma de los otros dos, y mismo ratio simulado para diferentes AOD.</i>	<i>256</i>
<i>Figura 8-8. Respuesta angular del sensor TOP extraída de su calibración en función del SZA para todos su acimuts (están superpuestos y de ahí el grosor de la línea) [JIM 18].</i>	<i>258</i>
<i>Figura 8-9. Comparación medida de irradiancia mediante el detector superior de SIS y dos piranómetros con y sin anillo de sombra.</i>	<i>259</i>
<i>Figura 8-10. Instantes de tiempo en que se esperaría ver el cruce de cada par de señales, en función de α y para varios AOD, en la localización de Merzouga.</i>	<i>261</i>

<i>Figura 8-11. Error en la estimación de α para dos conjuntos distintos de valores β, γ.</i>	262
<i>Figura 9-1. Fechas de las distintas activaciones del instrumento DREAMS durante su viaje a Marte. [BET 18].</i>	267
<i>Figura 9-2. Telemedida de una de las tensiones de referencia. Izquierda: dato en crudo. Derecha: valor real.</i>	269
<i>Figura 9-3. Telemedida de una rampa de calibración generada internamente con un DAC.</i>	269
<i>Figura 9-4. Corriente de oscuridad del sensor de daños por desplazamiento. Izquierda: dato en crudo. Derecha: valor real.</i>	270
<i>Figura 9-5. Temperatura de la unidad PE. Izquierda: dato en crudo. Centro: preprocesado (resistencia de PT-1000). Derecha: valor real (°C).</i>	270
<i>Figura 9-6. Fotodetectores de irradiancia total (arriba) y NIR cara East (abajo). Izquierda: dato en crudo. Centro: preprocesado (fotocorriente). Derecha: irradiancia a incidencia normal</i>	271
<i>Figura 9-7. Distintas respuestas de fotocorrientes de oscuridad en función de la radiación acumulada. [JIM 16].</i>	272
<i>Figura 9-8. Datos obtenidos durante la calibración térmica en INTA (puntos rojos), en la última verificación en tierra integrado el sensor en Schiaparelli (puntos negros) y los distintos check-outs (puntos verdes), así como la variación esperada según los datos de misión.</i>	273
<i>Figura 9-9. MTLs de la misión principal (2 soles) y la extendida (uno más). [BET 18].</i>	275
<i>Figura 9-10. Simulaciones de los MTLs en función de consumo eléctrico y datos generados.</i>	276
<i>Figura 9-11. Imagen del instrumento HiRISE a bordo de la nave MRO de NASA, tomada en noviembre de 2016, en la que se aprecia el lugar del impacto del módulo de descenso Schiaparelli.</i>	278

ÍNDICE DE TABLAS

<i>Tabla 3-1. Resumen de los efectos de TID según tecnologías. ECSS-E-ST-10-12C.</i>	<i>85</i>
<i>Tabla 3-2. Relación de tipos de SEE, con su descripción y dispositivo/tecnología a la que afecta [ARR 11].</i>	<i>88</i>
<i>Tabla 3-3. Resumen de los efectos de DD según tecnologías. ECSS-E-ST-10-12C.</i>	<i>90</i>
<i>Tabla 3-4. Altura y velocidades de las distintas etapas del descenso de Schiaparelli. ESA.</i>	<i>92</i>
<i>Tabla 6-1. Resumen de los materiales ópticos y fotodiodos testeados bajo radiación gamma. Extraído de [ALV 14].</i>	<i>184</i>
<i>Tabla 7-1. Clasificación de superficies según su contaminación molecular (MIL-STD-1246C).</i>	<i>205</i>
<i>Tabla 7-2. Clasificación niveles de limpieza por partículas (MIL-STD-1246C).</i>	<i>208</i>
<i>Tabla 7-3. Tabla de categorización de misión según COSPAR resumido en [GLA 04].</i>	<i>211</i>
<i>Tabla 7-4. Tabla de concentración de partículas según la sala limpia.</i>	<i>214</i>
<i>Tabla 7-5. Resumen de resultados de la calibración de la responsividad del sensor DREAMS-SIS FS.</i>	<i>234</i>
<i>Tabla 7-6. Resultados de ruido, precisión y exactitud, de los resultados de la calibración de la del sensor DREAMS-SIS FS [JIM 18].</i>	<i>240</i>

GLOSARIO

ACS	Atmospheric Chemistry Suite.	CMOS	Complementary Metal-Oxide Semiconductor.
ADC	Analog to Digital Converter.	COD	Cloud Optical Depth.
AIISI	American Iron and Steel Institute.	COMARS+	Combined Aerothermal and Radiometer Sensors Instrumentation Package.
AMO	Sun spectrum outside the Earth's atmosphere.	COSPAR	Committee in Space Research.
AMELIA	Atmospheric Mars Entry and Landing Investigation and Analysis.	COTS	Commercial Off-The-Shelf.
AOD	Aerosol Optical Depth.	CRISM	Compact Reconnaissance Imaging Spectrometer.
APS	Advance Photon Source.	CTE	Coefficient of Thermal Expansion.
ARF	Angular Response Function.	CVCM	Collected Volatile Condensable Material.
ASIC	Application-Specific Integrated Circuit.	DAC	Digital to Analog Converter.
ASPERA	Analyzer of Space Plasmas and Energetic Ions.	DD	Displacement Damage.
BiCMOS	Bipolar CMOS.	DECA	Descent Camera.
BJT	Bipolar Junction Transistor.	DHMR	Dry Heat Microbial Reduction.
CASSIS	Color and Stereo Surface Imaging System.	DLR	Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V.
CCD	Charge-Coupled Device.	DREAMS	Dust Characterization, Risk Assessment and Environment Analyzer.
CENES	Centre National d'Études Spatiales.	DSP	Digital Signal Processor.
CEPEES	Reunión de Ciencias Planetarias y Exploración del Sistema Solar.	EDL	Entry, Descent and Landing.
CEU	Central Electronics Unit.	EDM	Entry, Descent and Landing Demonstration Module
CI	Color Index.	EEUU	Estados Unidos.
CME	Coronal Mass Ejection.		

EGSE	Electrical Ground Support Equipment.	HRSC	High Resolution Stereo Camera.
EGU	European Geosciences Union General Assembly.	I+D	Investigación y Desarrollo.
ELDRS	Enhanced Low Dose Rate Sensitivity.	ICSU	International Council of Scientific Unions.
EM	Engineering Model.	IKI	Instituto de Estudios Espaciales.
EQM	Engineering Qualification Model.	INRRI	Instrument for Landing, Roving Laser Retroreflector Investigations.
ESA	European Space Agency.		
ESD	Electrostatic Discharge.	INTA	Instituto Nacional de Técnica Aeroespacial.
FCM	Field Campaign Model.	IPA	Isopropyl Alcohol.
FFT	Fast Furrier Transform.	ISO	International Organization for Standardization.
FM	Flight Model.		
FMI	Finish Meteorological Institute.	ISRO	Indian Space Research Organization.
FoV	Field of View.	IUVS	Imaging Ultraviolet Spectrometer.
FPGA	Field-Programable Gate Array.	JFET	Junction Field-Effect Transistor.
FREND	Fine Resolution Epithermal Neutron Detector.	JPL	Jet Propulsion Laboratory.
FS	Flight Spare.	LDT	Las Dos Torres.
GCR	Galactic Cosmic Rays.	LED	Light Emitting Diode.
GSFC	Goddard Space Flight Center.	LET	Linear Energy Transfer.
GRS	Gamma Ray Spectrometer.	LIDAR	Laser Imaging Detection and Ranging.
HEPA	High Efficiency Particulate Air.	MARCI	Mars Color Imager.
		MARDI	Mars Descent Imager.
HiRISE	High Resolution Imaging Science Experiment.	MARIE	Martian Radiation Environment Experiment.
HP3	Heat Flow and Physical Properties Package.	MaRS	Mars Radio Science.
HR	Humedad Relativa.	MARSIS	Mars Advance Radar for Subsurface and Ionosphere Sounding.

MAVEN	Mars Atmosphere and Volatile Evolution.	NetSAG	Network Science Analysis Group.
MBU	Multiple Bit Upset.	NGIMS	Neutral Gas and Ion Mass Spectrometer.
MCO	Mars Climate Orbiter.	NIEL	Non-Ionizing Energy Loss.
MCS	Mars Climate Sounder.	NIR	Near Infra-red.
MEDA	Mars Environmental Dynamics Analyzer.	NMOS	Negative-channel Metal-Oxide Semiconductor.
MEIGA	Mars Environmental Instrumentation for Ground and Atmosphere.	NOMAD	Nadir and Occultation for Mars Discovery.
MEMS	Microelectromechanical Systems.	NSREC	Nuclear and Space Radiation effects on Components.
MEPAG	Mars Exploration Program Analysis Group.	OA	Operational Amplifier.
MER	Mars Exploration Rovers.	OD	Optical Depth.
MET	Meteorological Station.	ODS	Optical Depth Sensor.
MEX	Mars Express.	OH	Optical Head.
MGS	Mars Global Surveyor.	OMEGA	Observatoire por la Minéralogie, l'Eau, les Gaces et l'Activité.
MO	Mars Odyssey.	PAH	Polycyclic Aromatic Hydrocarbon.
MOC	Molecular Contamination.	PCB	Printed Circuit Board.
MOC	Mars Observer Camera.	PE	Processing Electronics.
MOLA	Mars Orbital Laser Altimeter.	PFM	Proto-Flight Model.
MOM	Mars Orbiter Mission.	PFO	Particle Fall-Out witness
MOS	Metal-Oxide Semiconductor.	PFS	Planetary Fourier Spectrometer.
MPL	Mars Polar Lander.	PMOS	Positive-channel Metal-Oxide Semiconductor.
MRO	Mars Reconnaissance Orbiter.	PQV	Packaging Qualification Verification.
MSL	Mars Science Laboratory.	QM	Qualification Model.
MTL	Mission Timelines.		
NASA	National Aeronautics and Space Administration.		

QML	Qualified Manufacturers List.	SHE	Single Event Hard Error.
		SIS	Solar Irradiance Sensor.
QMLV	Qualified Manufacturer List Class V.	SPASOLAB	Space Solar Cell Test Laboratory.
R2A	Reasoner's 2A agar.	SPE	Solar Particle Events.
RAC	Robotic Arm Camera.		Spectroscopy of the Investigation of the Characteristics of the Atmosphere of Mars
RAN	Academia de Ciencias Rusas.	SPICAM	
RDS	Radiation and Dust Sensor.	STM	Structural and Thermal Model.
REMS	Rover Environmental Monitoring Station.	SZA	Solar Zenith Angle.
RHU	Radioisotope Heater Units.	TEGA	Thermal and Evolved Gas Analyzer.
RoHS	Restriction of Hazardous Substances.	TES	Thermal Emission Spectrometer.
RTG	Radioisotope Thermoelectric Generator.	TFR	Thermal Response Function.
SEB	Single Event Burnout.	TGO	Trace Gas Orbiter
SED	Single Event Disturb.	THEMIS	Thermal Emission Imaging System.
SEDR	Single Event Dielectric Rupture.	TID	Total Ionizing Dose.
SEE	Single Event Effects.	TML	Total Mass Lost.
SEFI	Single Event Functional Interrupt.	TMR	Triple Module Redundancy.
SEGR	Single Event Gate Rupture.	TOA	Top of Atmosphere.
SEIS	Seismic Experiment for Interior Structure.	TPA	Thermal Plasma Analyzer.
SEL	Single Event Latch-up.	TRP	Basic Technology Research Program.
SESB	Single Event Snapback.		Temperature and Winds for InSight.
SET	Single Event Transient.	TWINS	
SEU	Single Event Upset.	URSS	Unión de Repúblicas Socialistas Soviéticas.
SHARAD	Shallow Radar.		

UV	Ultra-Violet.
VHDL	Very High-Speed Integrated Circuit Hardware Description Language.
WVR	Water Vapor Regained.

La conquista de Marte

Imagen artística de la llegada del Hombre a Marte.

NASA

1 INTRODUCCIÓN Y PLANTEAMIENTO DE LA TESIS

En este capítulo se introducen los objetivos y estructura del presente trabajo, que cubre tanto la concepción de un radiómetro miniaturizado para la medida del espesor óptico en Marte, como su diseño, construcción, calificación, calibración y verificación. El sensor, DREAMS-SIS (*Solar Irradiance Sensor*) formaba parte de la carga útil científica DREAMS (*Dust Characterization, Risk Assessment, and Environment Analyser on the Martian Surface*) del módulo de descenso Schiaparelli, de la misión ExoMars 2016, que en octubre de ese año se estrelló accidentalmente en la superficie del planeta rojo.

Capítulo a capítulo se presentará la estructura en torno a la cual se ha desarrollado el trabajo, indicando brevemente los contenidos de cada uno de ellos.

1.1 Introducción

Marte es quizás el planeta más estudiado por la humanidad. Una razón de peso es su cercanía ya que está lo suficientemente próximo a la Tierra como para poder ser observado. Su brillo y color rojizo pueden ser captados a simple vista, así como su movimiento retrogrado tan característico y marcado. Con un telescopio lo suficientemente potente, podemos observar desde la Tierra su fisionomía con un razonable nivel de detalle: podemos observar la gran mancha oscura que corresponde con la meseta Syrtis Major, los casquetes polares, incluso nubes o eventos meteorológicos.

Marte también es candidato de tener o haber albergado vida. Su posición con respecto al Sol hace que esté dentro de la zona de habitabilidad de nuestra estrella (HZ—*Habitable Zone*) [HUG 95], junto con la Tierra y Venus. Al contrario que este último, Marte posee una temperatura en su superficie “asumible” y una fina atmósfera de CO₂ como espécimen mayoritario, junto con polvo y nubes de hielo en suspensión. Todo ello hace que, desde el punto de vista astrobiológico tenga un interés realmente alto.

La distancia entre Marte y la tierra es de unos 225 millones de kilómetros de media y esto se traduce, realizando las optimizaciones adecuadas de mecánica orbital y teniendo en cuenta la tecnología actual, en un viaje de alrededor de 7 meses para alcanzar el planeta. Es por tanto un lugar susceptible de ser visitado e incluso colonizado por el ser humano ya que, desde muchos puntos de vista, es el mejor candidato del sistema solar: tiene una gravedad que es un tercio aproximadamente la de la tierra (que se considera que puede ser compatible con el cuerpo humano), tiene una atmósfera que, aunque nos es tóxica, ofrece un cierto grado de protección contra la radiación solar y los rayos cósmicos, y de la cual se puede además extraer fácilmente oxígeno. Es posible también la extracción de agua líquida de las capas altas de la superficie y tiene una gran cantidad de recursos minerales, debido a que tuvo actividad volcánica, que podrían utilizarse en la obtención de materiales para la

construcción de infraestructuras en los futuros asentamientos humanos de su superficie.

Todo este gran conocimiento que la humanidad tiene del planeta Marte, se debe en gran medida a la era de exploración planetaria, que comienza a partir de los años 60 del pasado siglo. Marte se ha podido estudiar en detalle gracias a las naves que lo han sobrevolado (misiones “*flyby*”) haciendo observaciones fugaces, a satélites orbitando su alrededor o a sondas que han llegado a su superficie y que, incluso, han desplegado robots motorizados (*rovers*) que han recorrido decenas de kilómetros durante las últimas décadas, realizando experimentos cuidadosamente planificados desde Tierra.

La geología y la búsqueda de vida han sido los objetivos principales en las misiones de superficie, mientras que los orbitadores se han centrado generalmente en el conocimiento de la atmósfera del planeta, estudiando su composición, los modelos que la gobiernan, buscando trazas gaseosas que indiquen posible vida, etc. Estos estudios nos han revelado que se trata de una atmósfera con un 95% de contenido de dióxido de carbono, 2% de Nitrógeno, 1.6% de Argón y 0.13% de oxígeno como elementos principales [OWE 77], con una densidad que es aproximadamente el 1% de la densidad de la atmósfera terrestre.

Una característica principal de la atmósfera es el contenido en aerosoles. Estos pueden encontrarse hasta en las capas más altas, estando constituidos principalmente de polvo y partículas de agua helada suspendidos formando nubes. La concentración de polvo es variable y ciertamente estacional, pero al no existir precipitaciones, siempre permanece a un cierto nivel incluso en las épocas más estables.

Por tanto, la influencia de los aerosoles en la radiación solar sobre la superficie de Marte, es clave. El conocimiento de la abundancia de estos, o lo que es lo mismo, el espesor óptico de dichos aerosoles (AOD – *Aerosol Optical Depth*), se hace necesario

para poder validar modelos del comportamiento del clima del planeta tanto a escala global [GIE 68] y [MAD 11], como local [RAF 01].

Desde un punto de vista astrobiológico y de futuras misiones tripuladas, el estudio de la radiación ultravioleta que llega a la superficie es de gran interés y nuevamente, junto con la absorción del CO₂, el AOD vuelve a ser relevante [ZOR 07] y [COR 03], ya que el polvo contribuye significativamente a la extinción del UV.

El AOD de Marte es también usado como parámetro necesario en la reconstrucción de datos meteorológicos utilizados en las simulaciones de entrada, descenso y aterrizaje (EDL— *Entry, Descent and Landing*) de las sondas que han aterrizado y aterrizarán en el planeta [TYL 07], [RAF 03] y [VAS 12]. Y es también fundamental en el dimensionado de los paneles solares utilizados en las distintas misiones de superficie [HAB 93].

Por todos estos motivos, la determinación del espesor óptico por aerosoles es importante. Obtener datos precisos de su variación horaria, diaria e inter anual es fundamental para el estudio del planeta y para las futuras misiones a Marte.

El presente trabajo describirá la investigación relacionada con la concepción, diseño y construcción de un sensor miniaturizado para la medida del AOD de la atmósfera de Marte con gran resolución temporal, así como para la detección de nubes de baja altura. Este sensor, SIS, formó parte del instrumento meteorológico DREAMS que voló en la misión ExoMars2016, en el módulo de descenso Schiaparelli.

Este diseño se engloba en una trayectoria de casi diez años de investigación y desarrollo de sensores miniaturizados para la exploración planetaria que ha permitido al Área de Ingeniería de Sensores Espaciales (AISE) del INTA, estar presente en las últimas y más prestigiosas misiones a Marte de las dos principales agencias espaciales ESA y NASA.

Por tanto, como resultados del presente trabajo se presentarán las soluciones adoptadas en el sensor SIS [APE 14] [ARR 15] [ARR 17] de carácter innovador tanto en su concepción, como en las soluciones adoptadas para obtener un sensor real, cumpliendo con los durísimos requisitos impuestos para su desarrollo: tiempo de ejecución, condicionantes ambientales, consumo, masa, tamaño y fiabilidad.

Por otro lado, se incluirá la validación del sensor con los resultados obtenidos en la campaña de medida realizada en un entorno representativo.

1.2 Planteamiento de la Tesis doctoral

El objetivo principal del presente trabajo es el diseño y desarrollo de un sensor miniaturizado, capaz de medir la evolución del Espesor Óptico por Aerosoles (*Aerosol Optical Depth* -- AOD) de la atmósfera de Marte a lo largo del día, así como la detección de nubes en altura.

Los antecedentes de partida, y justificación del carácter investigador/innovador de la tesis, son básicamente dos:

- A. Científico: el polvo es un componente inherente a la atmósfera de Marte. Esto hace que sea el “motor” principal de la dinámica atmosférica a todos los niveles, jugando un decisivo papel en el balance térmico del planeta. Por este motivo, se trata de un parámetro fundamental de los modelos que describen su atmósfera.

Hasta la fecha, el estudio del AOD de la atmósfera de Marte se ha realizado fundamentalmente de dos maneras: (a) con observaciones desde satélite y (b) con observaciones *in situ* desde la superficie con distintos instrumentos y cámaras embarcados en los módulos de descenso y *rovers*.

Las observaciones desde satélite tienen gran cobertura espacial, pero su observación en cada punto se realiza en tiempos muy cortos y esto hace que su cobertura esté limitada temporalmente. La cobertura geográfica depende de la inclinación de su órbita, y tienen que realizar estimaciones, no siempre muy precisas, en las capas más bajas de la atmósfera y el albedo del planeta.

Por otro lado, las observaciones desde la superficie evidentemente tienen una limitación geográfica también. Los datos de AOD en este caso, han sido obtenidos generalmente por las cámaras de los distintos *landers* y *rovers* [POL 79], [COL 89], [LEM 04] y [LEM 15]. Esta instrumentación permite obtener mejores estimaciones del espesor óptico, así como de la forma y el tamaño de las partículas, estudiando la función de fase de *scattering* generado por estas. Sin embargo, al no ser instrumentos dedicados únicamente para el estudio atmosférico, no siempre tienen suficiente resolución temporal. De los instrumentos de superficie dedicados a estudios atmosféricos destacan el UV de REMS [GOM 12] y el LIDAR (*Laser Imaging Detection and Ranging*) de Phoenix [WHI 08]. El primero se diseñó para caracterizar la irradiancia ultravioleta en la superficie de gran importancia para el estudio de la habitabilidad del planeta. Con sus medidas se puede también obtener el AOD [SMI 09], pero limitado a la región ultravioleta del espectro y obteniendo su valor en promedio para algunos soles. El LIDAR de Phoenix por su parte, ha sido quizá el instrumento más sofisticado para el estudio del polvo atmosférico que se ha utilizado en Marte. Era capaz de realizar sondeos de hasta 20 km de altura y de discernir las nubes de polvo siendo determinante en el éxito de la misión. Sin embargo, se trata de un instrumento con unas necesidades elevadas en cuanto a masa (6 Kg) y potencia necesaria (30W).

Como queda patente, las soluciones adoptadas no acaban de obtener datos lo suficientemente precisos en el caso de los orbitadores y con suficiente resolución geográfica y temporal, en el caso de los sensores en

superficie. Esto se debe en gran medida a que estas misiones han sido diseñadas con propósitos geológicos y/o astrobiológicos y por tanto, han estado constituidas por grandes *landers* o *rovers*. Sin embargo, para estudios atmosféricos, al igual que se hace en la Tierra, resulta más interesante el diseño de misiones que sean capaces de desplegar múltiples estaciones meteorológicas a lo largo del planeta [HAB 96]. De esta forma, se podrían determinar los parámetros atmosféricos, de manera global, en la misma escala de tiempo y con instrumentos comparables. Esto permitiría sintonizar y refinar los modelos globales climatológicos de Marte y dar condiciones de contorno muy realista para los modelos locales.

El MEPAG (Mars Exploration Program Analysis Group) es un prestigioso grupo de expertos que desde 1999 definen las misiones NASA que, desde un punto de vista científico, debieran realizarse para el estudio de Marte en los siguientes años. Ya desde 2009, con el establecimiento de la subcomisión NetSAG (*Network Science Analysis Group*) este grupo identifica la necesidad de establecer redes de estaciones geofísicas: las *Mars Networks*. El concepto de estas redes ha ido evolucionando existiendo en la actualidad propuestas como MetNet [HAR 17] e interés por las agencias como pudiera ser el TPR (*Basic Technology Research Program*) propuesto recientemente por ESA “Miniaturized Sensor Packages and Delivery Systems for In-Situ Exploration”.

En este contexto, es del todo interesante y novedoso el desarrollar por tanto un radiómetro miniaturizado para estudios de polvo en suspensión en la atmósfera marciana. Dependiendo de las restricciones de la misión, este sensor debería ser capaz de estudiar el AOD en distintas bandas espectrales, con una cobertura amplia del cielo y sectorizada que le permita tener estimaciones de alta resolución temporal.

- B. Tecnológico: cualquier misión espacial y de exploración planetaria en particular, está muy limitada en recursos. La relación entre la masa depositada con la masa total, es de un porcentaje muy pequeño, entre el 4 y el 16%. Cualquier instrumento desarrollado para un *lander* o *rover* debe cumplir con las siguientes características: masa y volumen reducido, bajo consumo y, debido al retardo de las comunicaciones directas o los lapsos de tiempo entre comunicaciones en el caso de usar un orbitador como relé, hacen necesario que las cargas útiles tengan también gran autonomía.

Además, si consideramos el caso de sensores de observación meteorológica, de manera general, estarán situados en el exterior del vehículo y no en compartimentos acondicionados térmicamente. Así pues, la instrumentación deberá diseñarse para soportar el enorme estrés generado por los ciclos térmicos en la superficie de Marte, de los 20°C de máxima en el ecuador a -153°C de mínima en los polos. Los componentes electrónicos y optoelectrónicos utilizados en cualquier sector (comercial, militar, espacial) están calificados (garantizados por el fabricante) para operar en rangos de temperatura mucho menores, especialmente en lo que a operación en frío se refiere. En el caso de los componentes militares y espaciales, ese rango se extiende hasta los -55°C, pero queda lejos de la temperatura mínima que puede llegar a alcanzarse, en la superficie de Marte.

Estos condicionantes se han de tener en cuenta, sumados al resto de consideraciones que ha de tener cualquier misión espacial, es decir, los sistemas tienen que ser compatibles con el entorno de operación, desde su lanzamiento hasta su llegada al planeta. Por tanto, el diseño ha de ser compatible con la vibración del lanzador, los choques de los distintos pirotécnicos, la radiación acumulada en el viaje y en la superficie, el calor extremo de la entrada en Marte, así como las grandísimas desaceleraciones que se producen en el aterrizaje.

Con esos antecedentes, el objeto último de la tesis es:

Idear, diseñar, desarrollar y validar un sensor miniaturizado (menor que 100g), de bajo consumo (menor de medio watio), capaz de soportar las exigentes condiciones de una misión de exploración marciana, operando en su superficie (gradientes térmicos extremos), que pueda proveer: (a) una estimación del AOD y su evolución a lo largo de un mismo Sol, extrayendo información de los parámetros de la morfología del polvo, (b) una estimación de la irradiancia absoluta sobre la superficie de Marte, (c) una capacidad de resolución espectral en al menos 2 bandas en ambos extremos del visible, para el análisis de *Color Index* (CI) y detección de nubes a partir de él.

En el trabajo se plasmarán también las soluciones tecnológicas adoptadas, así como las metodologías aplicadas de tal forma que estas se puedan usar en el futuro para el desarrollo de nuevos sensores e instrumentos para exploración planetaria.

El diseño de este tipo de sensor, miniaturizado, de bajo consumo, autónomo y digital lo convierten en una solución ideal para ser embarcado en futuras sondas de superficie independientemente de su tamaño o características.

Por último, indicar además que el presente trabajo no ha sido un ejercicio “libre” de Investigación y Desarrollo (I+D), sino sujeto a las restricciones de una misión real, ExoMars2016. El sensor DREAMS-SIS, además, fue seleccionado tan solo 10 meses de tener que disponer de los resultados de la campaña de calificación de los sensores. En este momento, la acomodación estaba también resuelta no siendo compatible con el sensor propuesto por el INTA: masa menor de 25g en el mástil o de 65g en el compartimento interior. Por este motivo, el diseño del SIS tuvo que evolucionar y ser rediseñado en tiempo *record*, para poder entrar en la misión y afrontar un calendario realmente frenético.

Estructura de la memoria

El trabajo de investigación se ha estructurado en ocho capítulos que cubren todo el ciclo de vida útil del sensor más uno de conclusiones.

El **Capítulo 2 – Instrumentación para el Estudio del Espesor Óptico en Marte** presenta la importancia de medir este parámetro para el estudio de la dinámica atmosférica del planeta y la instrumentación que para ello se ha utilizado anteriormente. El polvo es uno de los componentes principales de la atmósfera y, por tanto, influye de manera determinante en el balance radiativo del planeta. En este capítulo se abordará también el estado del arte y revisión histórica de los distintos sensores e instrumentos que han realizado estudios sobre el polvo en suspensión en Marte, así como los resultados obtenidos. Por último, se expondrán las razones por las cuales el sensor DREAMS-SIS tiene un carácter innovador dada su concepción, diseño, modos de operación y procedimiento de análisis propuesto.

Diseñar y construir instrumentación para estudios atmosféricos en la superficie de un planeta que no es la Tierra, conlleva una serie de complicaciones que serán descritos en el **Capítulo 3 – Condicionantes tecnológicos de misiones a Marte**. Este capítulo presentará las bases de los grandes retos de diseño, tecnológicos y de recursos, que supone una misión de estas características de manera general.

Una vez expuesto lo que se quiere medir y por qué, el **Capítulo 4 – Planteamiento del Sensor** ofrece una amplia descripción del planteamiento del mismo, así como los métodos de medida propuestos.

En base a este concepto y los condicionantes de la misión, el **Capítulo 5 – Diseño del Sensor**, realiza una descripción detallada de todas las soluciones técnicas que se han adoptado para llegar al objetivo de construir un sensor capaz de cumplir los distintos requisitos: científicos, funcionales, ambientales, mecánicos, térmicos, etc.

El repaso de los resultados obtenidos en las campañas de caracterización en frío, calificación en ciclos térmicos y ensayos de radiación sobre los componentes y materiales utilizados en el sensor se encuentran en el **Capítulo 6 – Calificación de Materiales y Componentes**

En el **Capítulo 7—Integración, Validación y Calibración del Sensor**, se detallan los distintos pasos para la consecución de un sensor real. La integración es un proceso complejo, donde el paso del papel a la realidad no siempre (o más bien casi nunca) es el esperado. En el capítulo se describirá también la fase de validación, donde se demuestra que se cumplen los requisitos que han servido como premisas de diseño. Por último, se cubrirá la calibración del sensor ofreciendo un modelo del mismo para poder ser utilizado por la comunidad científica.

Dentro de los modelos construidos durante el desarrollo del sensor, el último fue el modelo de campo SIS FCM (*Field Campaign Model*) que se ha utilizado para validar el comportamiento del sensor en entornos de referencia o también llamados análogos marcianos. El **Capítulo 8—Resultados en Campaña de Medida en Análogo Marciano** describe la campaña desplegada en el desierto del Sahara. Se describen las características que hacen interesante este enclave, los equipos comerciales utilizados en la comparación con el sensor y la estrategia seguida durante su realización. Se presentan los primeros resultados DREAMS-SIS, validando los principios de medida desarrollados en el Capítulo 4, contra unos equipos de medida de referencia terrestre y en un entorno de parecidas características al entorno final de operación en Marte.

Parece difícil tener un capítulo de resultados en vuelo si uno conoce el trágico desenlace del módulo de descenso de ExoMars2016. No obstante, tanto en el trayecto a Marte como en la última fase de acercamiento al planeta, se recibieron Telemedidas de instrumento DREAMS que permitieron verificar el excelente estado de salud del sensor SIS, así como la calidad extraordinaria de las señales medidas. El **Capítulo 9—Resultados en Vuelo** describirá todo este proceso, así como los resultados obtenidos.

Por último, en el **Capítulo 10—Conclusiones y líneas de investigación futuras**, se repasarán los objetivos conseguidos en el desarrollo del sensor, así como las aportaciones más significativas. Se incluye también las líneas de futura/presente investigación relacionadas con el trabajo realizado y, por último, se indicarán las contribuciones realizadas por el autor en el marco de esta investigación.

Amanecer en el Cráter Gusev

El Sol aparece bajo el horizonte en esta panorámica capturada por el rover de NASA Spirit, en su lugar de aterrizaje en Enero de 2004.

NASA.

2 LA EXPLORACIÓN ROBÓTICA DE MARTE. INSTRUMENTACIÓN PARA EL ESTUDIO DEL ESPESOR ÓPTICO DE SU ATMÓSFERA

La historia de exploración de Marte permite realizar un estudio de la humanidad en los últimos 3000 años. La presencia de este astro en el cielo, ha cautivado a todas las civilizaciones y gracias al avance de la cultura y la tecnología, hemos ido conociendo al planeta cada vez más cerca, con cada vez mejores instrumentos, e incluso desde su propia superficie.

Este capítulo realizará un viaje por la historia de las misiones al planeta. Se describirá su dinámica atmosférica, donde la evaluación del polvo en suspensión es crucial, y se repasarán los distintos instrumentos que, hasta el momento, lo han medido.

2.1 Introducción

Marte ha sido una obsesión para el hombre desde el principio de la civilización. Las primeras observaciones del planeta datan del segundo milenio antes de Cristo, realizadas por los egipcios que estudiaron su errática posición en el cielo. A partir de entonces, todas las grandes civilizaciones han observado el planeta, y su conocimiento ha ido evolucionando al mismo tiempo que el del sistema solar: desde las propuestas geocéntricas de la Grecia clásica, al heliocentrismo de Nicolás Copérnico o las órbitas elípticas de Johannes Kepler a principios del siglo XVII.

2.2 La Exploración de Marte

Observación del planeta

El descubrimiento de Kepler fue posible gracias a las observaciones del movimiento retrógrado de Marte realizadas con gran detalle por el astrónomo Tycho Brahe, quien atesoraba la mayor y más precisa base de datos de observaciones de las estrellas y planetas hasta la fecha.

Figura 2-1. Instrumento utilizado para observación de la posición de estrellas y planetas por Tycho Brahe (izq.) [BRA 88]. Representación del telescopio de Galileo (dcha.). La Nature July 1876 Volume II.

Con la aparición del telescopio, introducido por Galileo Galilei en la astronomía en 1610, comienza una nueva etapa de observación del planeta Marte. Con estos dispositivos, el propio Galileo estudio las fases de su sombra y, posteriormente, Christian Huygens fue capaz de hacer una estimación del período de rotación del planeta, así como de su radio. Estas medidas fueron recalculadas por Giovanni Cassini en 1666 que utilizando la tercera ley de Kepler, fue también capaz de calcular la distancia de Marte a la Tierra estando en oposición. Sir William Herschel fue el primer científico en sostener la existencia de atmósfera y de casquetes de hielo en los polos del planeta.

Con las mejoras técnicas en los telescopios surgieron las observaciones de mayor calidad de la superficie de Marte, generándose los primeros mapas del astro. El astrónomo italiano Giovanni Schiaparelli describió en sus estudios una serie de canales que atravesaban el planeta. Esta palabra, canal, al traducirse al inglés por *channel* introdujo una connotación de artificialidad en su significado. Debido a esto, entusiastas como el astrónomo americano Percival Lowell desarrollaron teorías imaginativas sobre la existencia de una civilización avanzada en Marte, que construía canalizaciones desde los polos para alimentar complejos sistemas de irrigación en las zonas ecuatoriales.

Todas estas teorías, junto con interpretaciones erróneas de las observaciones de muy limitada resolución de la superficie del planeta que sugerían la existencia de vegetación, fueron el germen de la mitología sobre la existencia de vida extraterrestre en Marte, que tanto impacto tuvo sobre el gran público: desde las novelas de Edgar Rice Burroughs, las Crónicas de Ray Bradbury o el famoso programa de radio de Orson Welles, que aterrorizó a Estados Unidos con su ficción basada en la novela del H.G. Wells *La Guerra de los Mundos*.

Sin embargo, los avances de la técnica fueron permitiendo un continuo avance en el conocimiento del planeta que poco a poco iba desmontando la teoría de un Marte habitado por una civilización avanzada: el rango de temperatura en la superficie (-

70°C – 13°C) [PET 24], las grandes tormentas de polvo en suspensión [ANT 30] o la detección de CO₂ como componente mayoritario de la atmósfera [KUI 52], parecían hacerlo difícilmente compatible con semejante idea.

Inicios de la exploración de Marte

A partir de 1960, comienza la exploración del planeta por medio de sondas robóticas artificiales. Es la extinta URSS quien intenta en primer lugar alcanzar el planeta con las diversas sondas Mars, Marsnik y Zond. Las sondas Mars estaban compuestas por un orbitador y un módulo de descenso (que incluía a su vez un pequeño *rover*). La Mars 1, lanzada en 1963, fue el primer artefacto que sobrevoló Marte, pero se perdió el contacto a 106 millones de kilómetros de la Tierra cuando estaba entrando en una órbita heliocéntrica hacia el planeta. La Mars 2 y Mars 3 fueron lanzadas ocho años después, en 1971. Las dos alcanzaron Marte (unos meses después que la Mariner 9) y lanzaron sendos módulos de descenso sobre el planeta, coincidiendo por desgracia con la mayor tormenta de polvo de escala planetaria conocida. Ambas naves orbitaron Marte durante 8 meses y enviaron un total de 60 fotografías.

Figura 2-2. Esquema de descenso de las Mars 3. [PER 99].

En cuanto a sus módulos de descenso, el de la Mars 2 entro en la atmósfera de Marte a una velocidad de 6 Km/s, pero con un ángulo más pronunciado de lo esperado, con la consecuencia de que el sistema de aterrizaje falló durante el descenso. Sin embargo, el módulo de descenso de la Mars 3 fue capaz de alcanzar la superficie con aparente éxito, si bien la transmisión de la sonda se perdió a los pocos segundos, habiéndose recibido una foto incompleta que finalmente se determinó que era básicamente ruido. Aunque no llegaron a determinarse con claridad las causas del fallo, todo pareció indicar que las duras condiciones de la tormenta de polvo tuvieron un papel fundamental.

Figura 2-3. Primera foto realizada desde la superficie de Marte. Lavochkin.

Posteriormente, en 1973, se lanzaron la Mars 4, 5, 6 y 7 con resultados similares: Mars 4 no consiguió orbitar al planeta y solo pudo tomar 5 imágenes al sobrevolar sus inmediaciones. Mars 5 era una sonda sin módulo de descenso destinada a servir de relé de comunicaciones para las siguientes misiones. La nave consiguió orbitar el planeta y pudo mandar alrededor de 43 fotos de la superficie, pero falló antes de completar su misión. Las dos siguientes sondas, Mars 6 y 7, consistían en módulos de descenso sin orbitador. La primera de ellas falló en su aterrizaje y la segunda se perdió en el espacio profundo poniendo fin a esta etapa del programa soviético.

En el lado americano, esta primera época de exploración planetaria comenzó con el programa Mariner (1962-1975), que tuvo un éxito notable en el estudio de

Mercurio, Marte y Venus. La primera sonda enviada al planeta rojo fue la Mariner 3 en 1964, pero un fallo en el lanzamiento que afectó al despliegue de los paneles solares, hizo que la misión se perdiera al descargarse la batería de la aeronave. En ese mismo año se lanzó la Mariner 4, que al igual que la anterior, estaba diseñada para realizar un vuelo pasante y cercano al planeta (*flyby*).

Figura 2-4. Mariner 4, el primer artefacto humano que sobrevuela Marte en 1964. NASA.

Evidentemente habría sido preferible orbitar Marte para poder observarlo durante meses o incluso años, pero en ese momento la capacidad de los lanzadores estadounidenses no era suficiente para asumir el peso adicional que requerirían los retrocohetes para el frenado de la nave al llegar al planeta. La Mariner 4 consiguió su objetivo y fue la primera sonda de la historia que envió fotos cercanas del planeta rojo, en las cuales se pudo observar la orografía de su superficie. La expectación que despertaron estas fotos fue evidente: nunca antes se había observado la superficie de Marte con esa resolución espacial. Lo que los científicos pudieron observar fue realmente esclarecedor y a la vez, en cierta forma, decepcionante. No había rastro de ningún canal artificial de irrigación, ni de civilización alguna. Las imágenes del planeta revelaban una superficie sin vegetación, con multitud de cráteres de impacto y sin rastro de agua líquida. La sonda también portaba cierta instrumentación científica a parte de las cámaras, consistente en un analizador del viento solar, un analizador de partículas cargadas y un magnetómetro. Este último evidenció la falta de campo

magnético global en el planeta [SLO 66] lo que podría explicar el porqué de su fina atmósfera. Marte se descubría como un mundo “muerto”, tanto biológica como geológicamente.

Figura 2-5. Superficie de Marte “retratada” por la Mariner IV. NASA

Las siguientes Mariner enviadas a Marte, la 6 y la 7, eran sondas gemelas que volverían a realizar un vuelo pasante en 1969, pero esta vez, estarían equipadas con sendos instrumentos para estudiar la atmósfera marciana, así como de cámaras mejoradas. Entre las dos, transmitieron más de 800 Mbits de información, incluyendo 140 fotos de larga y 59 de media distancia, cubriendo un 20% de la superficie del planeta [LEI 69]. Los instrumentos atmosféricos ofrecieron datos de la reflexión de ultravioleta [PEA 71] e infrarrojo [CHD 69], pudiéndose estimar la temperatura del casquete congelado del polo sur en -123°C con lo que se confirmó que era CO_2 congelado [NEU 71].

El final del programa Mariner para la exploración de Marte, concluyó con las sondas gemelas Mariner 8 y 9. En este caso la misión pretendía orbitar el planeta y, por este motivo, las sondas tuvieron que crecer en tamaño y peso para poder albergar los retrocohetes de frenado y su combustible. Por su lado, la comunidad científica instó a que la órbita fuera lo más inclinada posible para poder observar los polos y tener una elevada cobertura espacial del planeta. Tal fue el incremento de masa, que estas Mariner superaban en peso en más del doble al de sus predecesoras.

En mayo de 1971 la Mariner 8 se destruyó en el Atlántico debido a un fallo la segunda etapa del lanzador. Otra vez NASA rentabilizó su política de redundancia en la fabricación de sus naves y pocos días después pudo lanzar con éxito la Mariner 9, que llegaría a orbitar Marte el 14 de noviembre de ese mismo año convirtiéndose en el primer artefacto humano en orbitar un planeta distinto a la Tierra.

Al llegar al planeta, se estaba produciendo una gran tormenta de polvo a nivel global y tuvieron que pasar algunos meses para que la sonda pudiera mandar imágenes nítidas de la superficie. Esta vez, las imágenes recibidas cambiaron radicalmente las ideas que habían ido asentándose con cierto pesimismo tras las misiones anteriores: un Marte lunar, lleno de cráteres de impacto y con poco interés astrobiológico. La Mariner 9 sorprendió a toda la comunidad científica: en sus imágenes pudieron verse grandes cañones con marcas de erosión en sus paredes, enormes volcanes, signos que indicaban que, en otra época, podría haber discurrido agua líquida por la superficie y que pudiera haber aún hoy grandes cantidades de ella congelada en el permafrost [STE 72].

Mucho tiempo después, muchos autores han seguido el criterio adoptado en [CLA 00] de considerar a este año, el del primer avistamiento de una tormenta de polvo, como el año 1 de Marte (MY – *Martian Year*). Téngase en cuenta, que debido a la órbita de Marte $1MY = 1.88$ años terrestres.

La era de las *Viking*

Con los resultados de las sondas Mariner, la gran pregunta de la existencia de vida en Marte no podía ser contestada con seguridad. Tratando de encontrar la respuesta, la NASA comenzó a trabajar en el programa Voyager, posteriormente renombrado como *Viking*. Esta misión estuvo en competición directa con el programa Apolo, lo que ocasionó recortes presupuestarios y un retraso de dos años en su lanzamiento.

De nuevo este proyecto consistía en dos sondas gemelas, pero en esta ocasión estarían compuestas por un orbitador y un módulo de aterrizaje cada una. Estos

artefactos contenían grandes avances en la electrónica del momento, disponiendo de ordenadores reprogramables, lo que permitió dotar a la misión de la flexibilidad necesaria para tener cierta reacción ante las eventualidades y, por otro lado, tener sistemas robóticos cada vez más sofisticados para poder estudiar la superficie.

Con las *Viking* nació un nuevo concepto que ha acompañado al resto de misiones planetarias hasta la actualidad: la Protección Planetaria. Esta disciplina, auspiciada por el Artículo IX del Tratado del Espacio Exterior de 1967, de Naciones Unidas, persigue evitar la contaminación de planetas o cuerpos celestes con bacterias, gérmenes o material biológico de la Tierra, adheridos a la superficie de las sondas espaciales. El primer propósito de esta práctica tiene un carácter en cierto modo ecologista, al tratar de impedir la contaminación del planeta visitado con posibles microorganismos terrestres que pudieran poner en riesgo la posible vida que allí existiera. Por otro lado, en misiones como *Viking* donde se trataba de encontrar evidencias de vida en Marte, la Protección Planetaria permite evitar falsos positivos por contaminación con material biológico terrestre en las zonas de estudio. Con esta premisa, se realizó una exhaustiva campaña de calificación a altas temperaturas de los componentes y materiales que iban a ser utilizados. Esto permitió poder realizar una esterilización de los módulos de descenso y aterrizaje, mediante la técnica de DHMR (*Dry Heat Microbiologic Reduction*), consistente en la exposición de las sondas a una temperatura de 110°C durante 40 horas [DAS 75], reduciendo con este proceso la carga biológica transportada por la aeronave.

El 20 de agosto de 1975 se lanzó la *Viking 1*, aunque en realidad se trataba de la segunda sonda ya que fueron intercambiadas por problemas encontrados antes del lanzamiento. La segunda sonda fue lanzada el 9 de septiembre de ese mismo año.

El lugar de aterrizaje de los dos módulos de descenso fue elegido en base a los mapas obtenidos por la Mariner 9. Sin embargo, las *Viking* estaban equipadas con cámaras mucho más evolucionadas que sus predecesoras y con un espectrómetro infrarrojo para poder discernir áreas rocosas. Una vez las sondas estuvieron en órbita,

mapearon las zonas de aterrizaje y, para sorpresa de todos, las zonas planas y poco accidentadas de los mapas de la Mariner no lo eran en absoluto y resultaban peligrosas para el aterrizaje. Durante las siguientes semanas se tuvieron que buscar con ahínco nuevas localizaciones “seguras” y no se pudo “amartizar” el 4 de julio como estaba previsto. Para la *Viking 1* fue más sencillo y se replanificó la fecha al 20 de julio de 1976 (celebrando la efeméride de la llegada a la Luna por Neil Armstrong y su tripulación). Para la *Viking 2* por su lado, se tuvo que buscar con más detenimiento y sumando los retrasos anteriores, pudo “amartizar” correctamente el 9 de septiembre del 1976.

Figura 2-6. Primera foto a color enviada por la *Viking 1* el 21 de julio de 1976. NASA/JPL

El éxito de esta misión es un hito en la historia de la exploración espacial. Es la primera misión en aterrizar en la superficie de un planeta del sistema solar con dos sondas totalmente operativas, utilizando un sistema realmente complejo y muy exigente para la tecnología del momento. Las primeras imágenes fueron evidentemente de gran impacto mediático, dejándonos ver unas panorámicas del paisaje desértico de Marte y por primera vez el color rojizo de su cielo.

Durante el descenso de las sondas se activaron tres instrumentos para el estudio de la ionosfera [HAN 77], la obtención de los perfiles verticales de densidad, presión y temperatura de la atmósfera [SEI 77] y la determinación de su composición [OWE 77].

Los primeros resultados arrojados por los instrumentos del paquete biológico indicaban una emisión de gases por parte de las muestras analizadas. Esto suscitó mucho debate al respecto del posible origen biológico o químico de dicha emisión. No obstante, y pese a existir aún hoy algunas voces discrepantes al respecto, se aceptó de manera general que ninguno de los instrumentos ofreció un positivo inequívoco en su búsqueda de procesos y compuestos relacionados con la vida [KLE 79]. La búsqueda de vida era el objetivo principal de estas sondas y estos resultados eclipsaron en parte el gran éxito tecnológico de la misión.

Las sondas de aterrizaje también contenían las primeras estaciones meteorológicas que fueron desplegadas sobre la superficie del planeta, permitiendo obtener datos de la humedad relativa, la temperatura de la superficie a distintas alturas y la velocidad y dirección del viento [CHA 76].

Por su parte, los orbitadores constituyeron también un éxito de fiabilidad y resultados científicos. Además de las potentes cámaras a color, que enviaron más de cincuenta mil fotografías en alta resolución de la superficie, cubriendo el 97% de la misma, los orbitadores de las *Viking* portaban instrumentación científica para el estudio de la atmósfera marciana consistente en un radiómetro y un espectrómetro infrarrojos con los que se pudo estudiar el contenido de vapor de agua de la atmósfera [JAK 82], así como la radiación térmica emitida por ésta y por la superficie del planeta [KIE 76].

Mientras que la vida útil propuesta para la misión era de 90 días, tanto los orbitadores como los *landers* superaron con creces esta duración (entre 2 y 4 años de vida útil). Se contabiliza que más de 1800 personas trabajaron en su desarrollo y ha sido, con diferencia, la misión más costosa enviada al planeta rojo: más de mil millones de dólares de la época.

Un nuevo empujón ruso

Una nueva misión rusa se había gestado a partir de los innumerables fracasos de la década de los setenta. Las sondas PHOBOS 1 Y 2, serían las últimas desarrolladas por la Unión Soviética y fueron diseñadas como una evolución de las Venera (las exitosas sondas enviadas a Venus), pero realizando una severa revisión del diseño. Aun así, debido a la complejidad de la misión, acabaron siendo las sondas más pesadas en la historia enviadas hacia a Marte.

El Instituto de Estudios Espaciales (IKI), en un intento de abrir la misión a la comunidad científica de un lado y del otro del telón de acero, solicitó colaboración de distintos países, y las cargas útiles de la misión se realizaron en colaboración con Austria, Alemania, Hungría, Checoslovaquia, Estados Unidos, etc.

Las Phobos fueron lanzadas el 7 y 12 de Julio de 1989 para realizar una misión realmente compleja [SAG 89]. Estaban diseñadas para aproximarse a Marte, orbitarlo, acercarse al satélite Phobos y realizar un exhaustivo estudio sobre el satélite, desplegando dos sondas sobre su superficie. Sin embargo, la misión se torció desde el comienzo y dos meses después de haber sido lanzadas la Phobos 1 dejó de comunicar. Posteriores análisis determinaron que un comando erróneo subido desde Tierra, hizo que el ordenador de abordaje modificara su actitud, impidiendo que los paneles solares desplegados obtuvieran la energía suficiente para cargar las baterías.

Por tanto, la misión se redujo a la Phobos 2, que tuvo un final parecido pero habiendo, eso sí, obtenido datos importantes y novedosos. La sonda consiguió insertarse en una órbita muy excéntrica realizando las pasadas más cercanas al planeta hasta la fecha, lo que permitió obtener valiosas medidas con los instrumentos de campo magnético, de ondas de plasma y de electrones e iones de distintas energías. Estas medidas constituyeron el primer estudio del plasma cercano del planeta y dieron una estimación incluso de la velocidad de escape de iones de su atmósfera, por la interacción con el viento solar [LUN 89]. La siguiente fase de la misión consistía en ir modificando la órbita hacia una circular, para poder acercarse al

satélite Phobos. En este acercamiento se consiguieron tomar unas 40 fotos del satélite en alta resolución [AVA 89]. Lamentablemente, cuando la sonda realizaba las tareas de alineamiento para desplegar los dos *lander*, se perdió la comunicación y terminó la aventura de las Phobos.

Este triste desenlace junto con la grave crisis económica en la que estaba sumergida la URSS, impactó de lleno en los programas de exploración planetaria rusos, frenándose las actividades hasta el año 1996.

Faster, Better and Cheaper

En la década de los ochenta, comienza la concepción en Estados Unidos de una nueva misión con los objetivos de determinar el campo gravitatorio y magnético del planeta, estudiar la composición de su superficie, la concentración de volátiles en la atmósfera así como su variabilidad anual, tratando de desentrañar la estructura y circulación de la atmósfera. La sonda *Mars Geoscience/Climatology Orbiter*, posteriormente rebautizada como *Mars Observer*, se diseñó en un comienzo con un presupuesto muy ajustado, tratando de utilizar tecnología existente empleada en otros ámbitos. La sonda fue lanzada con retraso en 1992, con un sobrecoste exagerado y, tras llegar al planeta, en las maniobras de inyección en órbita polar, se perdió el contacto.

La pérdida de esta sonda llevó a la agencia americana a sumirse en una época de autocrítica unida con la poca disposición del Congreso a financiar grandes inversiones de exploración planetaria. Tras una fase de análisis, se llegó a las siguientes conclusiones:

- Los proyectos de exploración planetaria, no podían mantener el nivel de inversión de pasadas misiones. La *Mars Observer* fue un intento de conseguir este objetivo, pero en el momento de su lanzamiento había duplicado su presupuesto inicial y además había sido un fracaso.

- Se debían por tanto realizar cambios a nivel estructural de NASA, para poder encontrar nuevos caminos en la gestión de proyectos espaciales.
- Por otro lado, debían afianzarse metodologías para aumentar la fiabilidad de las tecnologías utilizadas pero con un coste contenido.

En 1992 Daniel Golding fue nombrado administrador de NASA, con el objetivo de modernizar la organización de tal forma que se pudiera reducir drásticamente el coste de las misiones. Golding insta a JPL (Jet Propulsion Laboratory) a reconvertirse bajo su lema “faster, better, cheaper” y comienza una etapa realmente intensa que modificó la exploración espacial. Con estas premisas se diseñan tres sondas de bajo presupuesto: Mars Global Surveyor, Mars Climate Orbiter y Mars Odyssey. Estas tres sondas básicamente, tratarían de llevar a Marte los instrumentos que en su día viajaron en la Mars Observer, o versiones mejoradas de los mismos pero optimizadas en coste.

Las consignas de Golding no fueron únicamente relativas a la técnica y la reducción de costes derivados, también se centraron en el “adelgazamiento” y relajación de los rigurosos procesos y procedimientos en la gestión de proyectos espaciales.

Esta filosofía fue bien recibida por la comunidad de ingenieros y científicos, ya que suponía un mayor número de posibilidades para que sus desarrollos e investigaciones pudieran acabar materializándose en instrumentación, a bordo de sondas de exploración. De hecho, en 1996 se tenían dos misiones preparadas para partir rumbo a Marte: Global Surveyor y Pathfinder.

La Mars Global Surveyor llegó a Marte en marzo de 1997 y fue inyectada en una órbita elíptica muy excéntrica que, utilizando la técnica de aero-frenado (*aerobraking*), fue progresando gradualmente a una órbita circular, para poder estudiar el planeta desde la menor distancia posible. Esta sonda utilizó los modelos de reserva o “*spare models*” (FS), de algunos de los instrumentos de la Mars Observer, entre los que destacaban la cámara avanzada MOC (*Mars Observer Camera*) con una

resolución de hasta un metro de la superficie que permitió caracterizar la topografía del planeta [MAL 01], el MOLA (*Mars Orbital Laser Altimeter*) con la capacidad de medir la altura de la superficie [SMI 93] y TES (*Thermal Emission Spectrometer*) que se encargaría de medir la composición de las rocas, el suelo y el polvo en suspensión [SMI 04]. La misión finalizó casi 10 años después de su llegada a Marte, en noviembre de 2006.

La misión *Pathfinder* fue la primera del programa Discovery de NASA. Este programa, que continua activo, potencia misiones científicas pequeñas (con un coste inferior a los 150 millones de dólares), con un único investigador principal que, una vez obtenido el presupuesto de la misión, aglutina un equipo de laboratorios públicos e industria para desarrollar la misión, potenciando las tecnologías emergentes que puedan mejorar el retorno científico, así como la reducción de los costes. Son por tanto misiones que vienen a complementar los grandes programas de exploración de NASA, con la estrategia de generar muchas pequeñas misiones a coste reducido.

En esta ocasión, la reducción de costes se llevó a cabo con ideas novedosas. La no inyección de la sonda en órbita antes de entrar en la atmosfera, permitía al sistema ser menos complejo y ligero. Otra estrategia de reducción de costes, que resultó muy beneficiosa para la comunidad científica en general, fue el realizar anuncios de oportunidad para las cargas útiles a nivel internacional. De esta forma, se conseguía la ciencia requerida pero con unos instrumentos financiados por las naciones que los lideraban científicamente. Un ejemplo de esta estrategia fue el espectrómetro alemán de rayos X [RIE 97].

La misión estaba constituida por un vehículo de lanzamiento, que transportaba hacia el planeta rojo un *lander* (Pathfinder), que contenía un pequeño *rover* (Sojourner). Una vez el vehículo de lanzamiento alcanzara las inmediaciones de Marte, inyectaría la sonda en una trayectoria de 20° y un spin de 2 rpm sobre la superficie de Marte. Cuando la sonda deceleraba lo suficiente utilizando el escudo térmico, desplegaba un paracaídas y, poco después, la Pathfinder era descolgada por una

cuerda. Posteriormente se daba la orden de inflar una estructura novedosa de airbags que protegían la sonda de descenso. Cuando el conjunto se estabilizaba, en la estructura donde se anclaba el paracaídas se encendían unos retrocohetes que frenaban el conjunto hasta unos 25 m/s, momento en el cual la cuerda se cortaba liberando la pirámide de airbags que se precipitaba a la superficie del planeta, frenando poco a poco con cada impacto con el suelo y las rocas.

Figura 2-7. Esquema de EDL de la misión Pathfinder [SPE 99]. NASA/JPL.

Este método novedoso, permitía dejar más peso en superficie comparado con aterrizadores con retrocohetes como las *Viking*. Por otro lado, permitía alcanzar zonas de descenso con mayor densidad de rocas, ya que la estructura inflable estaba diseñada para absorber grandes impactos y deformaciones.

Una vez el ordenador detectaba que el sistema se había detenido por completo, daba la orden de desinflar los airbags. La estructura del *lander* estaba diseñada en forma de pétalos que, fuera cual fuera la posición final de aterrizaje, conseguían girar todo el sistema y colocar el *lander* en su posición vertical, mediante el adecuado

movimiento de apertura de los mismos. Todos estos pasos se dieron en el descenso con gran precisión, pero en esta última situación, con los pétalos desplegados, se tenía que dar la orden de dejar deslizar el *rover*, por una de las rampas de bajada. Sin embargo, el airbag que había quedado justo debajo de la rampa no se había desinflado completamente e impedía que el robot pudiera descender. Desde tierra, forzaron el movimiento del pétalo hasta que consiguieron desinflar el tejido y que el robot pudiera descender. La imagen del pequeño *rover* Sojourner a los pies de su *lander* es otro hito de la exploración marciana que disparó sin duda el entusiasmo de la opinión pública.

Figura 2-8. Imagen de la sonda Pathfinder donde se puede ver al *rover* Sojourner trabajando. NASA

Aquel pequeño artefacto conectó con el público de todo el mundo, siendo en aquel momento un récord de visitas a la página web del proyecto. Sin duda, la gran expectación suscitada por esta misión tuvo mucho que ver en la financiación de futuras misiones basadas en *rovers*. La misión duró casi tres meses, triplicando el tiempo originalmente planteado, y permitió por primera vez a los científicos recorrer Marte, estudiarlo con un artefacto que podía visitar distintas localizaciones. Podían seleccionar dónde ir, qué roca analizar.

Esta misión, que fue concebida como una demostración tecnológica, fue todo un éxito en este sentido, pero también fue capaz de generar importantes datos científicos. Con los sensores inerciales se pudo reconstruir la temperatura, presión y densidad de la atmósfera [SCH 97]. La zona de aterrizaje fue seleccionada en base a observaciones de las anteriores misiones, tratando de buscar una región de deposición sedimentaria donde hubiera distintos tipos de rocas. Sin embargo, las rocas analizadas con el espectrómetro del Sojourner fueron todas similares. Su análogo más cercano en la Tierra eran las andesitas [RIE 97] en vez de los basaltos encontrados en las *Viking*. Esto resultó muy sorprendente para la comunidad científica ya que se había deducido que no había habido tectónica de placas en Marte y sin embargo las andesitas, al menos en la Tierra, están íntimamente relacionadas con los procesos de desplazamiento continentales.

Por otro lado, las imágenes tomadas por el pequeño explorador de las rocas estudiadas, mostraban que muchas de ellas tenían salientes y huecos redondeados, que hacía presuponer que se tratase de rocas de tipo conglomerado, es decir, que fueran rocas sedimentarias que suelen formarse cuando se produce la erosión por la corriente de un río o el oleaje en un acantilado [RIE 97]. Este resultado, se veía también fortalecido por los estudios del magnetismo del polvo [HVI 97], que probablemente se debía a la disolución de maghemita en agua (una forma de óxido de hierro, material responsable del color rojo de la superficie).

Allan Hills 84001: un paréntesis mediático y controvertido

El 7 de agosto de 1996 la NASA anunció la posibilidad de haber encontrado una forma primitiva de vida microscópica en el meteorito marciano AH84001, encontrado en el 1984 en la Antártida. El descubrimiento databa los restos en más de cuatro mil millones de años y basaba sus conclusiones en la presencia en la muestra de moléculas de tipo PAHs (*Polycyclic Aromatic Hydrocarbon*) que suelen estar asociadas a fenómenos de fosilización, encontrándose tanto en el exterior como en el interior del meteorito. La muestra contenía también sulfatos de hierro y magnetita que en la tierra se pueden producir por la actividad anaeróbica de ciertas bacterias. Por último, se

había realizado una serie de imágenes con uno de los microscopios electrónicos más potentes del momento descubriendo las formaciones que recordaban a los restos de bacterias fosilizadas.

Figura 2-9. Imagen obtenida por microscopía electrónica del presunto espécimen fosilizado en el meteorito AH84001. NASA.

El estudio fue muy controvertido, y aun hoy no se ha podido determinar si los restos encontrados en el meteorito pueden ser o no considerados como una prueba de vida pasada extraterrestre. Sin embargo, toda esta polémica sirvió para reavivar el interés de la opinión pública y sirvió seguramente para respaldar la financiación de las siguientes misiones.

Penúltimo intento ruso

Antes de la finalización del siglo XX, Rusia intentó llegar a Marte con otro ambicioso proyecto denominado Mars 96. El proyecto consistía en un orbitador con más de veinte instrumentos científicos, dos módulos de descenso con siete cada uno, y dos penetradores con otra decena ellos. Esta misión había surgido de la colaboración de Rusia con Alemania, Francia, Finlandia e incluso Estados Unidos.

Figura 2-10. Representación artística de los penetradores de la misión Mars 96. CENES/D. Ducros.

La Mars 96 fue lanzada desde el cosmodromo de Baikonur el 16 de noviembre de 1996, en un lanzador Protón. La segunda etapa del cohete falló y no se pudo conseguir inyectar la aeronave en órbita hacia Marte. En vez de esto, la nave quedó atrapada por la gravedad de la Tierra y después de realizar dos orbitas, se precipitó al océano Pacífico cerca de la costa de Chile, dando por terminada la misión y las aspiraciones rusas de alcanzar el planeta en el pasado siglo.

Fin de una era

La era de las misiones rápidas y de bajo coste sufrió un duro revés con las dos misiones fallidas de la NASA Mars Climate Orbiter (MCO) y Mars Polar Lander (MPL), que fueron lanzadas en 1998. La primera sonda, heredera de parte de la instrumentación de la Mars Observer, consistía en un orbitador centrado en el estudio de la atmósfera del planeta. Debido a un error humano, la sonda realizó una aproximación al planeta demasiado cercana al tratar de colocarse en órbita y acabó por estrellarse en la superficie.

Por otro lado, la Mars Polar Lander era una misión de bajo presupuesto con la intención de depositar dos tipos de sondas en la superficie de Marte, esta vez en la zona polar. La sonda principal llegó al planeta y lanzó por un lado los penetradores Deep Space 2 y por otro un *lander* que utilizaba la tecnología de aterrizaje heredada de las *Viking*. Sin embargo, en este caso, ni los penetradores ni la sonda de superficie fueron capaces de contactar con el centro de control, dándose por concluida la misión.

Este duro golpe al programa estadounidense tuvo sus consecuencias y constituyó el fin de la filosofía de Golding en la mayoría los programas de la NASA. De esta forma, la misión que en aquel momento se encontraba en la última fase de diseño, la Mars Surveyor 2001, fue sometida a un estudio pormenorizado para detectar posibles causas de fallo que pudieran empeorar la delicada situación. Esta misión consistía en un orbitador inspirado en su homónimo predecesor, junto con un módulo de descenso basado en el diseño del Mars Polar Lander. Al final del estudio se decidió mantener el orbitador (en el caso de la MCO el error había sido humano y podría evitarse en un futuro) y apartar por el momento el *lander*, ya que las causas de su accidentado descenso no estaban claras, y así evitar riesgos de la futura misión (este *lander* sería posteriormente el embrión de la misión Phoenix).

De esta forma, el proyecto fue rebautizado como Mars Odyssey (en honor a la novela de Arthur C. Clarke), una nave espacial de unos 700 kg que fue lanzada el 7 de abril de 2001 con la misión principal de detectar agua en el planeta y servir de repetidor de comunicaciones para futuras misiones en la superficie. Los instrumentos principales que lleva el orbitador son el GRS (*Gamma Ray Spectrometer*) que se centraba en la búsqueda de hidrógeno como elemento clave para la detección de presencia de agua, THEMIS (*Thermal Emission Imaging System*) una cámara con 5 bandas en el visible y 9 en el infrarrojo capaz de ofrecer una resolución de 18 metros para la detección de minerales en la superficie, y MARIE (*Martian Radiation Environment Experiment*) encargado de estudiar el entorno de radiación alrededor de Marte.

Figura 2-11. Mapa de presencia de agua obtenido del instrumento GRS, inferido del contenido de Hidrógeno. NASA/JPL/UA

De los resultados de la instrumentación científica y posteriores análisis, destacan la medición de los niveles de radiación en Marte, las imágenes de agua congelada en el polo sur del planeta o, basado en las medidas de hidrógeno, la realización de mapas de contenido de agua como el que aparece en la Figura 2-11. Esta misión continua su trabajo en el momento de redacción de este trabajo.

Nuevos actores en escena

El primer intento de Europa de llegar a Marte se materializa el 2 de junio de 2003. La sonda Mars Express (MEX) de la Agencia Espacial Europea (ESA) junto con el aterrizador Beagle 2 británico, son lanzados desde Baikonour a bordo de un lanzador ruso Soyuz-FG/Fregat. El orbitador heredaba la estructura de la exitosa sonda Rosetta y recibe su nombre por la rapidez con que fue diseñado y construido. Parte de la carga útil está basada en la misión rusa Mars 96 utilizándose modelos de reserva de sus instrumentos, como el espectrómetro de infrarrojo cercano OMEGA (*Observatoire por la Minéralogie, l'Eau, les Gases et l'Activité*) y las cámaras a color estereoscópicas de alta resolución HRSC (*High Resolution Stereo Camera*). El paquete científico se completaba con un radar de sub-superficie MARSIS (*Mars Advance Radar*

for Subsurface and Ionosphere Sounding), un analizador de partículas energéticas y plasmas ASPERA (*Analyser of Space Plasmas and Energetic Ions*), un espectrómetro atmosférico en ultravioleta e infrarrojo SPICAM (*Spectroscopy of the Investigation of the Characteristics of the Atmosphere of Mars*), un espectrómetro de Fourier PFS (*Planetary Fourier Spectrometer*) y un experimento de radio de ocultación para la obtención de perfiles verticales MaRS (Mars Radio Science). Una descripción detallada de todos ellos se encuentra en [ESA 04].

El 25 de diciembre de 2003 la Mars Express entró en una órbita elíptica polar de Marte y ha estudiado el planeta y servido como repetidor de comunicaciones desde entonces. La Beagle 2 sin embargo tuvo una historia diferente, siendo el primer hito de la historia negra de los *lander* europeos. El mismo día de la inserción en órbita de la Mars Express, se desplegó la sonda de descenso. La Beagle 2 debería haber contactado con la Mars Odyssey al aterrizar, pero no lo hizo. Comenzó entonces una serie de intentos de comunicación con Mars Express, pero fue inútil y en febrero de 2004 se confirmó finalmente que la sonda de superficie se había perdido. Fotografías posteriores tomadas por la cámara de alta resolución HiRISE (*High Resolution Imaging Science Experiment*) en 2015, a bordo de la sonda MRO (*Mars Reconnaissance Orbiter*) revelaron que la Beagle aterrizó correctamente e incluso, desplegó su mástil de observación. Sin embargo, de las fotografías se deduce que no todos los paneles solares se desplegaron correctamente lo que pudo provocar que la batería no tuviera suficiente potencia para ser recargada.

Como grandes aportaciones al conocimiento científico el planeta de la sonda Mars Express destacan: la ocurrencia de procesos volcánicos y glaciales, la presencia de hielo de agua debajo de la superficie y la estructura fina de los casquetes polares. La misión ha revelado la presencia inequívoca de metano en la atmosfera, los campos magnéticos remanentes de las zonas altas en el sur y las nubes de CO₂ de gran altitud y una innumerable cantidad de datos y estudios científicos que sigue creciendo a medida que sigue la misión [ESA 09].

Figura 2-12. Imagen de agua helada en un cráter localizado en Vastitas Borealis, que aparece al evaporarse el CO₂ congelado durante el verano marciano. MarsExpress. ESA.

El año 2003 es también el año del primer intento de Japón en la exploración de Marte, con su sonda Nozomi. La sonda, lanzada en 1998, sufrió una serie de problemas durante el viaje en su sistema de propulsión que hicieron que tuviera que modificarse por completo la misión, convirtiéndose en una epopeya de 5 años para alcanzar las inmediaciones de Marte. Necesitó realizar varios *flybys* tanto a la Tierra como a la Luna para poder llegar a una órbita alrededor del planeta. Sin embargo, el motor principal falló en el último momento y la sonda no pudo alcanzar una órbita alrededor del planeta rojo, perdiéndose en el espacio profundo. Aun cuando su misión principal no pudo ser completada, la sonda realizó estudios importantes del entorno espacial durante su largo viaje, utilizando para ello un analizador de plasma (TPA – Thermal Plasma Analyzer) diseñada por la agencia espacial canadiense [YAU 98].

Llegada de los “geólogos” a Marte

El 10 de junio y 7 de julio de 2003 son lanzadas respectivamente las sondas gemelas MER (*Mars Exploration rover*) A y B. Éstas están constituidas por la sonda de transporte, un *lander* y un *rover* de 185 Kg. Se vuelve a utilizar la tecnología validada en la *Pathfinder*, por lo que los *lander* están diseñados para, utilizando *airbags*, proteger al *rover* en el descenso y aterrizaje y, mediante sus tres pétalos, asegurar que éste pudiera descender a la superficie independientemente de en qué posición hubiera caído el conjunto.

El primero de los robots, *Spirit*, aterriza el 4 de enero de 2004 en la planicie de un gran cráter de impacto llamado Gusev Crater y finaliza su misión en 2010 después de haber recorrido 7.37 kilómetros. *Opportunity*, el segundo de los *rovers*, aterrizó el 24 de enero de 2004 y finalizó su misión después de recorrer algo más de 45 kilómetros hasta 2018, al quedarse sin energía después de una tormenta global de polvo. Ambos artefactos superaron con creces la duración inicial de sus correspondientes misiones (90 soles) y esto tuvo mucho que ver con las disposiciones que se tomaron a partir de las misiones fallidas de la anterior década, en cuanto a las estrategias de validación y calificación de tecnologías para Marte.

La transmisión mecánica de estos grandes exploradores estaba basada en la geometría del *Sojourner* pero triplicando su tamaño y multiplicando por 10 el peso. La potencia eléctrica la obtenían por medio de sendos paneles solares que eran desplegados nada más aterrizar, mientras que se usaban RHUs (*Radioisotope Heater Units*) para mantener caliente las zonas más sensibles del *rover*.

Su misión científica era principalmente geológica y trataron de determinar cómo había afectado el agua que una vez corrió por la superficie, al ambiente y orografía de Marte. Se buscaban pruebas de esa actividad en las rocas, en el suelo y sus minerales y ambos *rovers* ofrecieron pruebas de su existencia. *Spirit* por su lado, detectó la interacción de agua en la roca volcánica *Humphrey* [MOR 08], analizada por el robot cerca del su lugar de aterrizaje. También detectó goethita en rocas de Columbia Hills

[ZIP 04], compuesto que se forma únicamente en presencia de agua. Pero quizá su descubrimiento más notable fue por el deterioro de una de sus ruedas motrices que, al no girar durante su desplazamiento, levanto parte del terreno dejando ver un material blanco que fue identificado como sílice, compuesto que nuevamente se genera en presencia de agua [SQU 08].

Por su lado *Opportunity*, encontró formaciones de hematita en pequeñas esferas de color azul que los científicos denominaron *blueberries* (arándanos). Este mineral en la tierra se forma por la presencia de agua [KLI 04]. También encontró evidencias en los afloramientos presentes en el acantilado Burns ya que su estratificación se concluyó, debía haber estado controlada por agua [GRO 05].

Figura 2-13. “Limpieza” de los paneles solares de Opportunity debido al viento. NASA/JPL.

Esta misión, en su conjunto, ha generado más 7.5 TBytes de datos científicos no sólo geológicos sino también del estudio de la atmosfera de Marte y de las propiedades del polvo [LEM 04] y su afección a los paneles solares, de los mecanismos de elevación del polvo como los *dust devils*, etc.

Reconociendo el terreno

La misión Mars Reconnaissance Orbiter (MRO), nace con el objetivo principal de obtener una cartografía de Marte en alta resolución que servirá para la selección del lugar de aterrizaje de siguientes misiones. Después del éxito de los MER, se comienzan

a gestar misiones con vehículos cada vez más pesados, donde la idoneidad y conocimiento del área de aterrizaje resultará crucial.

La sonda fue lanzada el 12 de agosto de 2005 y el 10 de octubre comenzó con las maniobras de aerofrenado para conseguir una órbita estable el 4 de septiembre. Desde entonces ha seguido operativa por más de trece años, sesenta mil vueltas alrededor del planeta y más de trescientos terabits de información enviada a la tierra.

La principal carga útil es su cámara en visible de alta resolución HiRISE (*High Resolution Imaging Science Experiment*) que es capaz de obtener imágenes de seis kilómetros de ancho por hasta sesenta kilómetros de largo y con una resolución máxima de 30 cm (cuando la imagen se toma a 300km de altura). Esto ha permitido el caracterizar las áreas de aterrizaje de las misiones Phoenix o *Mars Science Laboratory* con un nivel de detalle excepcional, minimizando los riesgos del descenso.

Figura 2-14. Cráter Victoria fotografiado por HiRISE donde se pueden observar las huellas del rover *Opportunity* durante su misión. NASA/JPL.

Del resto de instrumentos que porta la sonda destacan el espectrómetro CRISM (*Compact Reconnaissance Imaging Spectrometer for Mars*) para el estudio de los minerales en la superficie, la cámara MARCI (*Mars Color Imager*) para la toma de imágenes globales del planeta y medida de las variaciones meteorológicas diarias, estacionales y anuales, el instrumento óptico MCS (*Mars Climate Sounder*) para la medida de temperatura, humedad y polvo marciano y el radar SHARAD (*Shallow Radar*) para el estudio del agua helada en el subsuelo.

Las misiones “low cost” regresan

El 4 de agosto de 2007 fue lanzada la *Phoenix Mars lander*, destinada a llevar a cabo los estudios que no pudieron llevarse a cabo con la sonda perdida *Mars Polar Lander* y la misión cancelada *Mars Surveyor*. Se trata de la primera misión *Scout* de NASA que retoma el concepto de bajo coste y velocidad de desarrollo.

La sonda nuevamente se basaba en la tecnología *Viking* y esta vez portaba un brazo robótico más resistente y fuerte, capaz de realizar pequeñas excavaciones de hasta medio metro. El brazo depositaría las muestras recogidas en los instrumentos MECA (*Microscopy, Electrochemistry and Conductivity Analyzer*) encargado de analizar el pH y TEGA (*Thermal and Evolved Gas Analyzer*), consistente en un espectrómetro de masas que analizaría las muestras tras calentarlas.

La carga útil de la misión se completaba con una estación meteorológica, MET (*Meteorological Station*), que mediría la presión, temperatura y por primera vez en Marte, portaría un instrumento LIDAR para determinar perfiles verticales de polvo en suspensión y detectar nubes. También incorporaba un conjunto de cámaras para el estudio del descenso MARDI (*Mars Descent Imager*), el estudio del suelo RAC (*Robotic Arm Camera*) y el estudio de la zona de aterrizaje para elegir las distintas zonas de excavación SSI (*Surface Stereo Imager*).

La misión de superficie comenzó el 25 de mayo de 2008, a 1200 Km del polo norte marciano. Esta se preparó para que la sonda aterrizara en verano y así los polos

tuvieran menor cantidad de CO₂ congelado que pudiera cubrir el agua que se pretendía encontrar, a raíz de las observaciones de hidrógeno realizadas por la sonda *Mars Odyssey*. Debido a que la sonda basaba su sistema de potencia en la recarga de sus baterías mediante paneles solares, y debido también a la zona de aterrizaje a 70° de latitud norte, la sonda perdió operatividad según se fue aproximando el invierno marciano y el 10 de noviembre de 2008 se dio por concluida la misión.

Como legado científico de la sonda tenemos la confirmación de la existencia de agua líquida en la superficie, recogida tanto en imágenes consecutivas en el tiempo donde se puede apreciar la sublimación de partículas de hielo sobre la pala del brazo robótico, como detectada por el instrumento TEGA. El LIDAR de la estación meteorológica, aparte de estudiar la estratificación del polvo en suspensión, detectó por primera vez copos de nieve a 4000 metros de altitud que sublimaron antes de tocar la superficie. El pH de la superficie donde aterrizó la sonda quedó determinado como alcalino, ofreciendo valores entre 8 y 9.

MAVEN (*Mars Atmosphere and Volatile Evolution*) fue la segunda y última misión del programa *Scout* que fue clausurado en 2010. Estas misiones tenían un tope de financiación de 500 millones de dólares y parecían no encajar con las futuras misiones científicas al planeta rojo que, principalmente, se iban a centrar en estudios de superficie, normalmente con un coste más elevado que los orbitadores.

Esta sonda fue lanzada exitosamente el 18 de noviembre de 2013 con el objetivo de estudiar la atmósfera de Marte y tratar de desvelar el porqué de la desaparición de la misma. Cuenta con un potente paquete de sensores científicos para el estudio de la ionosfera y su relación con su entorno espacial, denominado P&F (*Particles and Field Package*), un espectrómetro de ultravioleta IUVS (*Imaging Ultraviolet Spectrometer*) para la medida de características de la atmosfera superior y un espectrómetro de masas para la medida de la composición de la misma, el NGIMS (*Neutral Gas and Ion Mass Spectrometer*).

A fecha de escritura del presente trabajo la sonda sigue operativa después de casi seis años de misión. Como principal aportación científica, MAVEN ha confirmado la pérdida de la atmósfera del planeta que se estima en 2/3 de su tamaño original, por efecto de la interacción con el viento solar y la no presencia de un campo magnético global como sucede en la Tierra. Esto ha provocado el severo cambio climático en Marte que ha pasado de ser un planeta húmedo, con una atmósfera parecida a la de la tierra, al planeta frío y desértico que es en la actualidad [JACK 18].

La última gran misión rusa

La *Phobos-Grunt Sample Return* ha sido la última misión rusa en solitario en la historia de la exploración de Marte. La misión consistía en una gran sonda que se acercaría a Marte para desplegar un orbitador chino Yinghuo-1 y un penetrador MetNet con instrumentación española construida por el mismo equipo del INTA que el sensor objeto de este trabajo. Posteriormente orbitaría alrededor de Fobos para, utilizando una sonda de aterrizaje sobre el satélite, tomar unas muestras que serían enviadas a la tierra con una cápsula de retorno.

El lanzamiento de la sonda se produjo el 8 de noviembre de 2011 y debido a un fallo no del todo esclarecido, la Fobos-Grunt no pudo liberarse de la gravedad terrestre y acabó precipitándose al Pacífico el 15 de enero del año siguiente.

El gran rover de Marte

La misión *Mars Science Laboratory* (MSL) se gesta en 2004 a partir de los éxitos de los MER. En esta ocasión, se busca poner sobre la superficie de Marte el artefacto humano de mayor tamaño y más complejo en la historia de la exploración del planeta Marte. Esto derivó en unas expectativas demasiado altas que originaron grandes sobrecostes, retrasos e incluso replanteamientos de la carga científica para poder superar los retos de planificación, costes y tecnológicos.

Superando estas adversidades, la misión se lanza el 26 de noviembre de 2011, a bordo de un cohete Atlas V 541, desde la base aérea de Cabo Cañaveral. Los 3893kg

lanzados al espacio se dividían en la etapa de crucero interplanetaria, la capsula de entrada, el módulo de descenso y el propio vehículo, nombrado Curiosity con 890 kg de peso.

Para poder depositar esta cantidad de masa sobre la superficie de Marte, no era viable el uso de los sistemas de *airbags* que se utilizaron en los MER. Se tuvo por tanto que cambiar de paradigma y la solución adoptada era totalmente novedosa. Se trataba de utilizar un módulo de descenso, basado en retrocohetes, que frenara la caída del robot hasta una altura de siete metros donde utilizando unos cables de acero, se dejara caer al *rover* suavemente hasta la superficie y una vez confirmado su correcto aterrizaje, se activaban unos pirotécnicos dispuestos en el *rover* para liberarlo. El *sky crane* en ese momento, tomaba un poco de altura y volaba alrededor de 650m antes de precipitarse en el suelo.

Figura 2-15. Representación artística del aterrizaje de MSL. NASA/JPL.

En la parte más alta del rover, el mástil (Remote Sensing Mast – RSM) se encontraba Mastcam, consistente en dos cámaras con distinta longitud focal M-100 y M-34, que incorporaban sendos carruseles de doce filtros de los cuales 4 eran idénticos. Su principal misión consiste en tomar imágenes que sirvan para la caracterización geológica de su entorno, así como contribuir en las operaciones del rover y tomar imágenes del cielo para obtener datos referentes al tamaño y forma de las partículas de polvo.

Figura 2-16. Descripción de la instrumentación científica incluida en MSL. NASA/JPL

En cuanto a su instrumentación, ChemCam está constituida por un láser y una cámara con el objetivo de vaporizar la roca a estudiar y obtener una composición básica de la misma. APXS (*Alpha Particle X-Ray Spectrometer*) tomaba la herencia de desarrollos anteriores de Pathfinder, Spirit y Opportunity. Con este instrumento se puede caracterizar geológicamente el terreno y su composición química. MAHLI (Mars Hand Lens Imager) es una cámara que se sitúa en la torreta del brazo robótico y sirve para tomar imágenes cercanas. CheMin (*Chemistry and Mineralogy*) es un difractor de rayos α integrado en el paquete analítico en el interior del rover que analiza los

minerales de las rocas cuyas muestras le son entregadas mediante el SA/SPaH (*Sample Processing and Handling*). SAM (*Sample Analysis at Mars*) incluido también en el paquete analítico, estudia la composición química de las muestras en busca de compuestos orgánicos y vida. RAD (*Radiation Assesment Detector*) es el primer sensor diseñado para medir la radiación tanto en el viaje como en superficie, que sirva para evaluar los potenciales riesgos de la radiación en futuras misiones tripuladas. DAN (*Dynamic Albedo of Neutrons*) consistente en un espectrómetro de neutrones para medir la cantidad de hidrógeno en la superficie (relacionado con la cantidad de agua). MARDI (*Mars Descent Image*) y MEDLI (*MSL EDL Instrument Suite*) se encargaron de realizar las medidas en la fase de descenso para obtener perfiles verticales de la atmosfera, así como fotos de la maniobra. Por último, el primer instrumento científico español en Marte, REMS (*Rover Environmental Monitoring Station*) que como su nombre indica se trata de una estación meteorológica que está compuesta por distintos sensores que miden la humedad, presión, temperatura, velocidad y dirección del viento, temperatura del suelo y la radiación ultravioleta recibida en la superficie.

El gran éxito asiático

Con un presupuesto de 62 millones de dólares, India sorprendió al mundo con el éxito de su sonda *Mars Orbiter Mission* – MOM, popularmente conocida como Mangalyaan, que despegó desde Sriharikota a bordo de un cohete también indio denominado PSLV-C25.

Debido a la limitada potencia de este cohete para realizar lanzamientos directos hacia el planeta rojo, la agencia india ISRO (*Indian Space Research Organization*) planteó una misión usando orbitas terrestres cada vez más excéntricas para alcanzar la velocidad suficiente y poder escapar de la gravedad terrestre en una órbita heliocéntrica hacia el planeta. Durante el viaje se realizaron dos correcciones orbitales y el 24 de septiembre de 2013 la sonda consiguió exitosamente insertarse en una órbita ecuatorial de Marte.

La misión ha resultado ser un éxito en su propuesta tecnológica, totalmente independiente de las grandes potencias espaciales, en el tiempo y coste de desarrollo y el alto grado de fiabilidad obtenido que ha permitido extender la misión de los 6 meses iniciales hasta nuestros días.

La unión hace la fuerza

La misión ExoMars es sinónimo de colaboración entre agencias y también en cierto modo, grandes desencuentros. Este gran proyecto europeo nace de los trabajos realizados por la ESA en el programa Aurora y se materializa en 2002 con la primera declaración de intenciones en cuanto objetivos científicos y de exploración de la misión ExoMars.

Debido al alto coste de esta estrategia a largo plazo, Europa busca como socio a Estados Unidos, que firma un acuerdo en 2009 para la exploración conjunta de Marte mediante dos misiones: Exomars 2016 que llevaría un orbitador y un *lander* europeos y Exomars 2018 con un *rover* de superficie liderado por Estados Unidos. Los lanzadores para ambas misiones serían proporcionados por EEUU, consistentes en dos cohetes Altas V.

Sin embargo, después de varios recortes en el programa americano de exploración planetaria, Estados Unidos deja el programa a partir de 2011 haciendo que la ESA tuviera nuevamente que reconducir la misión. Esto provoca que finalmente, a mediados de 2013, ESA y Roscosmos firmaran el acuerdo para las dos misiones con un planteamiento muy parecido al anterior: Exomars 2016 cedería parte de la instrumentación científica de su orbitador TGO (*Trace Gas Orbiter*) a Rusia y la ESA controlaría por completo el módulo de descenso Schiaparelli. El lanzamiento se llevaría a cargo de un cohete Protón proporcionado por Roscosmos. En Exomars 2018 por su parte, Rusia volvería a poner el lanzador pero esta vez tendría una participación clave en el módulo de descenso, controlando también la mayor parte de su carga útil. El *rover* astrobiológico y su instrumentación seguirían liderados por la ESA.

El 14 de marzo de 2016 fue lanzada, desde el cosmodromo de Baikonur, la sonda TGO (*Trace Gas Orbiter*) que portaba el módulo de descenso Schiaparelli. El conjunto llegó a Marte el 19 de Octubre, y el orbitador TGO comenzó su inserción exitosa en órbita realizando una maniobra de aerofrenado utilizando la atmosfera del planeta.

Por su lado, la sonda Schiaparelli se precipitó sobre la superficie a gran velocidad, debido a un fallo en su unidad de medida inercial entre otras causas.

La sonda TGO continua su misión orbitando el astro y sirviendo también como relé de comunicaciones. Los instrumentos científicos que porta, se seleccionaron para poder estimar los gases traza que pueden sugerir vida o sus vestigios en la atmósfera de Marte, especialmente el metano.

Los resultados obtenidos por TGO relacionados con la existencia de metano en la atmósfera, están resultando controvertidos. Un año después de orbitar Marte, los instrumentos no han podido detectar presencia de este compuesto [KOR 19], mientras que otras misiones sí han sido capaces de detectar su presencia como las observaciones coincidentes de MSL y MEX. Estas discrepancias podrían sugerir algún problema en los instrumentos o bien la existencia de un mecanismo de destrucción del metano atmosférico desconocido por los científicos.

TGO por medio de sus instrumentos NOMAD (*Nadir and Occultation for Mars Discovery*) y ACS (*Atmospheric Chemistry Suite*), ha determinado el modo en que el planeta pierde agua, debido a que su contenido en la atmosfera aumenta drásticamente durante las grandes tormentas de polvo, que se elevan a más de ochenta kilómetros de altura, permitiendo la perdida de este compuesto [VAN 19].

Una segunda oportunidad

La sonda *InSight* (*Interior Exploration using Seismic Investigations, Geodesy and Heat Transport*) fue elegida por NASA como resultado de la competición en el programa Discovery con un presupuesto de 675 millones de dólares. Su lanzamiento estaba previsto para el año 2016, pero un defecto recurrente en el instrumento

principal de la misión provocó el retraso del lanzamiento hasta el 5 de mayo de 2018 llegando a la superficie del planeta el 26 de noviembre de ese mismo año.

La sonda está basada en la plataforma de la *Phoenix* y fue fabricada por el mismo equipo en la factoría de *Lockheed Martin Space Systems*. El instrumento principal SEIS (*Seismic Experiment for Interior Structure*) fue proporcionado por la agencia espacial francesa CNES (*Centre National d'Etudes Spatiales*) y se encarga de proporcionar medidas de la actividad sísmica del planeta con el objetivo de inferir su estructura interna. Para discernir estas señales de las posibles perturbaciones que pueda generar el viento sobre la nave, la sonda porta instrumentación española con el experimento TWINS (*Temperature and Winds for InSight*) que utiliza los instrumentos de reserva de la estación meteorológica REMS a bordo de MSL para medir la velocidad del viento, su dirección y temperatura. El instrumento HP³ (*Heat Flow and Physical Properties Package*) desarrollado por el centro aeroespacial alemán DLR (*Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V.*) permite medir la temperatura del terreno marciano a una profundidad de hasta cinco metros.

La sonda se encuentra operativa y el sismómetro ya ha detectado una serie de eventos que se piensa sean los primeros terremotos registrados en Marte.

Como ponen de manifiesto los anteriores apartados, la historia de la exploración de Marte, y muy especialmente la de su exploración con sondas en superficie, es una secuencia de éxitos y fracasos. Todas las grandes agencias y en todas las épocas de la carrera espacial, han conocido los sinsabores del fracaso en sus intentos por depositar una sonda robótica en el planeta. Los éxitos logrados han sido, sin embargo, auténticos hitos de la exploración espacial de todos los tiempos. La infografía de ESA de la Figura 2-17 da cuenta de todas las misiones que lo han intentado en la historia.

En el siguiente apartado detallará los estudios llevados a cabo en relación a la dinámica atmosférica del planeta, y el especial y muy relevante papel que el polvo en suspensión juega en la misma.

2.3 Dinámica atmosférica en Marte. Importancia del polvo y su estudio

La atmosfera de Marte ha sido estudiada desde hace sesenta años gracias a las casi cincuenta sondas que han orbitado o amartizado en el planeta junto con las observaciones desde Tierra. Esto permite tener un conocimiento amplio de ésta, donde los ciclos estacionales del CO_2 , el H_2O y el polvo se combinan entre ellos y los procesos radiativos y dinámicos, para conformar el complejo clima del planeta.

Figura 2-18. Imagen de la órbita y oblicuidad de Marte, con sus estaciones.

Marte es un planeta desértico, sin océanos ni grandes lagos y con una atmósfera muy tenue, lo que implica que su inercia térmica es pequeña. Esto hace que los cambios debidos a las estaciones sean mucho más drásticos que en la Tierra, donde están modulados por la atmosfera. La estacionalidad de la atmosfera de Marte viene dada principalmente por la oblicuidad del planeta, 25.2° (muy parecido a la de la Tierra que son 23°) y a su órbita excéntrica. El perihelio (Longitud solar del planeta, $L_s \sim 250^\circ$)

se sitúa sobre el verano del hemisferio sur, donde se recibe un 40% más de insolación que en el afelio, lo que provoca que la temperatura atmosférica varíe fuertemente durante el ciclo anual.

El ciclo del CO₂

La fina atmosfera, el pequeño tamaño y la rotación del planeta hacen que la circulación cuente con una única celda de Hadley, que se extiende desde el ecuador hasta los polos. Este hecho íntimamente relacionado con el ciclo del CO₂, representa una de las fuerzas dominantes en el clima de Marte. Las observaciones que se repiten interanualmente en la concentración de esta especie en la atmosfera indican que, en los inviernos, el CO₂ condensa en hielo seco en las regiones polares, y en primavera y verano sublima retornando a la atmosfera.

Figura 2-19. Circulación atmosférica propuesta para Marte (izq.) con una sola celda en contraposición a la de la Tierra (derecha) donde la celda Hadley está limitada a latitudes de unos 30 grados en torno al ecuador. *The COMET Program*.

Debido a la inclinación del planeta, en el verano del hemisferio norte el casquete polar de CO₂ desaparece completamente dejando ver agua congelada en las capas internas. Sin embargo, en el verano del hemisferio sur existe un remanente de CO₂ que no llega a evaporarse. El ciclo aumenta su repetitividad anual, cuando se trata de años sin grandes tormentas de polvo [PIQ 15].

La cantidad, tasa y distribución de la condensación y sublimación del CO₂ vienen determinadas por la masa de sus reservorios, las diferentes fuentes de energía,

especialmente la insolación solar, y el balance radiativo del planeta, y la capacidad de transporte y almacenamiento de la atmósfera.

El ciclo del H₂O

Aun cuando del ciclo del agua no se tiene tanto conocimiento como del CO₂, las observaciones y modelos realizados los últimos años han permitido evidenciar el comportamiento cíclico de su evolución en la atmósfera que puede verse resumido en la Figura 2-20.

Figura 2-20. Ciclo del Agua en Marte [HAB 17]. *Cambridge University Press*.

En la superficie de Marte nos encontramos por debajo del punto triple del agua, lo que hace que solo se haya observado esta especie en fase gaseosa o sólida (salvo en raras excepciones donde el agua líquida se manifiesta brevemente). El principal aporte de agua atmosférica proviene del hielo residual en el hemisferio norte que, durante su verano, queda expuesto al sublimarse el CO₂. Parte de este hielo se sublima a su vez por la energía recibida por el Sol y el vapor de agua se mezcla y transporta por los vientos atmosféricos hacia latitudes del sur, donde vuelve a depositarse como escarcha o nieve. La concentración media de vapor de agua en la atmosfera medida por los instrumentos, presenta un comportamiento asimétrico entre ambos hemisferios a lo largo del año:

Figura 2-21. Valor medio de la concentración de vapor de agua por hemisferios a lo largo del año marciano [HAB 17]. *Cambridge University Press*.

El ciclo del agua y el del polvo están fuertemente relacionados. Las partículas de polvo actúan como núcleos para la condensación y la formación de nubes. Inversamente, las nubes limpian el polvo de la atmosfera y por tanto influyen directamente en la distribución del mismo.

El ciclo del polvo

El polvo está siempre presente en la atmosfera de Marte, y su distribución temporal y espacial en el planeta es uno de los factores más importante en la climatología del mismo [GIE 72]. El polvo absorbe y dispersa la radiación solar por lo que al ser elevado y transportado por los vientos, influye considerablemente en la circulación global y el clima.

El ciclo se debe a la repetitividad de la presencia del polvo en la atmosfera año a año, que se caracteriza por una época de concentraciones moderadas (Ls 0° a 135°) y una estación de polvo que coincide con la primavera y el verano del hemisferio sur (Ls 135° a 360°), donde se suceden altas concentraciones de polvo debido a la generación de pequeñas, medianas y/o grandes tormentas que son capaces desde elevar el polvo localmente o incluso cubriendo la mayor parte del planeta.

Las partículas de polvo atmosférico en Marte tienen habitualmente diámetros inferiores a unas pocas micras, existiendo también partículas sub-micrónicas [DEM 03]. Los procesos de saltación del polvo tienen enorme relevancia por su influencia en procesos geológicos, formación de dunas, erosión de rocas, etc. Los fenómenos de levantamiento de polvo en Marte aún no son suficientemente conocidos, si bien se considera que la saltación juega un papel clave existen otros mecanismos que van desde la ruptura de agregados de partículas de polvo, o el levantamiento debido a centros de baja presión generados en los *dust-devils* [NEA 16].

Por otra parte, los campos eléctricos podrían jugar también un papel fundamental al reducir el umbral de viento necesario para iniciar la saltación. En sentido inverso, algunos estudios sugieren también que los campos eléctricos generados en las tormentas de polvo podrían ocasionar descargas eléctricas [KOK 08] y [ZHA 06]. En última instancia, esta potencial presencia de descargas eléctricas tendría implicaciones para la química atmosférica, la exploración humana o la habitabilidad [ATR 06].

En definitiva, comprender las características del polvo y su dinámica es fundamental para numerosos aspectos relacionados con procesos tanto geológicos como atmosféricos, así como de análisis de riesgos incluso para futuras tripulaciones humanas. Se hace necesario disponer de datos de la variación espacial de la distribución del polvo y de la opacidad atmosférica por él generada.

La medida del espesor óptico de los distintos aerosoles, y en especial del polvo, es de vital importancia para el ajuste de los modelos de la compleja atmosfera de Marte. Disponer de estas medidas de la concentración de polvo, de manera estable, durante largos periodos de tiempo, ha permitido y permitirá entender con mayor profundidad la estacionalidad de su distribución y comprender, los mecanismos involucrados en la circulación atmosférica.

2.4 Instrumentación para la medida de AOD en Marte

Se presentan a continuación los instrumentos que han medido este importante parámetro desde el comienzo de la exploración del planeta Marte utilizando sondas robóticas. Una buena revisión de la observación de la atmósfera del planeta se encuentra en [SMI 08] y [HAB 17].

2.4.1 Observaciones desde satélite

IRIS-Mariner 9

Se podría considerar al instrumento IRIS (*Infrared Interferometer Spectrometer*), a bordo de la sonda Mariner 9, como el primer instrumento que comenzó a estudiar el polvo en Marte [HAN 72], monitorizando la gran tormenta global de polvo de 1971.

Figura 2-22. Fotografía del instrumento IRIS a bordo de la Mariner 9. NASA.

IRTM-Vikings

Las primeras medidas de *Optical Depth* [MAR 93], incluyendo dos grandes tormentas globales, fueron obtenidas por el instrumento IRTM (*Infrared Thermal Mapper*) que se incluyó en las sondas Viking [KIE 72].

Figura 2-23. Medida del AOD ($\lambda=9\mu\text{m}$) con valores comprendidos entre 0-2 obtenidos por el instrumento IRTM [MAR 93]

TES - MGS

Se tuvo que esperar a 1999 para volver a obtener datos sobre la concentración del polvo en la atmósfera mediante el instrumento TES (*Thermal Emission Spectrometer*) a bordo de la MGS (*Mars Global Surveyor*).

Figura 2-24. Fotografía del instrumento TES.NASA/JPL.

El instrumento estaba basado en un Interferómetro de Michelson junto con dos canales radiométricos de banda ancha. Pesaba 14.1 kg y consumía 18.W como máximo. Utilizaba un microprocesador 80C86 y un DSP (*Digital Signal Procesor*) para calcular las FFT (*Fast Furier Transform*).

En [CLA 03] se presentó el *retrieval* propuesto y los resultados para la obtención de parámetros del polvo, la obtención del AOD y la detección y caracterización de nubes de hielo. Por su lado [SMI 04], estudió la variabilidad de la opacidad del polvo durante tres años concluyendo que durante la estación de verano en el polo norte (afelio), la opacidad es baja y presenta baja variabilidad interanual. Sin embargo, en el verano del polo sur (perihelio) la atmosfera presenta más polvo en suspensión y su variabilidad año a año es también mayor.

Figura 2-25. Evolución del AOD medido por TES. [SMI 04]

MOC- MGS

Este instrumento comenzó llamándose *Mars Observer Camera* – MOC, fue seleccionado para la misión *Mars Observer* pero solo pudo enviar tres imágenes del planeta antes de que la sonda se perdiera en el espacio. Sin embargo, una réplica del mismo se construyó para la misión *Mars Global Surveyor* rebautizando al instrumento como *Mars Orbiter Camera* – MOC [MAL 01].

Figura 2-26. Fotografía de la cámara MOC. NASA.

El instrumento consistió en tres elementos, una cámara en blanco y negro de ángulo de visión estrecho (1.4 metros/píxel a 387 km), y dos cámaras gran angular con filtros una azul y la otra rojo (230m-7.5 km/píxel). Todas ellas basaban su detección en CCD y se incluía un computador Rad-Hard de 32-bit (SA 3300) a 10 MHz junto con 12 MB de memoria DRAM. El peso total del instrumento se situó en 23.6 kg con un consumo máximo de 18.7W.

Los resultados del seguimiento de las tormentas de polvo en Marte tanto locales como globales, realizado por el instrumento se pueden encontrar en [CAN 01] y [CAN 06].

Figura 2-27. Distribución de las tormentas de polvo en la estación de afelio en función del albedo de la superficie (tomada con el filtro rojo de MOC), y la topografía medida con MOLA.[CAN 01].

THEMIS – MO

El *Thermal Emission Imaging System* – THEMIS es un instrumento todavía operativo a bordo de la *Mars Odyssey* – MO, que combina cinco longitudes de onda en el visible y nueve en el infrarrojo. Su peso se sitúa en los 11.2kg, con unas dimensiones de 29 x 37 x 55 cm, y un consumo medio de 14 W [CHR 04]. Representa una evolución con respecto a su predecesor TES.

Figura 2-28. Integración del modelo FM. Arizona State University.

Este instrumento estuvo en órbita simultáneamente que TES durante cinco años, proporcionaba observaciones en momentos más avanzados del día y permitió realizar calibraciones cruzadas de las medidas de la atmosfera, utilizando ambos instrumentos al mismo tiempo [SMI 03]. Un completo estudio de las observaciones del AOD durante los años 2002 a 2008 se puede consultar en [SMI 09], donde se observó que el valor del espesor óptico fue marcadamente más alto en el MY28 (*Martian Year 28*) que en los años previos.

Figura 2-29. Comparación de la resolución espacial entre TES y THEMIS de una imagen del Saline Valley en California. NASA.GSFG.

MCS – MRO

En la sonda *Mars Reconnaissance Orbiter* – MRO, se dispusieron tres instrumentos que han realizado observaciones del AOD.

El primero de ellos es el *Mars Climate Sounder* – MCS, un radiómetro capaz de determinar la temperatura y composición de la atmósfera a distintas alturas. El instrumento tiene nueve canales con longitudes de onda que van desde el visible hasta el infrarrojo (0.3-50.00 micras) con una masa de 9kg y un consumo de 11 W. El instrumento obtiene sus medidas al mirar hacia el horizonte de Marte desde su órbita, para observar la atmosfera en capas distribuidas verticalmente, con medidas cada 5 km de profundidad.

Figura 2-30. Fotografía del instrumento MSC. NASA

Los resultados de este instrumento, en la medida del OD del polvo junto con el de otras especies, se recoge en [KL 09].

La combinación de las medidas de TES, THEMIS y MCS ha permitido mapear la climatología del polvo desde el MY24 al MY 31, lo que corresponde al tiempo terrestre desde abril de 1999 y julio de 2013 [MON 15].

El *Planetary Fourier Spectrometer* – PFS, es un interferómetro de doble péndulo que trabaja en dos rangos de longitudes de onda que van de 1.2-5 μm y 5.0-45.0 μm . La radiación proveniente de Marte se divide en dos planos, uno encima del otro, lo que permite utilizar un único motor para realizar el movimiento de los dos péndulos y los dos canales que son muestreados al mismo tiempo. Este complejo instrumento, alcanza los 31.2kg llega a consumir hasta 35W en su modo nominal. Una descripción muy detallada de este instrumento se puede encontrar en [ESA 04].

Figura 2-31. Fotografía del instrumento PFS de Mars Express. ESA.

Las medidas de PFS, para la estimación del espesor óptico del polvo se encuentran en [ZAS 05] donde se expone que, a tenor de los resultados obtenidos durante tres orbitas (37, 41 y 68), el espesor óptico del polvo está anti-correlado con la altura de la superficie.

El espectrómetro OMEGA - Observatoire por la Minéralogie, l'Eau, les Gaces et l'Activité que vuela en Mars Express, proviene del modelo de repuesto desarrollado para Mars-96. El instrumento opera en bandas visibles e infrarrojo cercano (0.38-5.1 μm). Su resolución espacial va desde su modo nominal de 1 a 5km, a modos de alta resolución de unos pocos cientos de metros. OMEGA trabaja caracterizando la composición de los materiales de superficie, estudiando la distribución en el tiempo y el espacio de CO_2 atmosférico, CO y H_2O , identificando la aerosoles y partículas de polvo en la atmósfera, y monitoreando el polvo de la superficie, para comprender los ciclos del H_2O , CO_2 y polvo. El instrumento tiene una masa de 29kg y un consumo de

27.4W para el calentamiento de su plano focal y de hasta 47W durante las observaciones. Una descripción detallada de OMEGA se encuentra en [ESA 04].

Figura 2-32. Fotografía del instrumento OMEGA de Mars Express. ESA.

En el estudio [OLI 18] se obtienen las propiedades del polvo para una tormenta de polvo local en la región Atlantis Chaos de Marte, obteniéndose mapas de radio efectivo, optical depth a $9.3\mu\text{m}$ y la altura máxima del polvo en suspensión durante la tormenta.

Figura 2-33. Medida de AOD y tamaño de partícula OMEGA de Marss Express. ESA.

ACS-TGO

El instrumento ACS – *The Atmospheric Chemistry Suite*, consiste como su nombre indica en una suite de espectrómetros que comparten la misma estructura. Esta arquitectura surgió por la necesidad de tener al mismo tiempo un instrumento con una alta exactitud, extremada precisión y una gran cobertura del espectro electromagnético (0.7 a 17 μ m). El peso total del instrumento supera los 30kg y su consumo es de máximo 51W con 22W extra para sus calentadores. Una completa descripción del sensor se encuentra en [KOR 18].

Figura 2-34. Fotografía del instrumento ACS de la misión Trace Gas Orbiter. ESA.

Los resultados científicos obtenidos durante la última gran tormenta global de polvo en Marte se encuentran en [CAR 19].

2.4.2 Observaciones in-situ

Estudio del AOD mediante cámaras

Las distintas cámaras que han portado las sondas en la superficie de Marte, han reportado importantes datos sobre la atmósfera del planeta. En el caso del polvo,

estos instrumentos han sido muy utilizados para el estudio de la concentración, pero también su tamaño y forma.

Figura 2-35. Detalle de la posición (izq.), su estructura (med.) y modelo de calificación (der.) de las cámaras incluidas en la misión Viking. NASA. Smithsonian Museum.

Las primeras cámaras en llegar a Marte, las incluidas en las sondas de descenso de la misión Viking, no eran como las convencionales basadas en película ni en tubo. Su diseño era similar a la cámara rusa integrada en la sonda MARS 3. Se trataba de una apertura vertical donde se disponía de un *array* de 12 fotodiodos sensibles en distintas longitudes de onda: 4 espaciados a diferentes distancias de las lentes para realizar fotos de alta resolución en blanco y negro; 6 cubiertos con distintos filtros para las fotos a color e infrarrojas; uno sin filtro para observaciones de superficie; el último con un filtro rojo para observaciones directas del Sol. El dispositivo tenía una torreta vertical que se iba moviendo y en cada posición, realizaba la adquisición de los fotodiodos elegidos. Cuando se terminaba una línea vertical, se producía un pulso azimutal y vuelta a empezar. En las fotos de alta resolución, tomaban una adquisición por pulso de motor. En las de menor resolución, una adquisición por cada tres pulsos de motor.

En [COL 89] se describe el análisis realizado durante 1.3 años marcianos de imágenes del Sol, adquiridos en la segunda mitad de los años 70, en los dos sitios de aterrizaje de las Viking, obteniendo numerosos valores de la opacidad atmosférica que mostraron una serie de picos estacionales.

Diez años más tarde, Smith y Lemmon [SMI 99] obtuvieron valores de opacidad atmosférica utilizando imágenes directas del Sol por parte de la cámara IMP – *Imager for Mars Pathfinder*. El análisis de las imágenes proporciona opacidades por cada hora entre las 07:00 y las 17:00 LTST en cuatro longitudes de onda: 450, 670, 883 y 989 nm, con valores similares a los estimados en los sitios de aterrizaje de las Viking.

Figura 2-36. Fotografía de las cámaras IMP incluidas en Pathfinder. JPL.

Hasta principios abril de 2009 (Curiosity) y febrero de 2019 (Opportunity), la cámara Pancam a bordo de los *rover* MER ha proporcionado el conjunto de datos más completo de valores de opacidad atmosférica obtenidos por mediciones in-situ. Usando imágenes solares directas del Sol, se han recuperado valores de opacidad que abarcan más de 2200 soles para Spirit y más de 4300 soles (más de seis años de Marte) para Opportunity [LEM 15]. Su peso era de 270 g cada una y un consumo de 3W para su funcionamiento nominal más 3.5W extra de sus calentadores.

Figura 2-37. Fotografía de una de las Pancam incluidas en los MER. Se aprecia el OH (Optical Head) junto con la caja de control. JPL.

Más recientemente, las imágenes del Sol por parte del instrumento Mastcam a bordo del MSL Curiosity rover están proporcionando nuevos valores de opacidad de aerosol en el sitio de aterrizaje de MSL [LEM 14].

MINI-TES

El instrumento Mini-TES (*Miniature Thermal Emission Spectrometer for the Mars Exploration Rovers*) era parte de la carga científica de los MER y su objetivo principal era determinar la mineralogía de rocas y regolito, determinar las propiedades termofísicas de determinadas muestras y determinar los perfiles de temperatura, el AOD del polvo y agua congelada y la determinación de la concentración de vapor de agua en la superficie [CHR 06].

Figura 2-38. Fotografía modelo de calificación de Mini-TES. JPL.

El espesor de polvo fue monitorizado durante 2 años cubriendo más de un año marciano. En ese tiempo Mini-TES pudo caracterizar varias tormentas de polvo locales y la variación de la concentración de vapor de agua, en las dos áreas de aterrizaje de los *rovers*. Los resultados de este estudio se pueden encontrar en [SMI 06].

Figura 2-39. Evolución del AOD debido al polvo para los lugares de aterrizaje de Spirit y Opportunity por más de un año marciano. [SMI 06].

REMS

La estación ambiental de fabricación española REMS (*rover Environmental Monitoring Station*) a bordo del rover Curiosity de JPL/NASA [GOM 12], se diseñó con el propósito de investigar los factores ambientales marcianos que pudieran estar muy íntimamente ligados a la habitabilidad del planeta, concretamente el entorno térmico (influido por diversos procesos meteorológicos), la radiación ultravioleta en la superficie y el ciclo del agua.

Figura 2-40. Fotografía del sensor UV instalado en MSL. CAB-INTA.

La estación incluía sensores de temperatura, presión, humedad relativa, viento y radiación ultra-violeta (UV). Los datos ofrecidos por estos últimos han permitido derivar el ciclo anual del espesor óptico, mostrando diversos eventos de incremento del espesor óptico de corta duración, así como estimar la tasa de deposición de polvo y su efecto en la pérdida de señal de los detectores [SMI 09] y [SMI 16]. No obstante, estas medidas tienen una resolución temporal media (estimación del AOD promedio en un Sol, no todos los soles) y se centran exclusivamente en el UV al haberse seleccionado las bandas UV-A/B/C por su particular interés de cara a la habitabilidad.

Optical Depth Sensor (ODS)

El Optical Depth Sensor es una propuesta francesa [TOL 16a], [TOL 16a] desarrollada en inicio con la intención de ser embarcada en el programa ExoMars de la ESA. Se trata de un sensor basado en dos detectores en dos bandas espectrales diferentes (UV y NIR) y cuyo campo de visión se conforma mediante unos espejos parabólicos de manera que hay unos rangos de ángulos solares cenitales (SZA, *Solar Zenith Angle*) para las que los detectores son ciegos. Con ese diseño se asegura que a lo largo de un día o sol en Marte, el Sol entrará en el campo de visión al menos una vez.

Figura 2-41. Fotografía del modelo de campo del sensor ODS. [MAR 05].

Mediante el análisis de la señal de cada fotodiodo, y especialmente en base al incremento o decremento de la misma cuando el Sol entra o sale de su campo de visión (momento en que el detector pasa de recibir sólo luz difusa a recibir también directa, o viceversa), permite estimar un AOD promedio para cada día.

La gran ventaja de este principio de funcionamiento es que se basa en señales relativas (Sol dentro/fuera del campo de visión) y no en medidas absolutas, lo que lo hace bastante insensible en teoría a la deposición de polvo. El aspecto negativo, en

cambio, es que se basa en la comparación de señales que se obtienen de diferentes instantes, por lo que las condiciones ambientales han podido cambiar ligeramente. Asimismo, no es capaz de ofrecer una medida de la irradiancia global, algo siempre deseable en una estación ambiental.

Gracias al empleo de dos bandas espectrales, el ODS permite, mediante el análisis del índice de color (relación de señal medida en ambas bandas), deducir la presencia de nubes y estimar su altura y su espesor óptico.

Diversos problemas en el desarrollo del sensor hicieron que finalmente no estuviera listo para ser embarcado en el módulo de descenso Schiaparelli de ExoMars 2016. Tampoco para ExoMars 2018 (actualmente 2020), si bien en este caso el Instituto de Estudios Espacial (IKI) de la Academia de Ciencias Rusa (RAN) parece haberse hecho cargo de su construcción y se espera sea embarcado en el *lander* de ExoMars 2020.

2.5 Conclusiones

En este capítulo se ha presentado un pequeño resumen de lo que han significado los últimos sesenta años de la exploración del planeta Marte.

Posteriormente se ha presentado la complejidad de la circulación atmosférica en Marte y los tres ciclos que la gobiernan, de los cuales el del polvo tiene la mayor repercusión en el clima del planeta. Estudiar por tanto su comportamiento es importante para poder modelar la circulación de la atmósfera y, en ese sentido, la medida del espesor óptico del polvo es fundamental.

A continuación, se ha hecho un repaso de aquellos instrumentos que han medido este parámetro incluidos en orbitadores (con menor resolución temporal) y en los *rovers* y *landers* en superficie (con menor resolución espacial).

Imágenes Históricas de Marte

Aunque se disponía de un sistema automático que realizaría este proceso, los científicos e ingenieros de la misión Mariner 4, compusieron “a mano” la primera fotografía enviada por la sonda al llegar al planeta.

NASA/JPL/Dan Goods

3 CONDICIONANTES TECNOLÓGICOS DE MISIONES A MARTE

No es de extrañar que un elevado porcentaje de las misiones enviadas a Marte terminase en fracaso. Si nos centramos en las sondas de aterrizaje, el porcentaje de fracasos aumenta. Y si se revisara instrumento por instrumento, cuántos han sufrido fallos a lo largo de la misión, probablemente el porcentaje se incremente aún más.

Este capítulo tratará de mostrar el duro entorno que han de soportar los artefactos espaciales y los condicionantes tecnológicos que estas misiones imponen.

3.1 Introducción

Toda misión espacial se ha de diseñar para afrontar los retos que supondrá un viaje por el espacio. De manera general, nuestros sistemas tendrán que ser capaces de resistir los grandes esfuerzos, vibraciones, ondas acústicas y choques que se generan en el lanzamiento, debido a los motores del lanzador y la activación de los pirotécnicos que separan las etapas del mismo. Durante el ascenso, las estructuras sufrirán un efecto de venteo que incrementa la presión en sus paredes durante la rápida pérdida de presión externa que se produce durante el escape de la atmósfera terrestre. Ya en el espacio, las condiciones de vacío pueden afectar muy especialmente a los materiales, sistemas electrónicos, encapsulados, etc.

Una vez en órbita o rumbo a Marte, se pierde la protección de la atmósfera y del campo magnético terrestre y los sistemas se verán afectados por la radiación que proviene de partículas cargadas que el Sol eyecta a gran velocidad, así como de la radiación proveniente del espacio en forma de rayos cósmicos. Durante el viaje al planeta rojo, que dura alrededor de siete meses, los subsistemas espaciales serán sometidos a constantes ciclos térmicos, no muy severos en el interior de la sonda, típicamente de unos de 50°C de oscilación.

Una vez alcanzado el planeta, la sonda de aterrizaje volverá a sufrir grandes deceleraciones y altas temperaturas, generadas por el rozamiento con la atmósfera marciana al entrar en ella a gran velocidad. Con el uso de dispositivos de frenado de tipo paracaídas y retrocohetes, así como los actuadores pirotécnicos empleados en la suelta de los diferentes elementos empleados en esta fase de descenso y aterrizaje, aparecerán nuevos impulsos de alta intensidad que la nave deberá ser capaz de soportar.

Finalmente se producirá el impacto debido al aterrizaje que, dependiendo de la tecnología seleccionada, podrá ser un aterrizaje “suave” con el uso de retrocohetes,

o bien consistir en grandes impactos cuando se utilizan airbags o, mayores aún en sistemas de tipo penetrador cuyo objetivo es perforar la superficie unos metros.

Una vez alcanzado el suelo del planeta, la distancia de Marte al Sol, su órbita excéntrica, la inclinación de su eje de rotación y su tenue atmósfera, provocarán no sólo variaciones considerables en los entornos de temperatura en diferentes regiones del planeta y épocas del año, sino gradientes térmicos extremos entre el día y la noche, con variaciones diurnas superiores a 100°C y temperaturas de -63 °C de media diaria y -153°C de mínima en los polos. La ausencia de campo magnético en Marte y lo tenue de su atmósfera, hacen que la radiación espacial siga siendo un problema a tener en cuenta una vez aterrizados.

Los sistemas espaciales en general, y particularmente en una misión para la superficie de Marte, han de ser capaces de mantener su funcionalidad y prestaciones durante toda su vida útil, haciendo frente a estos durísimos factores ambientales. La fiabilidad de los sistemas, entendiendo ésta como la probabilidad de operar sin fallos durante toda la misión, debe mantenerse lo más alta posible teniendo en cuenta la imposibilidad de mantenerlos y/o repararlos en vuelo. Por otro lado, el diseño de las sondas y subsistemas ha de restringirse tanto en su masa como en su volumen, optimizándolos al máximo. Por último, la energía disponible en una sonda espacial estará también limitada. Dependiendo de la estrategia seleccionada para su obtención, paneles solares o energía atómica, se tendrá una mayor dependencia de la posición relativa del Sol, o de una fuente constante de energía pero menos eficiente, respectivamente. Esto hace que, en cualquiera de los dos casos, el consumo de cada subsistema tenga que ser también optimizado, para utilizar los menos recursos posibles. Adicionalmente, la imposibilidad de mantener una comunicación en tiempo real con una sonda en la superficie de Marte debido al retardo de las comunicaciones Tierra-Marte, hace deseable que cada instrumento esté dotado de una cierta capacidad de autonomía que le permita operar sin supervisión.

3.2 Entorno de radiación espacial y sus efectos en una misión en la superficie de Marte

3.2.1 Entorno de radiación en una misión a Marte

Se define radiación como una forma de energía transmitida o emitida como ondas electromagnéticas y/o partículas. Esta radiación, en función de su energía y su interacción con la materia puede clasificarse como radiación no-ionizante (ondas de radio, microondas, luz visible e infrarroja) o radiación ionizante (rayos X, rayos γ y partículas energéticas).

Figura 3-1 Espectro electromagnético y los tipos de radiación. NASA.

La radiación ionizante es aquella que genera modificaciones en la materia que pueden afectar a los materiales o las células de los seres vivos. Este tipo de radiación se encuentra en el espacio y ha de ser tenida en cuenta en el diseño de una misión tanto robótica como tripulada. El hecho de que en la Tierra la radiación recibida desde el exterior del planeta no resulte peligrosa, se debe a que nuestro planeta está protegido por un campo magnético que la apantalla de este entorno letal, quedando

buena parte de la radiación que recibe atrapada en los denominados cinturones de Van Allen. La atmósfera terrestre, aunque en menor medida, también ofrece cierto apantallamiento contra la radiación exterior.

El entorno al que se verá sometida una misión a Marte está representado en la Figura 3-2, donde se pueden apreciar las distintas fuentes generadoras de radiación que se explicarán a continuación.

Figura 3-2. Esquema de entorno de radiación en una misión a Marte.

Radiación atrapada en los Cinturones de Van Allen

Los cinturones son bandas toroidales formadas por radiación atrapada en las líneas de campo magnético de la Tierra, mayoritariamente electrones en el cinturón exterior, y electrones y protones en el cinturón interior. Estas partículas cargadas, provienen fundamentalmente del Sol, y al llegar a las inmediaciones del campo magnético de la Tierra son desviadas o atrapadas por él, moviéndose en la dirección

de sus líneas, en uno u en otro sentido de manera circular, atravesando los polos del planeta.

Figura 3-3. Flujos integrales (partículas por cm^2 y s, de energías mayores o iguales a una dada) de electrones y protones sobre el ecuador geomagnético [ECS 08].

Los cinturones se sitúan entre 100 y 65.000 km de la superficie de la Tierra, y la energía de sus partículas está íntimamente relacionada con el ciclo de actividad solar, pudiendo llegar a decenas de MeV en el caso de los electrones y a varios cientos, en el caso de los protones.

Para las misiones en órbita terrestre el estudio de la radiación presente en estos cinturones es fundamental, ya que estas partículas interaccionarán con el satélite dependiendo de su órbita. Sin embargo, la exposición a esta radiación para una misión a Marte es normalmente menor, ya que la sonda interplanetaria atraviesa los cinturones en un periodo muy corto de tiempo. Este tránsito, de hecho, fue muy estudiado para la misión Apollo ya que implicaba el riesgo de hacer enfermar a los astronautas por su exposición a esta fuente de radiación. Los estudios, confirmados después por las medidas a bordo, indicaron que la radiación equivalente sufrida por los astronautas en toda la misión, equivalía a la radiación por rayos X recibida al realizar una radiografía, 0.2 Rad [NAS 71].

Radiación proveniente del Sol

Existe un flujo continuo de partículas (electrones y protones de baja energía, < 100 keV) que fluyen de la superficie del Sol hacia el espacio exterior, y que se denomina

viento solar. Este flujo de partículas de tan baja energía en general es apantallado por las paredes de las sondas espaciales. Sin embargo, sí tiene la capacidad de cargar eléctricamente el satélite y sus componentes, pudiendo afectar por descargas electroestáticas a la electrónica utilizada en los distintos subsistemas.

Sin embargo no es esa la única radiación proveniente del Sol. Más peligrosa desde un punto de vista del análisis de radiación de un sistema espacial es la radiación procedente de los Eventos de Partículas Solares (*Solar Particle Events – SPE*), que consisten en flujos de protones y en menor medida iones pesados y partículas alfa, de alta energía: entre 1 MeV y 1 GeV. Estos eventos provienen de dos efectos distintos producidos en el plasma solar, las fulguraciones solares (*solar flares*) y las eyecciones de masa coronal (*Coronal Mass Ejection - CME*). Los SPE son poco comunes, duran poco tiempo y están asociados a mecanismos del ciclo solar.

Figura 3-4. Imagen artística de la pérdida de la atmósfera de Marte como consecuencia de las tormentas solares. NASA. GSFC.

El campo magnético terrestre ofrece una buena protección contra estos efectos para misiones que orbitan alrededor del planeta. Sin embargo, para misiones a Marte

no se dispone de esa protección y los sistemas han de ser blindados para recibir la menor cantidad de radiación.

Radiación galáctica

Los Rayos Cósmicos Galácticos (*Galactic Cosmic Rays* – GCR) son partículas de alta energía de hasta 10^9 eV, compuestos por núcleos ionizados de todas las especies, aunque en mayor medida de hidrógeno (85%), helio (14%) y núcleos pesados (1%). Estas partículas provienen del exterior del Sistema Solar y siempre están presentes, si bien su cantidad está anti correlacionada con la actividad solar.

Al igual que los SPE, el campo magnético terrestre proporciona una muy buena protección contra estos flujos de partículas, pero fuera de él resultan ser muy importantes en el cómputo total de radiación acumulada por los sistemas espaciales. En este caso, al ser partículas tan energéticas, el blindaje no es tan efectivo como con los SPE. De hecho, puede resultar hasta contraproducente debido a la formación de partículas secundarias de menor energía, que puedan producir en los componentes y materiales, mayor daño.

Figura 3-5. Comparación de la reducción de dosis acumulada para GCR y SPE, en función del material de blindaje y su espesor. NASA.

La Figura 3-5 muestra una comparativa de la reducción de la dosis equivalente acumulada cuando se utilizan distintos materiales con diferentes espesores. Se puede observar de las figuras que, para una misma cantidad de blindaje, por ejemplo 20

g/cm^2 , la reducción de la dosis debida SPE es de más de un orden de magnitud en el caso del aluminio, mientras que en el caso de los rayos cósmicos el mismo blindaje genera una disminución que no llega al 30%.

3.2.2 Interacción de la radiación ionizante con la materia

Cuando una partícula atraviesa un material, pierde energía por su interacción con los átomos de misma. Para partículas con carga, la energía que se pierde es fundamentalmente por la interacción con los electrones del material, denominándose entonces como radiación ionizante.

Esta pérdida de energía se cuantifica mediante el LET (*Linear Energy Transfer*), que indica la pérdida de energía por unidad de longitud del material que se esté atravesando ($\text{keV}/\mu\text{m}$). Para independizarse de dicho material y tener una unidad comparable sin tener en cuenta el medio, suele normalizarse dividiéndola por la densidad del mismo, con lo que el LET suele verse expresado en $\text{MeV}\cdot\text{cm}^2/\text{mg}$.

Figura 3-6. Energía depositada por protones y electrones en función de su energía. [ICR 70]

En el caso de protones, como se puede observar en la Figura 3-6, la energía de daños por ionización es mayor para protones de baja energía ya que interaccionan más con el medio. Esto puede suponer un problema con los blindajes, ya que las partículas al atravesarlos pierden energía, y por tanto se puede mover su estado

energético hacia la izquierda de la curva de la figura, generando más daños de los previsto en los elementos que se pretendía proteger.

3.2.3 Efectos ionizantes de la radiación

Ionización acumulada

La acumulación de esta radiación con el tiempo, puede generar degradaciones permanentes en los componentes que en general aparecerán como una pérdida de prestaciones de los mismos, ya sea en la forma de un incremento de la tensión umbral de un transistor, pérdida de velocidad de conmutación de una puerta digital, aumento de los parámetros de *offset* o pérdida de producto Ganancia·Ancho de Banda de un amplificador, etc. Los efectos son muy diversos en función del componente de que se trate. La tabla siguiente, extraída de [ECS 08c] que resume los principales efectos de dosis acumulada sobre diferentes tipos de componentes o materiales:

Technology category	Sub categories	Effects
MOS	NMOS PMOS CMOS CMOS/SOS/SOI	Threshold voltage shift Decrease in drive current Decrease in switching speed Increased leakage current
BJT		hFE degradation, particularly for low-current conditions
JFET		Enhanced source-drain leakage currents
Analogue microelectronics (general)		Changes in offset voltage and offset current Changes in bias-current Gain degradation
Digital microelectronics (general)		Enhanced transistor leakage Logic failure from (1) reduced gain (BJT), or (2) threshold voltage shift and reduced switching speeds (CMOS)
CCDs		Increased dark currents Effects on MOS transistor elements (described above) Some effects on CTE
APS		Changes to MOS-based circuitry of imager (as described above) – including changes in pixel amplifier gain
MEMS		Shift in response due to charge build-up in dielectric layers near to moving parts
Quartz resonant crystals		Frequency shifts
Optical materials	Cover glasses Fibre optics Optical components, coatings, instruments and scintillators	Increased absorption Variation in absorption spectrum (coloration)
Polymeric surfaces (generally only important for materials exterior to spacecraft)		Mechanical degradation Changes to dielectric properties

Tabla 3-1. Resumen de los efectos de TID según tecnologías. ECSS-E-ST-10-12C.

Se define la Dosis Total Ionizante (*Total Ionizing Dose – TID*) como la energía total por unidad de masa del material, transferida por ionización sumando todas las contribuciones de las partículas ionizantes. En el ámbito espacial es común utilizar la unidad del rad para expresar la dosis acumulada en componentes electrónicos y

materiales. Sin embargo, para las acumulaciones de este tipo de radiación en tejidos biológicos, es más común el uso del sievert, que es la unidad del sistema internacional. Nótese que $1 \text{ rad} = 0,01 \text{ sievert}$.

El uso de blindaje en los equipos, proporciona cierto grado de apantallamiento hasta un determinado espesor (que depende del material y el entorno de partículas), donde deja de ser rentable (en términos del beneficio frente a la masa requerida) seguir añadiendo blindaje.

Figura 3-7. Dosis total para los equipos en el interior de la sonda Schiaparelli para la misión ExoMars 2016, en función de su blindaje. ESA.

En los componentes de tecnología bipolar, existe un fenómeno relacionado con la acumulación de dosis total, que ha sido causa de modificación de las normas para testeo de componentes en los últimos años [MIL 97]: el ELDRS (*Enhanced Low Dose-Rate Sensitivity*). Los efectos de dosis acumulada, en estos componentes, pueden ser muy distintos si la tasa de acumulación es alta, (donde se producen menores daños) o si esta tasa es muy baja, inferior a 1 rad/s (los daños aumentan significativamente).

Figura 3-8. Ejemplo de un parámetro de calidad (I bias) de un comparador, que se degrada en mayor o menor medida según la tasa de radiación acumulada y temperatura, aún para una misma dosis total [CAR 00].

En el espacio los GCR depositan energía a tasas muy bajas (en ausencia de eventos solares) y esto hace que los resultados en los test de radiación realizados en tierra, donde los flujos se incrementan para acortar la duración, no sean representativos para evaluar cómo afectará el entorno espacial en dichos dispositivos [TIT 98].

Figura 3-9. Tasa de acumulación de dosis en órbita frente a distintas instalaciones de ensayo [HOL 04].

Esta característica se tuvo en cuenta en ciertos componentes utilizados en DREAMS-SIS, y por tanto, se realizaron los correspondientes test para evaluar sus efectos (véase Capítulo 6).

Single Event Effects (SEE)

Las partículas de alta energía (protones e iones pesados), al atravesar los componentes electrónicos, pueden causar daños instantáneos perceptibles en su funcionamiento y recogidos en la siguiente tabla:

Single Event	Breve descripción	Dispositivos/Tecnologías afectados
Upset (SEU)	Corrupción de la información almacenada en un elemento de tipo latch (bit-flip)	Memorias, latches, lógica
Multiple Bit Upset (MBU)	Corrupción de varios elementos de memoria por la incidencia de una única partícula	Memorias, latches, lógica
Functional Interrupt (SEFI)	Pérdida de control de operación	Dispositivos con funciones de control integradas (típicamente microprocesadores, por ejemplo por SEU en el contador de programa)
Transient (SET)	Respuesta de tipo pulso, con cierta duración y amplitud	Circuitos analógicos y mixtos. Optoelectrónica
Disturb (SED)	Cambio momentáneo en el estado de un latch	Lógica combinacional, latches en dispositivos lógicos
Hard Error (SHE, stuck-bit)	Cambio inalterable del estado de un elemento de memoria	Memorias, latches, latches en dispositivos lógicos
Latchup (SEL)	Condición de baja resistencia (alta corriente) en un transistor bipolar parásito en estructuras p-n-p-n	CMOS, BiCMOS
Snapback (SESB)	Similar a SEL, debido a transistor bipolar parásito en un MOSFET simple	N-MOSFET, SOI
Burnout (SEB)	Similar al anterior, en MOSFETs de potencia	BJT, MOSFET-N de potencia
Gate Rupture (SEGR)	Ruptura de la unión de puerta, por avalancha debida a altos campos eléctricos a través del aislante	MOSFET de potencia
Dielectric Rupture (SEDR)	Ruptura dieléctrica	NMOS no volátil, FPGA, dispositivos lineales
Microdose	Efecto de TID enormemente localizado, sobre dispositivos miniaturizados	Dispositivos miniaturizados

Tabla 3-2. Relación de tipos de SEE, con su descripción y dispositivo/tecnología a la que afecta [ARR 11].

La caracterización de los componentes electrónicos en función de su susceptibilidad a SEE, se establece en base al LET del ion pesado que lo genera.

3.2.4 Efectos no-ionizantes de la radiación

Los daños por desplazamiento (*Displacement Damage* – DD) se producen en los materiales semiconductores al ser atravesados por neutrones, protones, iones

pesados e incluso electrones de alta energía, que impactan con los átomos de la estructura del material, desplazándolos. Este desplazamiento, junto con la aparición de vacantes asociadas, generan defectos acumulativos en la estructura cristalina del material, que podrán ser más importantes cuanta más energía libere la partícula que choca, pudiendo producir reacciones en cadena con los núcleos adyacentes.

Al igual que en el caso de TID, los DD generan degradaciones en parámetros fundamentales de los componentes afectados, que principalmente son aquellos que se basan en estructuras cristalinas, como los componentes optoelectrónicos, de especial interés para el diseño de radiómetros como los que son objeto de este trabajo. La siguiente tabla, extraída de [ECS 08c], resume estos efectos:

Technology category	Sub-category	Effects
General bipolar	BJT Integrated circuits	hFE degradation in BJTs, particularly for low-current conditions (PNP devices more sensitive to DD than NPN)
	diodes	Increased leakage current increased forward voltage drop
Electro-optic sensors	CCDs	CTE degradation Increased dark current Increased hot spots Increased bright columns Random telegraph signals
	APS	Increased dark current Increased hot spots Random telegraph signals Reduced responsivity
	Photo diodes	Reduced photocurrents Increased dark currents
	Photo transistors	hFE degradation Reduced responsivity Increased dark currents
Light-emitting diodes	LEDs (general)	Reduced light power output
	Laser diodes	Reduced light power output Increased threshold current
Opto-couplers		Reduced current transfer ratio
Solar cells	Silicon GaAs, InP, etc.	Reduced short-circuit current Reduced open-circuit voltage Reduced maximum power
Optical materials	Alkali halides Silica	Reduced transmission
Radiation detectors	Semiconductor γ -ray & X-ray detectors: Si, HPGe, CdTe, CZT	Reduced charge collection efficiency (calibration shifts, reduced resolution) Poorer timing characteristics HPGe show complex variation with temperature
	Semiconductor charged-particle detectors	Reduced charge collection efficiency (calibration shifts, reduced resolution)

Tabla 3-3. Resumen de los efectos de DD según tecnologías. ECSS-E-ST-10-12C.

Para cuantificar su efecto, y poder caracterizar componentes y materiales a fin de realizar comparaciones del daño de este tipo de efecto de la radiación, se ha desarrollado un tratamiento teórico denominado NIEL (*Non-Ionizing Energy Loss*). El NIEL es un parámetro “equivalente” al LET para el caso no-ionizante, es decir, mide la

energía depositada en el material por el hecho de producirse las mencionadas colisiones con los átomos del mismo.

Para poder hacer caracterizaciones de los distintos entornos en función de la misión, donde existirán distintas combinaciones de iones de diferentes energías, se suele normalizar contra el daño equivalente de ese entorno ocasionado por un solo tipo de partícula, por ejemplo, protones de 10MeV. Esto permite también caracterizar los componentes y materiales en test de radiación en tierra en aceleradores utilizando un haz de una única energía y un único tipo de partícula.

3.3 El entorno de operación en Marte

Los siguientes aspectos conforman las duras condiciones ambientales que se encuentran las sondas de exploración, cuando llegan al planeta.

Tenue Atmósfera

La atmósfera de Marte supone un problema para el aterrizaje de las sondas espaciales debido a su baja densidad (menos del 1% de la de la Tierra). Esto afecta a la sustentación aerodinámica, que es muy baja y produce que las pérdidas de velocidad por rozamiento no sean muy efectivas. Esto hizo necesario el desarrollo de paracaídas supersónicos en la época de las Viking, para poder frenar las sondas, después de haberse producido el aerofrenado con el escudo de térmico. Este diseño, sigue utilizándose a día de hoy con poquísimas variaciones.

Altitud (km)	Velocidad (km/h)	Evento de Entrada, Descenso y Aterrizaje
121	21.000	Entrada en la Atmosfera
45	19.000	Punto de máximo calentamiento de la protección térmica
11	1.700	Despliegue del paracaídas supersónico.
7	320	Eyección del escudo térmico inferior y activación del radar.
1.2	240	Eyección de escudo térmico superior y del paracaídas.
1.1	250	Encendido de los retrocohetes de descenso.
0.02	4	Apagado de los retrocohetes.
0	10	Aterrizaje sobre amortiguador mecánico inferior.

Tabla 3-4. Altura y velocidades de las distintas etapas del descenso de Schiaparelli. ESA.

Por otra parte, el reducido espesor de la atmósfera hace que el tiempo (o distancia recorrida) de que se dispone para frenar el aterrizador mediante el empleo de un paracaídas, sea limitado. Incluso con los paracaídas más grandes, no se puede obtener un frenado completo. De aquí surgen por un lado el interés en desarrollar paracaídas cada vez más robustos y capaces de abrirse a mayores velocidades (esto es, antes), y por otro la necesidad de utilizar retrocohetes en la última fase del descenso, que permitan mediante su empuje disminuir la velocidad y realizar aterrizajes suaves sobre la superficie.

Radiación en Superficie

Tanto de los modelos de entorno de radiación que se utilizan para los análisis de misión, como de los resultados obtenidos por el instrumento RAD de MSL, se obtiene la conclusión de que la radiación acumulada durante el viaje es muy superior a la que se recibe una vez en la superficie de Marte. Esto se debe a la protección que ofrece el propio planeta, la atmosfera y potencialmente los campos magnéticos locales. En términos de TID, y para blindajes habituales (equivalentes a pocos mm de aluminio), la fase de crucero puede suponer niveles de algún krad, en tanto que la estancia en superficie durante un año se reduce a algunas decenas de rad. Los datos exactos dependen por supuesto de cada misión y del blindaje exacto que sea aplicable. La existencia de un RTG en la sonda puede suponer una diferencia muy apreciable al

incrementar los niveles de radiación, especialmente durante la fase de operaciones. Este es el caso de los *rover* de MSL y de Mars2020 (en desarrollo), pero no del programa ExoMars.

Figura 3-10. Figura donde se aprecia la variación de protección de la atmósfera de Marte en función de la presión medida en superficie [HAS 14].

Ciclos Térmicos

El ambiente térmico en la superficie del planeta Marte es muy frío comparado con la Tierra. Esto se debe a su fina atmósfera y a su mayor distancia al Sol. Como se ha visto, la temperatura media en superficie ronda los -63°C y puede tener mínimas de -153° en los polos.

Otra consecuencia que hace la permanencia en la superficie aún más complicada, es la poca inercia que tiene la atmósfera por ser su densidad extremadamente baja. Esto se traduce en que la radiación del Sol que se transmite a la superficie, eleva su temperatura a gran velocidad. Pero de igual forma, la temperatura cae bruscamente cuando el Sol se pone. Esta excursión térmica noche-día, que puede llegar a los 100°C , constituye un mecanismo importante de degradación de materiales y componentes que conforman los sistemas espaciales de superficie, debido al estrés que supone por los efectos de constante dilatación y contracción que provoca.

Esta particularidad de las misiones de superficie ha de tenerse en cuenta desde las primeras fases de diseño, ya que impacta enormemente en el mismo. Por un lado, se deben elegir los materiales para que tengan coeficientes de dilatación cercanos y no

se produzcan esfuerzos de fatiga en los interfaces. Por otro lado, los componentes y sistemas que sean de terceros, requerirán completas campañas de calificación en ciclos térmicos (habiéndose validado previamente su correcto funcionamiento a bajas temperaturas). Evidentemente muchos de los equipos o subsistemas de cualquier sonda de superficie se colocan en el interior de cajas acondicionadas térmicamente para reducir el rango de temperaturas a que se ven sometidos.

En el caso del sensor DREAMS se realizaron distintas campañas de test en este sentido, calificando desde materiales ópticos, PCBs (*Printed Circuit Board* – Tarjeta de Circuito Impreso), soldantes para los componentes, pegamentos y montajes, así como todos y cada uno de los componentes electrónicos utilizados en el sensor (ver Capítulo 6). Estos test, son los denominados PQV (*Packaging Qualification Verification*) que NASA formalizó a partir de la misión MER [RAM 10] y que tan buen resultado han ofrecido: el robot *Opportunity* se mantuvo operativo durante 5.111 soles, cuando su objetivo eran 90, y MSL ya ha superado su misión principal después de siete años sobre la superficie de Marte. En estos test de calificación, se verifica la compatibilidad de todos los elementos integrados en el sistema espacial con el entorno térmico que sufrirán en Marte, realizándose un ciclo térmico equivalente a la misión en soles (ciclos), multiplicado por un factor de seguridad de 3. En estas simulaciones se recrean las estaciones verano/invierno, siendo sus valores máximos y mínimos, aquellos que resultan como los peores de los modelos utilizados de entorno térmico de operación.

Figura 3-11. Definición de la prueba PQV desarrollada por el INTA para misiones Mars2020 y ExoMars. INTA.

La selección de estos componentes en base a los distintos test realizados, es parte de esta investigación (véase Capítulo 6). Este trabajo ha permitido que, para los siguientes proyectos desarrollados en el INTA en el Área de Ingeniería de Sensores Espaciales, se pudiera realizar con éxito una completísima campaña de calificación de tecnologías que, en su mayor parte, fueron utilizadas en el sensor DREAMS-SIS [APE 15].

Polvo en Suspensión

El polvo es sin duda el elemento más significativo en la atmosfera de Marte. El planeta es extremadamente seco y como se ha visto en el capítulo anterior, esto provoca que exista polvo suspendido en la atmósfera durante todo el año marciano que se acrecienta en las primaveras y veranos del hemisferio sur, época conocida como de las tormentas de polvo.

La composición de este polvo ha sido estudiada en diversas localizaciones, resultando mineralógicamente de tipo basáltico, enriquecido con S, Cl y npOx (*nanophase iron oxides* – óxidos de hierro con tamaño menor de 100 nm) lo que lo confiere características ferromagnéticas [MOR 06]. El tamaño de partícula se sitúa mayoritariamente entre 1-3 μm , si bien la exacta determinación de su distribución de

tamaños es un importante campo de estudio en la actualidad, con formas irregulares [LEM 04] pero con los bordes redondeados a causa de la erosión eólica.

Desde el punto de vista tecnológico, estas características se han de tener muy en cuenta en el diseño de los sistemas e instrumentos en superficie. El pequeño tamaño de las partículas permite que se puedan introducir en cualquier cavidad interior que no esté protegida por un filtro HEPA (*High Efficiency Particulate Air*). Todas las partes móviles han de ser diseñadas cuidadosamente para que el polvo no pueda bloquearlas, como es el caso de los rodamientos, en los que se implementan distintas soluciones como la inclusión de juntas especiales, laberintos, fieltros impregnados de lubricantes o combinaciones de todas ellas [KOS 90].

El polvo, debido a su composición, es susceptible también de cargarse electroestáticamente quedando adherido a todas las superficies. Esto puede introducir complicaciones en los sistemas de control térmico y en los paneles solares [STE 05]. Si hablamos de la óptica de un instrumento, puede llegar a ser un problema mayor, por lo que los diseños se optimizan para evitar esta degradación. Para las cámaras de los distintos *rovers* y *landers* que han explorado el planeta, se han utilizado referencias de calibración (*calibration targets*) instalados en su campo de visión (*Field of View* – FoV) para poder inferir la deposición del polvo y la degradación óptica introducida por éste.

En el caso de DREAMS-SIS se daba por hecho que se iba a ir depositando una capa de polvo en los detectores. El ángulo que tienen los canales laterales con respecto a la vertical ofrece cierta protección, pero no es suficiente. Gracias al *retrieval* (explotación científica) propuesto y al diseño de los canales laterales, se puede estimar esta degradación incluyéndola en el ajuste entre las señales estimadas por el modelo de transferencia radiativa empleado, y las medidas reales (véase Capítulo 4). En el canal superior, se utilizó un difusor esférico, destinado a proveer medidas absolutas, tratando de minimizar la deposición de polvo sobre su superficie.

3.4 La misión ExoMars 2016

3.4.1 Visión general de la misión

ExoMars 2016 es la primera misión de este ambicioso programa conjunto entre Europa y Rusia, de exploración del planeta Marte. La misión estaba constituida por un orbitador TGO (*Trace Gas Orbiter*), operativo en la actualidad, uno de cuyos objetivos principales es discernir el origen biológico o geológico de gases como el metano, y por Schiaparelli, un módulo de demostración de entrada, descenso y aterrizaje (EDL – *Entry, Descent and Landing*) sobre la superficie. Este módulo sirvió de plataforma de pruebas para las tecnologías clave de aterrizaje que serán utilizadas en las subsiguientes misiones de la Agencia (comenzando por ExoMars 2018, hoy 2020).

Figura 3-12. Cartel de la Misión ExoMars 2016. ESA.

3.4.2 Orbitador TGO

La sonda TGO incluye los instrumentos necesarios para poder detectar los gases traza de la atmósfera de Marte. Debido al objetivo astrobiológico de la misión, la investigación se centra en la detección del metano, el vapor de agua, el dióxido de nitrógeno y el acetileno, todos ellos en posible correspondencia con procesos biológicos. También se podrá mapear el hidrógeno a lo largo de la superficie del planeta, lo que permitirá determinar la presencia de agua y saber dónde se almacena.

Los instrumentos científicos operados por la sonda son:

- CaSSIS (*Colour and Stereo Surface Imaging System*): cámara estereoscópica de alta resolución para capturar las áreas geográficas donde se realicen las observaciones de los gases traza. Esta información puede resultar clave para determinar, por ejemplo, el lugar de aterrizaje de futuras misiones que tengan como objetivos la búsqueda de indicadores biológicos.
- NOMAD (*Nadir and Occultation for Mars Discovery*): instrumento consistente en tres espectrómetros, dos de ellos dedicados al infrarrojo y uno al ultravioleta, que permitirán el estudio de los componentes de la atmósfera.
- FREND (*Fine Resolution Epithermal Neutron Detector*): detector de neutrones con el objetivo de determinar un mapa del hidrógeno en la superficie con una profundidad de detección de hasta un metro.
- ACS (*Atmospheric Chemistry Suite*): compuesto por tres espectrómetros infrarrojos que estudian la estructura y composición de la atmósfera y sus aerosoles. Este instrumento se complementa con NOMAD extendiendo la sensibilidad en el infrarrojo.

El 14 de marzo de 2016, la sonda TGO portando a Schiaparelli fue lanzada con destino a Marte en un cohete Proton-M desde el cosmódromo de Baikonur (Kazajistán). El conjunto llegó a las inmediaciones del planeta el 16 de octubre, donde separaron sus caminos. El día 19 de ese mismo mes se consiguió la inserción de TGO

en una órbita muy elíptica alrededor del planeta (de 200 a 98.000 km de altura). A partir de este momento, y como estaba previsto, comenzó una compleja maniobra de aero-frenado que duró 11 meses, hasta conseguir una órbita circular polar de 400 km (Figura 3-13).

Figura 3-13. Maniobra de aero-frenado de más de once meses de la sonda TGO. ESA.

3.4.3 Módulo Schiaparelli

El módulo de descenso Schiaparelli estaba diseñado para aterrizar en Marte utilizando un esquema de escudo térmico, paracaídas y retrocohetes para llegar a la superficie del planeta. Durante esta operación, utilizaría una unidad inercial junto con un radar para conocer su orientación y altura en todo momento.

Los instrumentos o investigaciones científicas del módulo de descenso eran:

- DREAMS (*Dust Characterisation, Risk Assessment, and Environment Analyser on the Martian Surface*): paquete meteorológico para la caracterización de la atmósfera desde la superficie. Única carga útil científica real de la sonda.
- AMELIA (*Atmospheric Mars Entry and Landing Investigation and Analysis*): recopilación y análisis los datos provistos durante el descenso por los sensores

de ingeniería del subsistema de EDL, para estudios científicos relativos a la estructura de la atmósfera marciana.

- COMARS+ (*Combined Aerothermal and Radiometer Sensors Instrumentation Package*): una serie de sensores térmicos para monitorizar el flujo de calor alrededor de la sonda, durante el descenso.
- INRRI (*Instrument for Landing -Roving Laser Retroreflector Investigation*): retro-reflector pasivo para posibilitar la georreferenciación del módulo de descenso en la superficie de Marte.
- DECA (*Descent Camera*): cámara que obtendría un elevado número de imágenes del descenso, pero no del área de aterrizaje.

Como se explicará en Capítulo 9, el 19 de octubre de 2016 el módulo Schiaparelli se estrelló en la superficie del planeta, dando por finalizada la misión antes de lo previsto.

3.4.4 Exomars 2016 en cifras

En la siguiente infografía se muestran unos datos muy generales de la misión Exomars 2016:

Figura 3-14. Datos generales de la misión ExoMars 2016. ESA.

La carga útil del orbitador supuso un 3% de su masa, y en el caso de la carga útil en el módulo de descenso, no llegó al 1% (mucho menos si quitamos de esta masa la batería incluida en DREAMS). Aunque estos porcentajes varían de unas misiones a otras, históricamente la ratio de masas entre la carga útil científica y el total de la sonda de superficie (*rover o lander*), ha oscilado en valores de entre un 4 y un 16%. Esto da idea de lo importante que es la miniaturización en el desarrollo de instrumentos para exploración in-situ, puesto que el total de masa disponible para los mismos está realmente limitado.

3.5 Conclusión

En este capítulo se han presentado los condicionantes técnicos que impone una misión en la superficie de Marte. Se han introducido primero los aspectos generales del entorno ambiental de cualquier misión espacial, como los relacionados con las vibraciones o la pérdida de presión y la exposición al vacío, centrándonos después en los aspectos relativos al entorno de radiación, característica propia del entorno espacial. Se ha descrito la importancia de dicho entorno de radiación y sus posibles efectos en los componentes y sistemas espaciales como lo es el sensor objeto de este trabajo. Por último, se ha profundizado en el ambiente que encontramos una vez en la superficie de Marte, donde otros aspectos como los elevados gradientes térmicos diarios o la presencia de polvo suspendido en la atmósfera, introducen nuevos riesgos para los sistemas que han de operar expuestos a ella.

Todo lo anterior da en cierto modo la clave del relativo porcentaje de éxito que nuestra carrera espacial ha conseguido en la exploración del planeta Marte. Si la dificultad inherente a cada misión de exploración planetaria fue parcialmente olvidada tras los grandes éxitos de las últimas misiones (especialmente los MER y MSL), los fallos de Phobos Grunt y Schiaparelli, e incluso la necesidad de suspender el lanzamiento de InSight en 2016, nos han hecho retomar plena conciencia de una realidad innegable, y es que lanzar varias toneladas desde la Tierra a gran velocidad,

cruzar millones de kilómetros por el espacio hasta dar con un pequeño planeta, maniobrar para insertarse en órbita en torno a él y, por fin, entrar en su atmósfera y aterrizar suavemente, supone una misión de extrema complejidad tras la cual tan sólo comienza otra: la operación en el inhóspito entorno de su superficie de los vehículos e instrumentos científicos allí amortizados.

DREAMS-SIS Optical Head

*Modelo de campo del sensor acoplado a una réplica del mástil
de DREAMS con el resto de sensores, utilizado para las
pruebas de caracterización de interferencias por el lander.*

4 PLANTEAMIENTO DEL SENSOR

El presente capítulo detalla los objetivos científicos que se propuso perseguir con DREAMS-SIS, y el consiguiente diseño conceptual del sensor que se ideó para dar respuesta a dichos objetivos, atendiendo a las enormes limitaciones técnicas impuestas sobre DREAMS (muy especialmente la masa disponible), por el propio diseño del módulo de descenso Schiaparelli.

Además de presentar el diseño conceptual al que se llegó y las soluciones adoptadas para ello, se hará énfasis también en los métodos propuestos para el posterior procesamiento de los datos (*retrieval*) y se mostrará la capacidad del sensor de dar respuesta a los objetivos científicos planteados para ExoMars 2016.

4.1 Introducción

El proyecto “MetNet Precursor”, supuso el inicio de la actividad investigadora del Laboratorio de Optoelectrónica del INTA en el desarrollo de instrumentación científica para Marte. Esta misión, cuyo origen data de principios de siglo, estaba constituida por un equipo finlandés del FMI (*Finish Meteorológica Institute*) y por otro ruso, con investigadores del Instituto de Investigación Espacial de la Academia de Ciencias Rusas (IKI/RAN) y del Centro de Investigación Espacial Ruso (*Роскосмос- ROSCOSMOS*).

El proyecto se desarrollaba en el ámbito de la misión rusa *Phobos Grunt Sample Return*, donde se incluía una pequeña sonda MetNet [HAR 17]. Esta ambiciosa misión rusa consistía en una gran nave que tenía como misión principal orbitar Fobos (la luna mayor de Marte), para realizar estudios de este astro, orbitándolo e incluso aterrizando en su superficie para tomar muestras (200 gramos), y regresar a la Tierra para poder analizarlas en laboratorios con instrumentación avanzada.

Figura 4-1. Esquema de la misión Phobos Grunt para la sonda MetNet. ROSCOSMOS.

Como era necesario orbitar Marte antes que Fobos, para perder velocidad usando su gravedad, se aprovechaba ese momento para desplegar las misiones secundarias (Figura 4-2) MetNet y un orbitador chino llamado *Luciérnaga* (萤火一号).

La sonda MetNet *Precursor* estaba constituida por un escudo térmico y un estabilizador basados en tecnología hinchable, y en un penetrador. Este tipo de sondas han sido propuestas en misiones anteriores, tanto en la misión rusa Mars96 [SUR 98], como en la americana Mars Polar *lander* con los penetradores Deep Space 2 [SMR 99], pero todas ellas sin éxito tal y como describe la extraordinaria revisión incluida en [LOR 11].

Figura 4-2. Esquema de aterrizaje del penetrador. FMI.

La justificación para el uso de penetradores se fundamenta en que son plataformas relativamente pequeñas, con poco peso, y con un sistema de descenso y aterrizaje “sencillo”, sin la necesidad de elementos activos (retro-cohetes para frenado o pequeños *thrusters* para el mantenimiento de la estabilidad durante el descenso, y los elementos de sensado y control asociados) para alcanzar la superficie. En el caso de Metnet, el diseño de la entrada consistía en, una vez la sonda era insertada en la atmósfera marciana, desplegar un sistema de protección térmica hinchable que

protegía al sistema del intenso calor generado por la fricción con la atmósfera. Una vez se atravesaba la parte alta de la misma, habiéndose reducido sustancialmente la velocidad (Match 1), se desplegaba a su vez un estabilizador inflable que conseguía dos efectos: reducir la velocidad hasta los 50-70 m/s en el momento del impacto, y estabilizar el sistema durante el descenso hacia la superficie, de manera que el penetrador tuviera un ángulo de impacto idóneo para poder “amartizar” penetrando parcialmente en el suelo marciano.

Una vez la sonda penetrara sobre la superficie marciana, estaba previsto desplegar una estación meteorológica. El FMI, con su dilatada experiencia en misiones como *Phoenix* y *Mars Science Laboratory* (MSL), aportaba versiones evolucionadas de sus sensores de humedad (MetHumi) y de presión (MetBaro). Por el lado ruso, se incluían sensores de temperatura, aceleración y una cámara panorámica, así como el ordenador de a bordo y resto de subsistemas del penetrador.

Una vez acomodado todo lo anterior, quedaban por asignar unos 200 gramos de carga útil (véase de nuevo lo relevante de la miniaturización) que el FMI ofreció a la comunidad internacional. Tras recibir diversas propuestas y manifestaciones de interés, finalmente fue el INTA quien se hizo con el total de ese remanente con la intención de distribuirlo entre tres sensores españoles: un sensor de irradiancia solar MetSIS [JIM 11] de en torno a 100-120 gramos, un sensor de polvo (Dust Sensor) de poco más de 30 gramos desarrollado por la Universidad Carlos III de Madrid [COR 12], y un magnetómetro triaxial de unos 70 gramos [MIC 16]. El primer y tercer sensor fueron desarrollados por el Laboratorio de Optoelectrónica del INTA, que también se ocupó de toda la coordinación de la contribución española, ingeniería de sistemas y jefatura de proyecto de la misma. A toda esta contribución española se le dio forma bajo el paraguas de la iniciativa denominada MEIGA (*Mars Environmental Instrumentation for Ground and Atmosphere*) [GUE 10], y la misión pasó a ser trilateral: Rusia, Finlandia, España.

Figura 4-3. De izquierda a derecha: logo de la Misión Trilateral MetNet Precursor y consorcio de MEIGA. INTA.

Con esta misión se quería demostrar la viabilidad de este tipo de sondas de exploración planetaria para que, en caso de éxito, la siguiente propuesta fuera una misión donde se desplegaran simultáneamente un alto número de ellas en diferentes puntos del planeta, y formar de esta manera una red de estaciones meteorológicas capaces de monitorizar el clima a nivel global, con medidas simultáneas en diferentes regiones.

Los requisitos tecnológicos para esta misión eran realmente exigentes, debido tanto a las particularidades que impone el planeta, como al tipo de sonda. Por un lado, los sistemas tenían que ser compatibles con todos los requisitos ambientales de una misión espacial al uso (entorno de vibración del lanzador, vacío, radiación). Por otro, debían soportar el descomunal choque del penetrador sobre la superficie de Marte (de 500 a 2000 g durante 20 ms, según el lugar de acomodación de cada sensor) y los ciclos térmicos extremos “día-noche”. Si a esto le sumamos que la sonda MetNet tenía un presupuesto de 4 kg para su carga útil (incluyendo baterías) y un consumo máximo para todos los sensores de 0.5 W, es fácil imaginar el grado de miniaturización y bajo consumo que se exigió a todos los sistemas incluidos. En lo tocante a este último punto (potencia), sencillamente fue imprescindible definir la operación de tal manera que no se activasen dos instrumentos simultáneamente, cuyo consumo acumulado excediera los 0.5 W. A efectos de los 3 instrumentos españoles, esto se tradujo en

limitar cada uno a 0.5 W dado que no era necesario que operasen simultáneamente con ningún otro.

Es a partir de este momento cuando se desarrollan nuevos procedimientos de selección, test y calificación de componentes que serán aplicados durante los próximos años en las distintas misiones de exploración planetaria, en que el Laboratorio de Optoelectrónica y posteriormente el Área de Ingeniería de Sensores Espaciales, se han visto involucrados (ExoMars y Mars2020). El desarrollo de estos procedimientos encaminados a garantizar la fiabilidad y la supervivencia al entorno de Marte, así como el ejercicio particular de selección y cribado de componentes concretos para el diseño de DREAMS-SIS, son parte importante de este trabajo de investigación como se detallará en Capítulo 6.

También se avanzó en el desarrollo de técnicas de integración que permitieran un alto grado de miniaturización, necesario para afrontar el desarrollo de los sensores de Metnet, que fueron asentadas durante la construcción del sensor descrito en el presente trabajo, tal como se presenta en el Capítulo 5.

Figura 4-4. Izquierda: nave Phobos Grunt. Derecha: lanzador de la misión antes del despegue. ROSCOSMOS.

Lamentablemente, el proyecto se canceló poco antes del lanzamiento de la *Phobos Grunt*, al tomarse la decisión de desembarcar de la misma la sonda MetNet *Precursor* debido principalmente a discrepancias técnicas sobre la madurez de algún subsistema clave de la nave *Phobos Grunt*. La nave rusa fue lanzada el 9 de noviembre de 2011 desde el aeródromo de Baikonur, en un cohete Zenit-2SB41 que desplegó la nave en una órbita baja y elíptica alrededor de la tierra. En ese momento se deberían haber realizado ciertas correcciones con los motores para transportar Phobos desde esta órbita a la de transferencia a Marte. Sin embargo esto no sucedió y la nave quedó atrapada en la órbita terrestre. Se realizaron intentos de recuperación del control de la misma durante los siguientes meses, pero no fue posible y la nave acabó destruyéndose en el océano Pacífico en el mes de diciembre.

4.2 Antecedente: el sensor MetSIS

MetSIS fue el primer radiómetro para la superficie de Marte diseñado por el INTA. Este sensor basaba su principio de funcionamiento en el uso de fotodetectores de silicio, para la detección de la radiación solar en la superficie de Marte. Estos detectores se repartían en las caras de una estructura cuadrangular, en combinación con filtros interferenciales para discernir entre distintas bandas espectrales de interés, dentro del espectro que ofrece esta tecnología (190-1100 nm). Estos conjuntos, terminaban en una serie de máscaras mecánicas que acotaban el FoV (*Field of View* o campo de visión) de los distintos canales.

Entre los objetivos científicos de MetNet se encontraba la caracterización de la atmósfera de Marte, así como la caracterización del entorno en su superficie. Atendiendo a esos objetivos, se definieron los requisitos científicos de MetSIS, el cual debería de ser capaz de determinar:

- La radiación ultravioleta UV en la superficie.
- La correlación entre la irradiancia solar, la temperatura, presión y vapor de agua en Marte.

- La medida de concentración de Ozono en Marte.
- La estimación del *Aerosol Optical Depth* (AOD) en distintas bandas espectrales.

Figura 4-5. Izquierda: modelo de ingeniería (EM) de MetSIS. Derecha: modelo de calificación del sensor MetSIS. INTA.

Por otro lado, los requisitos tecnológicos, tal y como se ha comentado anteriormente, suponían un reto difícil de conseguir ya que obligaban al sensor a tener figuras de mérito en distintas características:

- La masa del sensor estaba restringida a unos 120 g (el modelo de vuelo tuvo 114g).
- La comunicación con el ordenador de abordo debía hacerse sin hilos, dado que no quedaba espacio para cables de datos en el mástil sobre el que el sensor se acomodaba. Se diseñó una solución óptica inalámbrica para esta comunicación.
- El sensor debía de ser suficientemente rígido como para soportar los esfuerzos propios del lanzamiento, así como el choque del amortizaje (500g@20ms).
- Debería operar y sobrevivir a las duras condiciones térmicas de Marte, con excursiones diarias de -120°C a 20°C (niveles de calificación).
- Los condicionantes de contaminación biológica exigían que el sensor fuera compatible con tratamientos de esterilización como el DHMR, lo que implicaba ser compatible con temperaturas de al menos 110°C durante horas.

- El consumo estaba restringido a 0.5 W como máximo, con lo que resultaba imposible destinar parte de la energía a calentarlo, como se había realizado en misiones anteriores.

4.3 DREAMS for ExoMars 2016

El paquete meteorológico DREAMS (*Dust Characterisation, Risk Assessment, and Environment Analyser on the Martian Surface*) fue el instrumento seleccionado por la ESA y NASA en el anuncio de oportunidad de noviembre de 2010 [ESA 10], como instrumentación científica de superficie para la misión ExoMars 2016, integrada en el módulo demostrador de descenso Schiaparelli [ESP 18] y [BET 15].

La propuesta DREAMS seleccionada incluía un sensor para medir el viento y su dirección (MetWind), la humedad (DREAMS-H), la presión (DREAMS-P), la temperatura atmosférica (MarsTem), el campo eléctrico en la atmósfera (MicroARES) y la opacidad de la misma (*Optical Depth Sensor* – ODS). El desarrollo de este último sensor venía siendo auspiciado por la propia ESA desde tiempo atrás, y de alguna manera forzó su inclusión en DREAMS pese a que no era parte de la propuesta original.

Figura 4-6. Configuración final del instrumento DREAMS para ExoMars 2016. ESA.

Junto con los sensores, la estación meteorológica disponía de un ordenador de carga útil (*Control Electronics Unit* – CEU) que se encargaba de adquirir las señales de los mismos utilizando ciclogramas pre-programados, y enviarlos al ordenador de la sonda de descenso para que, en momentos de cobertura, transmitiera la información al orbitador TGO y éste hiciera de relé hacia la Tierra.

La duración de la misión se estableció nominalmente en 2 soles, con la capacidad de ser extendida hasta una semana si las condiciones lo permitían, debido a que DREAMS era alimentado por baterías que no podían ser recargadas por no disponerse de paneles solares o generadores termoeléctricos por radioisótopos (*Radioisotope Thermoelectric Generator* – RTGs). Este hecho derivaba de que el propósito real de Schiaparelli era el de demostración tecnológica: era en definitiva una plataforma de ensayo para probar tecnologías de entrada, descenso y aterrizaje. Sin embargo, la duración de las mencionadas baterías dependía de la temperatura que hubiera en superficie y de las baterías del *lander* que, una vez aterrizado, podría redirigir la energía remanente en sus propias baterías a DREAMS, aumentando así la duración de su misión.

Figura 4-7. Arquitectura del instrumento DREAMS para ExoMars 2016. [BET 15].

En marzo de 2013, el instrumento ODS tuvo que retirarse de la misión por problemas técnicos y de financiación en el grupo francés que lo desarrollaba. Al conocer por relaciones previas la existencia de MetSIS, la Investigadora Principal (IP) de DREAMS contactó con el Laboratorio de Optoelectrónica del INTA solicitando al mismo el desarrollo de un radiómetro que pudiera ser acomodado en el pequeño hueco que liberaba el sensor francés. Dicho sensor no era un sensor autónomo, sino que consistía únicamente en un par de detectores con una pequeña óptica, y un amplificador logarítmico en cada uno. Las señales analógicas por él entregadas debían ser adquiridas por el computador de DREAMS. Por este motivo, la envoltura de masa que tenía asignada, en lo alto del pequeño mástil de DREAMS, era muy reducida (26g). Se hacía necesario idear un sensor completamente nuevo, en un tiempo mínimo y con unos recursos tremendamente reducidos.

El autor de este trabajo fue designado en este momento como Jefe de Proyecto e Ingeniero de Sistemas participando de manera relevante en el diseño, calificación y

calibración de este sensor, así como posteriormente, responsable de la campaña de validación del sensor en la campaña del Sahara.

4.4 Condicionantes de partida y definición de objetivos científicos

La invitación a desarrollar un sensor capaz de proveer al menos una estimación del AOD promedio de cada Sol, tal como hacía ODS, fue aceptada. Se realizó una revisión de los objetivos científicos generales de DREAMS y del propio desarrollo previo MetSIS. Asimismo, se consideraron las enormes limitaciones introducidas por los requisitos de acomodación. Entre ellas destacaba especialmente el límite de 26 g para la unidad detectora acomodada en lo alto del mástil, y de 65 g para una unidad adicional de proceso, que podría colocarse aneja al computador de DREAMS, dentro de una caja caliente a aproximadamente 1 m de distancia y con varios conectores pasa-muros entre ambas. Teniendo todo ello en cuenta, se decidió establecer los siguientes objetivos científicos:

- Medir AOD con alta resolución temporal. Nos propusimos como objetivo mejorar cualquiera de las medidas disponibles hasta la fecha, y las propias capacidades de ODS, tratando de idear un sistema que permitiese seguir las posibles variaciones del AOD a lo largo de un sol, no solamente dar un valor promedio del mismo durante dicho intervalo de tiempo.
- Estimar propiedades fundamentales del polvo, especialmente su radio efectivo y varianza de su distribución.
- Posibilitar la detección de nubes, y tratar de discernir su altura y estimar su espesor óptico.
- Ofrecer una medida absoluta de la irradiancia global en superficie (entendida como la suma de luz directa y toda la difusa), en una banda espectral lo más amplia posible (que incluyese la mayor parte del espectro solar).

4.5 Principio de medida y diseño conceptual

El principio de medida planteado para el sensor se basa en que la relación entre la radiación directa y la radiación difusa que llega a la superficie de Marte, muestra una dependencia unívoca con el espesor óptico. Para unas condiciones estables de las propiedades del polvo atmosférico y para una longitud de onda determinada, se pueden representar la radiación directa y difusa en función del AOD:

Figura 4-8. Ejemplo de la relación de la radiación directa, difusa y total, para una longitud de onda, en función del AOD. [SMI 16].

Si nos fijamos en la radiación directa, su relación con el espesor óptico del polvo es unívoca. Muchos instrumentos en tierra utilizan esta propiedad, midiendo con telescopios de muy pocos grados de FoV, apuntado al Sol. El ejemplo más representativo son los fotómetros CIMEL que se utilizan como referencia en las estaciones AERONET, pero necesitan un sistema de *tracking*. Lo mismo pasa con los métodos indirectos de medida con dos piranómetros: se utiliza un anillo de sombra que habría de ser colocado según el día del año y la posición de aterrizaje, o dotarlo de un sistema de tracking, y a partir de su medida se conoce la componente difusa. Con otro piranómetro sin sombra se conoce irradiancia total (directa más difusa). La resta de ambos da la directa.

La contribución difusa por su lado, a partir de un valor de AOD de 1, deja de tener una dependencia unívoca con el AOD, por lo que solo con ella es imposible estimarlo.

Sin embargo, si nos fijamos en la línea azul, que representa la suma de estas dos señales, se puede observar que sí tiene la propiedad buscada. Es decir, que midiendo luz total o global (directa más difusa), podríamos estimar un valor de espesor óptico siempre y cuando las características del polvo no variaran. Este por ejemplo es el método de medida utilizado en el sensor ODS.

Con un único detector recibiendo luz total se puede estimar el AOD. El procedimiento sería ajustar los parámetros de un modelo de transferencia radiativa (tales como radio eficaz o índice de refracción de las partículas de polvo, así como el propio AOD) de tal manera que las señales simuladas por ese modelo coincidiesen con las medidas por el sensor. La clave para poder estimar AOD es el contraste que se produce en la señal entre los momentos en que sólo se recibe luz difusa, y aquellos en que se recibe total (directa más difusa). Esto se debe a que el ratio entre la luz difusa y la total depende directamente del AOD presente en la atmosfera, tal como ha mostrado la Figura 4-8. Es decir, si se dispone de un detector que en ciertos momentos del día sólo recibe luz difusa y en otros luz global, la forma de la señal que genere tendrá una relación unívoca con el AOD. En este razonamiento se está admitiendo implícitamente que dicho AOD no ha cambiado a lo largo de toda la medida.

Este procedimiento cuenta con una ventaja importante, y es que al estar la información del AOD contenida en la forma de la señal (el contraste antes mencionado), es inmune a posibles degradaciones de la responsividad del detector (en el caso de Marte, fundamentalmente por la deposición de polvo sobre él). Por el contrario, presenta el inconveniente de que es válido para estimar sólo un AOD promedio de todo el intervalo de observación. Esto es así porque los intervalos de tiempo en que se dispone de información de la componente global y aquellos en los que se dispone de información sólo de componente difusa, no son coincidentes. El

AOD podría haber cambiado en ese tiempo. Por ese motivo hablamos de una estimación de un AOD promedio.

Este último problema se solventaría si fuéramos capaces de disponer al mismo tiempo de información de ambas contribuciones: global y difusa. De ser así, podríamos estimar las variaciones del AOD en tiempo real, al disponer en todo momento de información de ambas.

Teniendo como objetivo lo anterior, se llegó a un diseño conceptual de acuerdo a los siguientes puntos:

- **Con el objetivo de estimar el AOD con alta resolución temporal, se define un cabezal óptico sectorizado en tres caras orientadas a 3 regiones del espacio diferentes,** con un mismo tipo de detector en cada una de ellas. Con este diseño se garantiza que mientras uno de los detectores recibe parte de luz directa del Sol, los otros dos sólo reciben difusa. A lo largo del día va cambiando el detector que recibe parcialmente luz directa.

Con esta aproximación se puede obtener una estimación del AOD promedio basada en un único detector a lo largo de un día marciano (*Sol*). Esto podría hacerse con los 3 detectores si el sol pasara por el FoV de los tres, lo que no es posible debido a la geometría del sensor. Dependiendo de la posición en la que aterrice tendremos 1 o 2 caras del sensor que reciban luz directa en algún momento del día y por tanto, se podría obtener el valor del espesor óptico en cuatro momentos del día, comparando los momentos adyacentes de tener o no tener luz directa en cada uno de los FoV (cuando el sol entra, y cuando sale del campo de visión de cada sensor). Esto se puede hacer, suponiendo que las propiedades del polvo y el AOD no cambian entre un momento y el otro de la comparación.

Sin embargo, la potencia de la configuración sectorizada reside en que en cada instante del tiempo se dispone de información de la luz directa y la difusa, eso

sí, generadas por detectores diferentes. Si se asume que las respuestas de todos los detectores son iguales, o bien se conoce o se estima su diferencia, es posible obtener el AOD para cada instante de observación.

La ventaja del primer método es que, al usarse un único sensor y estar la información objetivo (AOD) contenida en la forma de la señal, es inmune a degradaciones de la responsividad y además permite hacer una estimación gruesa de la misma. Su inconveniente es que obtiene AOD promedio y por tanto, una baja resolución temporal.

En el segundo método sin embargo (alta resolución temporal), es necesario tener un conocimiento al menos de la relación de degradaciones de los detectores, dado que se emplean señales procedentes de todos ellos. Sin embargo, esto se puede estimar si se parte ya de la estimación que se puede realizar por cada sensor individual (primer método). Se identifica además un método de estimación experimental descrito en el capítulo 8.

- **Con el objetivo de la detección de nubes, se incorporan detectores en dos bandas espectrales por cada sector.** Es decir, cada cara incorpora no uno sino dos detectores, en el ultravioleta (UV) y en infrarrojo cercano (NIR). El tener bandas muy alejadas entre ellas, permite minimizar el error en la obtención de los parámetros de las características del polvo en suspensión. Por otro lado, permite la detección de nubes en altura utilizando la evolución de la relación entre las señales de UV Y NIR, o índice de color (*Color Index*). Las bandas concretas seleccionadas fueron 315-400 nm y 700-1100 nm.

La estimación de la radiación que llega a la superficie en la banda UVA tiene adicionalmente un interés tanto astrobiológico como para futuras misiones tripuladas.

- **Con el propósito de medir de manera absoluta la irradiancia global en la superficie, se incorpora un detector de amplio espectro (sin filtro) y FoV hemisférico en la parte superior.** Se puede tratar su estudio como una medida

absoluta (como los piranómetros utilizados en la Tierra) o bien compararse con el resto de canales del sensor y fortalecer la determinación de los parámetros comunes del polvo en suspensión.

- **Con el objeto de estimar las posibles degradaciones sufridas por los detectores durante su viaje a Marte a causa de la radiación espacial, se incorpora un detector capaz de estimar estos daños por desplazamiento en base a la medida de una corriente de oscuridad.**

4.6 Modelo de transferencia radiativa y su aplicación

4.6.1 AOD y propiedades del polvo

El modelo de transferencia radiativa y su esquema de aplicación (*retrieval*) se desarrolla detalladamente en [TOL 17]. El *retrieval* consiste en un método indirecto, basado en la comparación de las señales reales obtenidas en el sensor con la simulación de las mismas utilizando el modelo de transferencia radiativa. Esta estrategia es similar a la seguida para otros sensores basados en fotodetectores, como pudiera ser el ODS [TOL 16a], [TOL 16b] y [TRA 05] o los sensores UV de REMS [SMI 16].

El modelo de transferencia radiativa empleado, se basa en el código DISORT [STA 88] de ordenadas discretas para medios multicapas plano-paralelas, adaptado para su aplicación al caso de Marte. Como para la estimación del AOD se trabaja con las señales generadas durante el día, con el Sol por encima de 80° de SZA, dicho modelo plano-paralelo es válido.

Figura 4-9. Ilustración que refleja la aproximación de una atmósfera multicapa, excitada por un haz de luz directa y difusa en su parte superior, y por la reflexión en la superficie y la emisión térmica. [STA 88]

Para SZA superiores a 80° , se emplea un modelo radiativo con geometría esférica de tipo Monte Carlo [TRA 05].

Propiedades ópticas de las partículas de polvo

Para poder obtener una solución a la ecuación de transferencia radiativa, se deben introducir los parámetros de *scattering* que definen cómo interactúa la luz con las partículas suspendidas en la atmósfera (en el caso de Marte es el polvo el principal agente), debiendo especificarse la distribución vertical de partículas, su función de

fase y el *single scattering albedo*. La posible absorción de los gases tiene poco peso en las medidas del DREAMS-SIS, debido a que este efecto puntual se mitiga con la respuesta integrada del sensor, en cada una de sus anchas bandas espectrales.

El modelo propuesto para Marte se basa en las siguientes hipótesis y aproximaciones de partida:

- Los parámetros de *scattering*, la función de fase $p(\theta)$ (representa la distribución de intensidad de luz dispersada en función del ángulo de *scattering*) y el *single scattering albedo* ω (que representa el ratio entre extinción por *scattering* o por absorción) deben ser especificados para poder resolver la ecuación de transferencia. Para su cálculo se utiliza el método denominado T-Matrix [WAT 65], [MIS 91] y [MIS 97] que es capaz de estimar los parámetros de *scattering* a partir del índice de refracción de las partículas y la distribución de tamaños para sus diferentes formas. Para el modelo se escogen cilindros como forma para modelar las partículas de polvo con relación entre su diámetro y longitud entre 0.2 y 2.0 [TOM 99]. Después de realizar distintas simulaciones con las señales del sensor DREAMS-SIS tanto para los canales UV como los NIR se vio que este parámetro no afectaba y por tanto se dejó fijado a $L/D=1.0$.
- El tamaño del polvo, por su parte, se ajusta a una distribución gamma teniendo por parámetros fundamentales el radio eficaz y su varianza efectiva r_{eff} y v_{eff} [HAN 74].

En la siguiente figura, se representa la función de fase para dos longitudes de onda diferentes, del mismo tipo de partículas cilíndricas, en función de su r_{eff} y con v_{eff} fija e igual a 0.3, calculada con el algoritmo T-Matrix.

Figura 4-10. Simulaciones de la función de fase en función del r_{eff} para el resto de parámetros de *scattering* fijos [TOL 17]

Para esta simulación se utilizaron índices de refracción de las partículas de polvo de acuerdo a los valores típicos en Marte [WOL 09], $m^{UVA}=1.5 + 0.0015i$ y $m^{NIR}=1.5 + 0.001i$.

La parte real (n), del índice de refracción del polvo ($m= n + k \cdot i$), permanece constante en todo el rango espectral desde el ultravioleta al infrarrojo cercano. Sin embargo, el valor de la parte imaginaria (k) puede variar en un orden de magnitud. Estas variaciones espectrales en k son determinantes dado que este parámetro determina principalmente la absorción de la partícula y, por lo tanto, afecta directamente al *single scattering albedo* (Figura 4-11).

Figura 4-11. Obtención del single scattering albedo en función del radio eficaz (r_{eff}) y el índice imaginario del índice de refracción (k), de las partículas de polvo.

- Para las simulaciones se asume que la distribución vertical de la densidad de partículas de polvo decrece exponencialmente con la altura con una escala de 10km [Vin 10], aunque las simulaciones realizadas indican que para un número total de partículas en una determinada columna, la distribución vertical de estas no tienen un efecto significativo en la respuesta de los sensores.
- Por último, se realiza un estudio de sensibilidad de las señales simuladas del sensor, con respecto a los parámetros necesarios para calcular las propiedades de *scattering* de las partículas de polvo y resolver la ecuación de transferencia radiativa. Las conclusiones más relevantes se extraen en los siguientes puntos. Para una descripción más detallada del proceso, véase [TOL 17]:

- r_{eff} debe ser tratado como parámetro libre para la obtención del AOD tanto en el canal UVA como NIR del modelo.
- v_{eff} debe ser tratado como parámetro libre para el canal UVA. Sin embargo, su variación prácticamente no afecta en el AOD obtenido en el canal de infrarrojo cercano y puede dejarse con un valor fijo y disminuir así las necesidades de computación en el algoritmo.
- k debe ser tratado como parámetro libre para el canal UVA ya que nuevamente, para el canal NIR, su variación prácticamente no afecta a la variación del AOD en esta banda espectral.

Cálculo de la posición del Sol

El cálculo de la posición del Sol en Marte, para una zona geográfica y una fecha determinadas, se implementó siguiendo los algoritmos propuestos en [ALL 97], [ALL 00] y ciertas correcciones realizadas en el software de NASA Mars 24 discutidas en [NAS 18].

Algoritmo de tratamiento de los datos (*retrieval*)

La obtención del AOD se fundamenta en que la relación entre luz difusa y luz directa, para un determinado momento en la superficie de Marte, está íntimamente relacionada con espesor óptico. En la Figura 4-12 podemos ver una simulación de las señales del sensor DREAMS-SIS para distintos valores de espesor óptico, para unas

determinadas condiciones de polvo. Claramente se puede observar como la forma de dichas señales así como el ratio entre la luz difusa y la total, se ven modificadas en función del AOD que se considere.

Figura 4-12. Simulación de las señales de DREAMS-SIS para el lugar de aterrizaje de Schiaparelli, en función del AOD.

Al tener el sensor DREAMS-SIS un diseño tal que permite tener contribuciones de la luz directa y de la luz difusa para cada sensor de un canal (UVA, NIR), durante distintas horas del Sol marciano, se puede estimar el AOD realizando el mejor ajuste diario entre las señales reales obtenidas por el sensor y las simuladas para cada AOD.

Al incorporar el sensor DREAMS-SIS tres sensores (en cada banda) orientados a distintos puntos del cielo, es posible obtener una estimación del AOD con mayor resolución temporal, tal y como se ha explicado anteriormente.

Además cabe llamar la atención sobre el hecho de que, dado que los parámetros que sirven para describir la distribución de tamaño del polvo son los mismos para las dos bandas espectrales, se pueden combinar los resultados de las señales de UV Y NIR en el ajuste, lo que permite no sólo calcular el AOD para sus dos longitudes de onda sino que además disminuye los errores en el proceso del ajuste al tener más información.

Las señales que obtiene el sensor dependen, lógicamente, de su orientación con respecto a la superficie del planeta, y por ende de su posición relativa al Sol. Como esta orientación representa una modificación unívoca (a mismas condiciones atmosféricas) en las señales, se puede incluir en el modelo como parámetro libre de tres coordenadas, correspondientes con los ángulos de Euler que definirían la orientación del sensor. No obstante, para facilitar el procesado eliminando parámetros libres, se decidió incluir un acelerómetro de 3 ejes en la unidad de procesado electrónico del sensor (PE). Esta decisión se tomó en un momento muy tardío de hecho, con la unidad de vuelo ya fabricada, porque siempre se había creído que la ESA facilitaría los datos de la orientación de Schiaparelli una vez aterrizado. Apenas un mes antes de la fecha de entrega del sensor, ESA hizo saber que, al contrario, no se podía garantizar que dicha información estuviese disponible debido a que los sensores que la habrían podido proporcionar no estaban diseñados con esa función, sino con la dar la orientación durante la fase de descenso. Dado que su única función era esa, no se habían diseñado teniendo como requisito su supervivencia al aterrizaje, por lo que la ESA no garantizaba la misma y por consiguiente podía no disponerse de datos de la orientación tras el impacto del aterrizaje. Con la inclusión de este acelerómetro se era capaz de conocer dos de los tres ángulos de Euler que definen la orientación del sensor. El tercero puede introducirse en el modelo como parámetro libre, o estimarse previamente mediante el análisis del momento del día en que dos caras contiguas del sensor reciben la misma iluminación, tal como se mostrará más adelante.

Por último, existe otro parámetro que se podría incluir y es la degradación en la respuesta de los detectores por la deposición del polvo sobre ellos, que se representa con una constante multiplicativa que afecta a la repuesta de cada uno de ellos ($D_{UVA-SOUTH}$, $D_{UVA-EAST}$, $D_{UVA-WEST}$, $D_{NIR-SOUTH}$, $D_{NIR-EAST}$ y $D_{NIR-WEST}$).

El algoritmo de inversión seleccionado para realizar el ajuste entre las señales reales y las simuladas es el de Levenberg-Marquardt [MAR 63] que se introduce en un esquema iterativo donde los parámetros libres son τ^{UVA} , τ^{NIR} , r_{eff} , v_{eff} , k^{UVA} , α_{EULER} y D_i .

Figura 4-13. Esquema del algoritmo iterativo propuesto para la obtención del AOD y parámetros de las características del polvo para el sensor DREAMS-SIS.

La secuencia del proceso se describe en la Figura 4-13, donde como en todo método iterativo, se parte de unos valores iniciales. Por un lado, se calculará la función de fase y el *single scattering albedo* utilizando T-Matrix. Este resultado, se introduce en el código de transferencia radiativa para obtener el brillo del cielo para los valores dados. Realmente, para evitar costes de procesado, se generan tablas de todas las posibles combinaciones de parámetros atmosféricos (LUTs – *Look-Up Tables*), incluyendo la posición del Sol, para que se agilice el tiempo de cálculo. Una vez se tiene la irradiancia resultado, se introduce el modelo del sensor junto con su actitud y degradación, y de esta forma, se obtienen las señales que tendría el sensor para todas esas condiciones. Se analiza en este punto los errores comparando con las

señales reales y se modifican los valores de los parámetros libres para volver a empezar y continuar con el proceso iterativo hasta que se cumpla una condición de éxito al converger el algoritmo.

En la Figura 4-14 se puede ver un ejemplo realizado sobre una situación tomada como real en Marte (O_{Mars}), señal a la que se le ha introducido cierto ruido para aumentar el realismo. La señal a trazos (O_{Simul}^0) indica el primer resultado de la simulación del modelo, con unos valores iniciales que se alejan de las señales reales. Finalmente, el trazo negro, indica la señal final resultado de las distintas iteraciones del modelo.

Figura 4-14. Resultado del algoritmo en el ajuste de las señales, tomando como situación real el trazo gris, la primera iteración el trazo discontinuo y el valor ajustado, la línea continua negra.

El desarrollo y análisis del modelo de transferencia radiativa aquí resumido no es objeto del presente trabajo, sino que fue de hecho objeto de otra tesis doctoral que puede consultarse para mayores detalles [TOL 11].

4.6.2 Nubes y características

La detección de nubes se realiza mediante el estudio del ratio que denominamos Índice de Color o *Color Index* (CI). Se trata de la relación de señal entre las bandas NIR y UV, que se ve modificada por la presencia de nubes [TOL 11].

Detección de nubes durante el día

La presencia de nubes genera valores de CI que no serían observados si solamente estuviese presente el polvo, debido a las diferentes propiedades de *Single Scattering Albedo* o función de fase del polvo y las nubes. Esto se debe principalmente a las diferencias de tamaño entre las partículas de polvo y de las nubes, así como sus propiedades de *scattering*.

La siguiente figura ilustra el principio de medida. En ella se ha simulado el CI que se obtendría para una atmósfera que contuviese polvo y nubes (líneas de colores azul y rojo) y para una que sólo contuviese polvo, sin nubes (líneas gris y negra). Los valores simulados de AOD (diferentes para UV y NIR) y COD (*Cloud Optical Depth*, mismo para ambas bandas) se indican en la propia gráfica.

Figura 4-15. Señales de índice de color simuladas para una atmósfera con y sin nubes, para los detectores de las 3 caras del SIS [TOL 17].

Puede apreciarse una significativa diferencia de CI, indicativa de la presencia de nubes, fundamentalmente observando los momentos en que el Sol está fuera del FoV de cada detector, esto es, cuando se recibe luz difusa (segunda parte de día en los detectores de la primera cara, mañana y tarde en la segunda, y primera parte del día en la tercera).

Detección de nubes en el crepúsculo

Durante el crepúsculo resulta además posible conocer la altitud de las nubes mediante el estudio de la hora en la que se produce un pico en el valor del CI. Se realizan las observaciones con el Sol muy bajo, incluso por debajo del horizonte (SZA entre 86 y 96 grados). Tal como muestra la siguiente figura (parte derecha) para un mismo COD existe una diferencia en el momento en que el CI alcanza su mínimo que está relacionada con la altura de la nube. Esto se produce porque la señal que se recibe se genera fundamentalmente en las capas de la atmósfera situadas a una u otra altura, en función de lo bajo que se encuentra el Sol, y por tanto de la hora concreta durante el crepúsculo.

Figura 4-16. Izquierda: efecto del COD sobre el índice de color simulado durante un crepúsculo. Derecha: efecto de la altura de la nube, para un mismo COD [TOL17].

Una consecuencia importante de este método de medida es que el rango dinámico ofrecido por el sensor debía ser extremadamente elevado (un mínimo de 5 órdenes de magnitud) para poder por una parte ofrecer señales válidas durante el día, y con el Sol incluso situado en pleno centro del FoV de cada detector, y al mismo tiempo señales también con suficiente resolución durante el crepúsculo, con el Sol incluso bajo el horizonte y por tanto con una señal enormemente débil.

La solución que más habitualmente se implementa para enfrentar este problema es la de un amplificador de respuesta logarítmica. El problema de estos amplificadores

en que en las regiones de elevada señal ofrecen una peor resolución (respuesta no lineal). Al habernos propuesto como objetivo estimar las variaciones de AOD con muy alta resolución temporal, era necesario mantener una elevada resolución también en situaciones de mucha señal. Por este motivo fue necesario idear un mecanismo de “zoom” que permitiese mantener una ganancia lineal en todo el rango, pero focalizando toda la capacidad del convertidor analógico digital (ADC) en una u otra región de señal en cada momento. Esto derivó en el esquema de “*subranging*” presentado más adelante.

4.6.3 Medidas de irradiancia en superficie

El último objetivo que se pretendía era el de ofrecer una medida absoluta de la irradiancia global (entendida como suma de la luz directa y la difusa) en la superficie, en una banda espectral lo más amplia posible.

Con este propósito se incorporó en lo alto del *Optical Head* un detector de silicio, sin filtro alguno (por tanto, con respuesta entre 190 y 1100 nm). Si bien lo ideal habría sido disponer un segundo detector con respuesta más allá de los 1100nm, las limitaciones de masa y volumen lo hacían imposible.

Dicho sensor se cubrió con un difusor de forma semiesférica con un doble propósito:

1. Dotarlo de una respuesta angular lo más independiente posible del ángulo de incidencia de la luz, esto es, una respuesta lo más plana posible.
2. Minimizar la deposición de polvo en este detector situado en un plano horizontal. En otras ocasiones se han empleado imanes alrededor de los detectores en plano horizontal para reducir la deposición de polvo (ferromagnético, y por tanto desviado parcialmente por las líneas de campo de dichos imanes). Pero nuevamente las limitaciones de masa y volumen lo hacían inviable en el caso de DREAMS-SIS.

El primero de estos dos puntos se hizo así con un propósito, y era facilitar el cálculo de la irradiancia global incidente al dotar al detector de una respuesta lo más parecida posible tanto para la luz directa, e independientemente de la posición relativa del Sol, como para la difusa. Un mecanismo habitual de medida de este mismo parámetro en Tierra es disponer de 2 piranómetros, sensor que generalmente presenta una respuesta de tipo cosenoidal (al menos entre cierto rango de ángulos) con el ángulo de incidencia de la luz. Uno de ellos se dota de un anillo de sombra, o una sombra con mecanismo robótico de seguimiento del Sol, de manera que a lo largo de todo el día ese sensor sólo recibe luz difusa. El otro no, de forma que recibe la suma de luz difusa y directa. De la resta de ambos se saca la contribución de la luz directa. Ésta señal puede ser corregida con la respuesta angular del sensor, conocida la posición relativa del Sol. Sin embargo con una respuesta aproximadamente plana (al menos en un rango bastante amplio de valores de SZA) como la de SIS, la ventaja que se obtiene es que la conversión entre la fotocorriente leída y la irradiancia global, puede hacerse de manera directa sin más que aplicando un único coeficiente de conversión entre amperios y W/m^2 . Esto es así porque dicho factor aplicable es el mismo independientemente de con qué “tipo” de luz estemos tratando (directa o difusa) o la dirección concreta de incidencia de la misma. En el capítulo 8 se presentan los resultados de unas medidas de campo que muestran la validez de este planteamiento.

4.7 Implicaciones de diseño electrónico

Minimizar el nivel de ruido en la electrónica de adquisición era obviamente un elemento clave para poder ofrecer señales con buena resolución en un rango dinámico amplio, y en todo él. Esto se tradujo en la necesidad de incluir las etapas de preamplificación (amplificación de transimpedancia) lo más cerca de los detectores, y por tanto en la propia unidad OH. La unidad PE dispondría de un pequeño cerebro digital, encargado de realizar las medidas de los distintos canales, implementar los algoritmos necesarios, gestionar la memoria y comunicarse con la CEU. La digitalización no pudo llevarse a cabo dentro del OH por la imposibilidad de acomodar

dentro de él el ADC empleado (un componente muy voluminoso y pesado), así como por el excesivamente grande mazo de cables que habría requerido para la conexión OH-PE. La transmisión entre ambas unidades de SIS se hizo por tanto de manera analógica, pero en modo pseudodiferencial: enviando desde el OH una única señal analógica multiplexada, y su señal de retorno o referencia. El PE incorporaba a su entrada un receptor diferencial y una post-amplificación bajo un esquema de *subranging*.

Subranging

El algoritmo de tratamiento de los datos (*retrieval*) propuesto, se basa en el ajuste de las señales reales medidas, contra las señales obtenidas por la simulación del modelo. Esta estimación resulta muy precisa siempre y cuando se logren buenos ajustes cuando las señales tienen valores altos, es decir, cuando la contribución de la luz es directa y difusa al mismo tiempo, y cuando tienen valores bajos, que sucede cuando el sensor recibe únicamente componente difusa de la luz. Esto implica que se necesite una gran calidad de señal en todo un rango dinámico amplio.

Soluciones como la adoptada por el sensor ODS, basadas en la utilización de amplificadores operacionales logarítmicos, permiten tener una muy buena resolución en la parte baja del rango dinámico, pero empeoran en la zona alta. Si lo traducimos al *retrieval*, tendremos buena resolución por ejemplo para la detección de nubes en el ocaso, pero tendremos peores resultados en el AOD ya que la zona donde la contribución sea mayoritariamente de directa se realizará con menor resolución.

La solución adoptada en el sensor DREAMS-SIS, utilizada en instrumentos desarrollados por el grupo investigador, como LDT [JIM 12], TTT [APE 12] y MetSiS [JIM 11], permite, mediante el uso de cierta electrónica adicional, obtener una gran resolución en todo el rango dinámico. Esta técnica, denominada *subranging*, ha sido muy utilizada en instrumentación avanzada como osciloscopios y ADC multietapas (*pipelined*) y consiste en restar una señal muy cercana pero inferior a la señal que se pretende medir, y amplificar el resultado por la cantidad máxima que permita el rango

dinámico del convertidor empleado. Con esto se consigue realizar un “zoom” alrededor de la zona de interés de la señal y aplicar la conversión analógica digital sobre un área más pequeña aumentando así la precisión en función de lo que podamos acercarnos a la señal para hacer la resta.

En la siguiente Figura 4-17 se detalla un diagrama de bloques de la solución. En este caso, al utilizar un único ADC, la conversión se ha de realizar en dos pasos. Primero, la unidad de control (en este caso una FPGA), seleccionará el canal A para que el ADC lo adquiera. Esto permitirá saber qué valor tiene la señal y qué valor máximo podremos restar, utilizando el DAC. La FPGA cargará en el DAC dicho valor y seleccionará en el multiplexor el canal B, de tal forma que a la señal que se quiere medir, se le reste un valor muy aproximado pero inferior (esto lo garantiza el algoritmo de búsqueda de la FPGA) y se amplifique lo máximo posible para no saturar el amplificador. Esta ganancia (G) es fija y se diseña en base al máximo valor posible de la resta que se pueda configurada por medio del DAC.

Figura 4-17. Esquema *subranging* en dos etapas.

Oversampling

Para mejorar la precisión del sensor aún más, se introdujo también la técnica de *oversampling*, método muy efectivo a la hora de eliminar ruido y ganar en precisión

siempre que la velocidad de muestreo del ADC utilizado sea suficientemente mayor que la frecuencia real de muestreo de señal deseada. Consiste en muestrear la señal mucho más rápido de lo estrictamente necesario de acuerdo al teorema de Nyquist, y acumular muchas medidas de la señal que posteriormente se promedian. Para evitar tener que implementar una unidad de coma flotante para ese promediado, sin perder decimales, dicho promediado se realiza en Tierra. En la telemetria generada por el sensor se envía el dato acumulado.

Concretamente se realizó un *oversampling* de 4096 muestras por señal. Cada muestra adquirida se digitalizaba con 16 bits, lo que suponía un dato final de un máximo de 28 bits. Por cuestiones de alineamiento en el procesamiento de datos, se empaquetaba ese resultado dentro de la telemetría como 32 bits, esto es 4 Bytes. La adquisición de esas 4096 muestras se realizaba a 2 MHz, lo que resulta en un tiempo total de adquisición equivalente a una frecuencia de muestreo de casi 500Hz, sobradamente elevada respecto de la velocidad real de variación de la señal. Adicionalmente, en la telemetría se empaquetaba también el dato del valor introducido al DAC del esquema de *subranging*, para cada detector. Por último, y para tener una estimación de la calidad de la señal, se calculaba sobre el total de 4096 muestras obtenidas para cada señal (que se almacenaban temporalmente en una memoria SRAM externa a la FPGA) una pseudo-desviación estándar de las mismas. Estos dos últimos datos se enviaban en la telemetría en campos de 1 Byte cada uno.

4.8 Flexibilidad y autonomía: modos de operación y configurabilidad

El último aspecto clave en la definición conceptual del sensor fue la definición de sus modos de operación, capacidades de configuración e interfaz. Este punto es fundamental de cara a optimizar el trabajo de desarrollo y pruebas del sensor, y sobre todo de cara a facilitar su posterior manejo al tiempo que optimizar la generación de datos de valor científico.

Se tuvieron en cuenta las siguientes consideraciones:

- El sensor debía tener un protocolo de comunicación sencillo y fácil de implementar. Esto incumbe tanto al desarrollo del sensor, como del sistema externo que lo gobierna (en este caso la CEU), y a todos los equipos de soporte de pruebas en Tierra así como a las propias pruebas, que deben ser capaces de verificar todas las posibles situaciones, comandos, medidas, respuestas a errores de comunicación, etc. que puedan darse. Por ello, la simplicidad se convertía en aspecto clave en este desarrollo con un calendario tan exigente.
- El número de tipos de telecomandos y telemedidas debía ser mínimo, en línea con lo anterior.
- Se evitarían todo tipo de configuraciones y variantes innecesarias. Se decidió que el sensor mediría siempre igual, muestreando siempre todos sus canales, realizando una acumulación de 4096 muestras en cada uno y calculando un mismo indicador de calidad de las mismas. En sensores precedentes, como MetSIS, se había optado por dotarlo de una gran configurabilidad, de manera que podían seleccionarse para cada medida los canales concretos que se deseaba medir, el número de muestras a acumular, etc. Y se generaban paquetes de telemedida de longitud variable. Pero todo ello introducía unas evidentes complicaciones a la hora de realizar los bancos de pruebas del VHDL, definir los protocolos de verificación de su funcionamiento, etc. Para DREAMS-SIS todo ello fue simplificado enormemente.
- La media de las 4096 medidas no se realizaría en vuelo, sino que se bajaría un dato acumulado en un número de 32 bits, con suficiente capacidad para albergar el mayor resultado posible, y el promediado se realizaría en Tierra.
- Se dotaría al sensor de dos modos posibles de operación: Manual y Automático o “de Memoria”. En el modo Manual, el sensor actuaría solamente en respuesta a comandos discretos recibidos desde la CEU de DREAMS. Dicha CEU debía, en definitiva, interrogar al SIS para cada nueva adquisición de sus señales que se deseara realizar. Ante una interrogación, el sensor realizaba

dicha adquisición, preparaba un paquete de telemetría y esperaba a que se lo solicitaran. La CEU lo solicitaba y el sensor quedaba a la espera de una nueva interrogación. En el modo Automático o “modo de memoria”, por el contrario, la CEU indicaba al sensor un periodo de muestreo (de entre 3 y 655 segundos) y el sensor comenzaba una adquisición periódica de sus señales e iba preparando los correspondientes paquetes de telemetría en su memoria. Operaba autónomamente hasta que la CEU le enviase un comando de envío de datos, o bien se llenase la memoria. De esta forma se habilitaba la posibilidad de operar durante largos periodos de tiempo (un sol entero, según el periodo fijado) sin intervención alguna de la CEU.

- En ambos modos de operación, el paquete de telemetría enviado a la CEU ante una solicitud de datos sería igual, con la salvedad de un *flag* que indicaba si el paquete correspondía a una adquisición “*standalone*”, esto es, independiente, resultado de una interrogación bajo el modo de operación manual, o era el primer paquete, un paquete de continuación, o el último paquete, de una descarga de memoria resultado de una adquisición en modo automático. Cada paquete de telemetría contenía 100 Bytes.
- La única configuración del sensor sería el periodo de medida en el modo automático.

4.9 Conclusiones

En este capítulo se han revisado los antecedentes históricos que nos proporcionaron el conocimiento previo para poder dar con soluciones adecuadas al reto que suponía diseñar un sensor con validez científica y unas limitaciones de masa, volumen y tiempo enormes.

Se ha explicado en primer lugar cuáles fueron los objetivos científicos y los principios de medida en que los que el sensor basaba su operación en Marte para conseguirlos. A continuación, se han presentado las principales consideraciones de

diseño (que se detalla en el siguiente capítulo) y operación a las que llevó ese planteamiento conceptual del sensor.

Unidad DREMAS-SIS Processing Electronics FM

*Unidad FM del sensor una vez finalizado el proceso de
integración.*

5 DISEÑO DEL SENSOR

Una vez establecidos los requisitos científicos, de misión, ambientales y de operación, comenzó la etapa de diseño. DREAMS-SIS tuvo que ser ideado en un tiempo muy ajustado y no hubiera sido posible sin la experiencia previa de la misión MetNet. Aun así, los retos particulares obligaron a tomar distintas soluciones que en general resultaron acertadas para la consecución de los objetivos propuestos.

Muchos de los componentes y diseños adoptados han sido posteriormente validados en programas de calificación mucho más exigentes (para misiones de larga duración) y empleadas en nuevos instrumentos para exploración planetaria, como las incluidas en la plataforma de ExoMars2020 o el *rover* de Mars2020.

5.1 Introducción

El diseño de un instrumento espacial comienza cuando los requisitos científicos, ambientales, de acomodación y operación están perfectamente definidos. Sin embargo, el sensor DREAMS-SIS, entró a formar parte de la misión ExoMars 16 cuando el proyecto se encontraba en una fase avanzada, lo que influyó fuertemente en su desarrollo.

5.2 Requisitos de diseño

Uno de los grandes retos de esta misión fue adaptar el sensor a los requisitos impuestos y no negociables en cuanto a masa y volumen disponibles, lo que condicionó muchas de las soluciones de diseño adoptadas.

Requisitos de masa, volumen y acomodación

Para la acomodación del sensor existían únicamente dos áreas habilitadas:

- En la zona superior de la Unidad de Control Electrónica (*Control Electronic Unit* – CEU) con una masa admisible de 65g. Esta unidad compartía espacio con las baterías que llevaba el instrumento, por lo que la temperatura interna estaba controlada para que no bajara de -40°C (denominada zona caliente). Sin embargo, el espacio entre la CEU y la estructura de la cubierta exterior era reducido, siendo la altura disponible de 15mm.
- En la zona más elevada del mástil exterior. La fragilidad del mismo imponía nuevamente las limitaciones exigentes tanto en masa (limitado a 26g) como en envoltorio mecánico disponible (42x34x25mm).

Requisitos eléctricos

La sonda Schiaparelli no portaba ningún sistema para la recarga de las baterías como paneles solares o RTGs (*Radioisotope Thermoelectrical Generator*). Como ya se ha comentado, el módulo de descenso se consideraba una demostración tecnológica, por lo que el funcionamiento de DREAMS estaba restringido a unos pocos soles (días

marcianos) en función de lo que durara la carga de su batería. En este sentido, el diseño del sensor debía tener en cuenta las siguientes consideraciones:

- Consumo máximo de la unidad estaba limitado a 0,5W.
- La potencia suministrada por la CEU tendría que ser única: 5V+-5%.
- El interfaz de SIS debía impactar lo mínimo posible en la electrónica de la CEU en cuanto a espacio y complejidad.

Requisitos de operación

El paquete meteorológico DREAMS disponía de un ordenador de carga útil que controlaba todos los sensores. Existían todo tipo de arquitecturas, desde sensores que la CEU (Central Electronics Unit) manejaba directamente realizando su adquisición y conversión digital como en el caso de MarsTemp y MetWind, a sensores digitales con su propio protocolo como el sensor de presión y humedad (Metbaro y MetHumi). Los requisitos que se identificaron en este sentido trataban de penalizar lo menos posible a este computador requiriendo una mínima adaptación de una de sus tarjetas para la adquisición del SIS:

- El interfaz de comunicaciones entre el sensor SIS y la CEU sería digital, de tipo serie y basado en una tecnología inmune al ruido y robusta.
- El protocolo de comunicación tendría que ser sencillo, con pocos telecomandos y una única telemida de longitud fija. Esto permitiría una implementación sencilla en SW de control de la CEU.
- La unidad tenía que ser diseñada para ser lo más versátil posible y ofrecer cierta autonomía.

Requisitos ambientales

La mayor parte de los sistemas espaciales tiene unos requisitos ambientales similares en cuanto a las cargas soportadas en el lanzamiento, las temperaturas durante la misión, vacío, etc. Sin embargo, el requisito más exigente para esta misión concreta y al que se le debía prestar gran atención desde el inicio, era el entorno de

ciclado térmico extremo de la superficie de Marte. El sistema debía ser compatible con temperaturas que variarían diariamente entre -100°C y 30°C.

Los requisitos de niveles de radiación sin embargo y dada la corta misión en superficie, resultaban ser poco exigentes comparado con una misión LEO alrededor de la Tierra (TID inferior a 8Krad y ser inmune a SEE con LET por encima de 60 MeV cm²/mg), pero debían ser tenidos en cuenta en caso de utilizar componentes comerciales o COTS (Commercial Off The Shelf) y en los materiales constituyentes de las cadenas ópticas.

En el Capítulo 6 se ofrece la información detallada de las distintas campañas de búsqueda, calificación, screening y caracterización realizadas sobre componentes y materiales que permitieron afrontar estos importantísimos requisitos antes del diseño final de la unidad.

Requisitos derivados del diseño conceptual

Derivados la concepción y definición del sensor descritos en el Capítulo 4, se definen unos requisitos de diseño asociados al planteamiento científico que se resumen en los siguientes puntos:

- El OH debía tener tres caras con al menos tres sensores de la misma sensibilidad espectral para estimaciones de AOD.
- El OH debería contener un sensor capaz de medir la irradiancia total.
- Las caras laterales del OH deberían contener un segundo sensor que en combinación con el otro (diferente banda espectral) sirviera para realizar una mejor estimación del tamaño de partículas a partir del ratio del AOD en dos longitudes de onda diferentes y por otro lado, poder también realizar estudios de *Color Index*.
- La dependencia térmica de este tipo de sensores es importante y por tanto se debería medir la temperatura para poder realizar posibles correcciones.

- Los sensores optoelectrónicos y ópticos sufren degradaciones debidas a daños por desplazamiento. El sensor debía incluir en la medida de lo posible alguna solución para estimar dicha degradación.
- Las medidas requerían tener gran precisión en un amplio rango dinámico de señal, ya que interesaba tanto la situación en que el Sol estuviera en el FoV de un detector, como los amaneceres y atardeceres para la detección de nubes. La precisión a lo largo del rango dinámico debía de optimizarse al máximo.

Requisitos Computacionales derivados de los objetivos científicos y el diseño conceptual

- Para aumentar la precisión y disminuir el ruido se introdujo el requisito de implementar técnicas sencillas de mejora de la resolución, como por ejemplo la técnica del sobre-muestreo (*oversampling*).
- Para mantener una resolución igual en todo el rango dinámico, y permitir que éste fuera lo más amplio posible, debía implementarse un esquema de adquisición de tipo “subranging”.
- Por otro lado se introdujo el requisito de la obtención de un parámetro que indicara la calidad de las medidas pero teniendo en cuenta las limitaciones de implementación en dispositivos de lógica programable.

5.3 Arquitectura y Acomodación

El sensor que el INTA había propuesto inicialmente (versión reducida del sensor Met-SIS) no era compatible con los requisitos actuales de masa. Era demasiado voluminoso y pesado, para ir alojado en el mástil exterior y evidentemente, no tenía sentido acomodarlo en el interior del compartimiento caliente donde no recibiría la luz del Sol. Había por tanto que tomar la solución de separar el diseño en dos unidades.

Figura 5-1. Esquema de arquitectura final del sensor DREAMS-SIS.

La unidad exterior o Cabezal Óptico (*Optical Head* – OH), iría instalado en la parte alta del mástil, con unas dimensiones realmente ajustadas, lo que limitaba el número de detectores que dicho cabezal podía incorporar.

Esta unidad se uniría por medio de un cable de 1,5m a la Unidad de Control y Proceso (*Processing Electronics Unit – PE*), que contendría todo lo necesario para tomar las medidas de los distintos detectores y poder comunicarlasy hacia la Unidad de Control Electrónico de DREAMS (*Control Electronic Unit – CEU*), mediante un cable de 60 cm.

Figura 5-2. Acomodación final de DREAMS en el *lander* (derecha). Detalle del mástil y sus unidades de vuelo (FM).

5.4 Cabezal Óptico

5.4.1 Diseño mecánico

El diseño del cabezal óptico del sensor estaba totalmente condicionado por el peso, dimensiones e interfaces. Por tanto, su estructura fue diseñada para ser compatible con estos requisitos y ofrecer el suficiente volumen interior para poder albergar los siete sensores ópticos, uno de radiación, uno de temperatura más toda la electrónica de acondicionamiento asociada.

Figura 5-3. Dimensiones Generales e Interfaces del SIS-OH.

Por motivos de peso, no se utilizó un conector como interfaz de la unidad, por lo que el cableado de la misma, directamente soldado a la tarjeta principal del cabezal, salía directamente hacia el exterior por una abertura circular situada en la tapa inferior del instrumento (Figura 5-3) y protegida por pegamento estructural.

Para el venteo de la unidad, es decir el camino mecánico que se dispone para que el aire del interior de un sistema espacial pueda ser desalojado mientras se sale de la atmósfera terrestre, se dispuso un pequeño orificio en la tapa inferior calculado para ser capaz de evacuar el aire soportando la presión diferencial con el exterior.

5.4.2 Diseño Óptico

El diseño final constaba de una estructura tetraédrica con un ángulo de 70° entre las caras y cenit. En cada cara, incluida la superior, se sitúa una estructura opto-mecánica que se detalla a continuación:

Figura 5-4. Detalle de los conjuntos opto-mecánicos.

Caras laterales (Figura 5-4. Detalle 1)

Las caras laterales contenían unos conjuntos opto-mecánicos para dos detectores con distintas bandas espectrales. Dichos conjuntos estaban compuesto por:

- Un escudo protector para la radiación que dotaba a la electrónica de 1mm de protección en esa dirección (Figura 5-4, elemento 1.g). Esta pieza estaba fabricada con técnicas de electroerosión para los alojamientos de los dos fotodiodos.
- Fotodiodos Hamamatsu S1337-33bq (Figura 5-4, 1.f)
- Dos filtros interferenciales para conformar la respuesta espectral (Figura 5-4 1.d, 1.e), denominados UVA (315-400nm) y NIR (700-1100 nm).
- Máscaras de conformación del FoV, consistentes en unas piezas de aluminio con pequeños taladros cuya geometría define dicho FoV (Figura 5-4, 1.c)

- Por último, la cara exterior de esas máscaras se cubrió con una lámina de teflón en el caso del canal NIR (Figura 5-4, 1.b) y un filtro UG-11 en el UVA (Figura 5-4, 1.a)

Figura 5-5. Idea conceptual de las máscaras de FoV de los canales UV y NIR.

Las máscaras de FoV además de incluirse para definir el FoV deseado por criterios científicos, venían a limitar el ángulo máximo de incidencia de la luz sobre los filtros interferenciales, cuya respuesta se desplaza en función de éste.

Figura 5-6. Caracterización de los filtros interferenciales en función del ángulo de la luz incidente.

En el caso del filtro de UV, su especificación es realmente exigente ya que se pide una banda de paso de 100 nm en el ultravioleta y luego una gran área de bloqueo que llega hasta los 1100nm (que es el máximo de detección del silicio). Al caracterizar estos filtros una vez fabricados, se apreciaron unos picos de transmitancia entre los

500 y 600 nm, que es donde el espectro solar tiene más irradiancia. Para evitar este problema, se introdujo un filtro que, combinado con el interferencial, mejorara la respuesta. Con este motivo se eligió un filtro de densidad UG11, que tienen una banda de paso de 100-400nm y un buen rechazo hasta los 600nm. En la Figura 5-7 se representa la transmitancia del fotodiodo (línea negra #22), y superpuestas la del UG11 (puntos amarillos), así como la del filtro interferencial UVA (líneas punteadas azul y roja #3 y #4), como del resultado final (líneas azul y roja #3 y #4).

Figura 5-7. Respuestas superpuestas de un fotodiodo, filtro interferencial y filtro de densidad, junto con su convolución final.

Para mayor claridad se presenta a continuación el resultado final del conjunto para dos conjuntos opto-mecánicos UV:

Figura 5-8. Respuesta final de los conjuntos UV.

Para los conjuntos opto-mecánicos NIR, el comportamiento en la zona de rechazo del filtro era de mayor calidad y, por tanto, se utilizó una lámina de Teflón transparente en la parte alta de la máscara de FoV, con la misión de retener el polvo en su superficie, y no dejarlo penetrar dentro de los cilindros que forman las máscaras.

Figura 5-9. Respuesta del fotodiodo y respuesta convolucionada con el filtro NIR.

Las láminas de Teflón ofrecían una transmitancia muy alta en la zona de interés entre los 700-1100 nm, de tal forma que su impacto en el conjunto óptico era muy reducido:

Figura 5-10. Transmitancia teflón transparente.

Conjunto Superior (Figura 5-4. Detalle 2)

El objetivo del detector superior es de actuar como canal de irradiancia global en toda la banda de detección del silicio. Por tanto, se utilizó un fotodiodo igual que los anteriores, pero sin filtro interferencial (Figura 5-4, 2.b) con lo que tiene una respuesta desde los 190nm – 1100nm aproximadamente. El único elemento que integra es una cúpula de Delrin de 1mm de espesor (Figura 5-4 2.a) que actúa como difusor. La forma semiesférica permite por un lado obtener una respuesta muy plana en función del ángulo solar y por otro, permite evitar que el polvo se deposite en su superficie como lo haría en un difusor plano. Este conjunto se complementaba en la parte interior con un escudo de radiación que nuevamente, introducía el milímetro de protección sobre la electrónica en esta dirección.

5.4.3 Diseño Electrónico

El diseño electrónico del OH estuvo también fuertemente condicionado por su acomodación. Esta unidad debía contener ocho sensores ópticos, con unas necesidades de amplificación de moderadas a muy altas (en el caso del sensor de corriente de oscuridad). Como, además, los requisitos que se impusieron de calidad de la señal eran muy exigentes, implicaba que el acondicionamiento de estas señales,

no se pudiera hacer en el PE, ya que el ruido en los distintos canales hubiera sido inaceptable.

Por otro lado, al ser estas señales dependientes de la temperatura era necesario incorporar un sensor más. Se plantearon dos soluciones posibles: (a) realizar la conversión A/D en el propio OH (deseable en términos de ruido) y (b) realizarla en el PE (deseable en términos de miniaturización del OH).

Analizadas ambas posibilidades, se descartó la segunda debido a que el ADC empleado tenía un volumen y una masa excesivos (más de 7 g sólo este componente). Además, su inclusión en el OH habría obligado a definir un interfaz OH-PE con señales de alta velocidad, que tendrían que enviarse de manera diferencial, con el consecuente incremento de la masa del cable de interfaz.

La solución fue integrar la multiplexación de las señales en el propio OH, lo que permitió definir un cableado muy ligero entre OH y PE: dos hilos de alimentación, dos de transmisión analógica de la señal multiplexada (se envió en modo pseudo-diferencial) y cuatro de selección digital del canal del multiplexor. Estas señales se podían enviar en modo simple al ser señales de baja velocidad que además eran estables durante la adquisición de cada canal.

La manera de aprovechar al máximo el espacio interior del OH, consistió en dividir el diseño en cuatro pequeñas PCBs. Una tarjeta principal, donde se situaba la regulación de la alimentación proveniente de la unidad de proceso, las señales de *housekeeping*, el sensor de daños por desplazamiento (*Dark Current*), la multiplexación de todos los canales anteriormente mencionados además de los ópticos, y el acondicionamiento para el transporte de la señal. Y tres pequeñas tarjetas adyacentes, que completaban el diseño, donde se incluyó la primera etapa de amplificación de los canales ópticos (de tipo trans-impedancia), lo más cerca posible a los detectores, para minimizar el posible ruido de la señal.

Figura 5-11. Esquema de bloques de la unidad *Optical Head* (OH).

En un principio se pensó en utilizar tarjetas rígido-flexibles. Estos sistemas, que combinan caras rígidas con caras de poliamida flexible, permiten niveles de integración y miniaturización muy altos, dado que no se pierde espacio en conectores o conexionado intra-tarjetas. Sin embargo, por restricciones de tiempo, dada la ajustada planificación del proyecto, se decidió una solución convencional, substituyendo el flexible con cableado discreto (Figura 5-12 izquierda). Con esta aproximación, se consiguió un grado de integración similar al de los PCB semiflexibles perdiendo un poco en integración, pero ganando flexibilidad en los test de verificación de cada tarjeta individual (al disponer del interfaz siempre accesible y poder realizar las conexiones en cualquier momento).

Figura 5-12. Solución Cableada Tarjetas OH (izquierda). Vista interna del OH con tres de sus 4 PCBs colocadas (derecha).

Aun así, para el grado de integración y miniaturización requerido, no era suficiente con ajustar el tamaño al máximo el contorno de las PCBs. Para poder acondicionar las señales de los nueve canales incluidos en el OH, era necesario utilizar un amplificador operacional doble, de unas características de baja corriente de polarización (I_{bias}), bajo *offset*, rail-to-rail y un peso reducido. Este componente, con todas estas características necesarias para poder cubrir todos los requisitos a la vez, no existía en el portfolio de los componentes calificados para espacio y es por lo que, en este diseño, se optó por utilizar un componente comercial que hubo que calificar para que su fiabilidad aumentara (véase Capítulo 6).

5.4.4 Integración electro-mecánica

Para reducir al máximo la masa total del OH, se utilizó pegamento para poder fijar las PCBs a la estructura. Esto complicó un poco el diseño de las “vías” (uniones de pistas en distintas caras de una tarjeta electrónica) que atraviesan la PCB y que podían producir cortocircuitos al tocar la estructura metálica. Esto se solucionó incluyendo una lámina de *Kapton*, con la forma exacta de las tarjetas, sobre la superficie de contacto con la pared de la estructura.

Figura 5-13. Lámina de *Kapton* aislante (izquierda). Piezas de centrado (medio). Conjunto superior (derecha).

Por otro lado, los conjuntos opto-mecánicos, que se debían integrar posteriormente, necesitaban de una cierta exactitud en el posicionado de las PCBs. Para que esto no fuera un problema, se diseñaron unas piezas de centrado que permitían conseguir la posición exacta de las tarjetas mientras el pegamento curaba y las adhería a las paredes interiores. El fotodiodo de irradiancia global, junto con su difusor, tenían que ser pegados directamente a la estructura sin disponer espacio para ser integrados en una PCB.

Figura 5-14. Detalle de la integración de las tarjetas del OH (izquierda). Aplicación del pegamento conductor (medio). Salida del cableado por la parte inferior de la unidad (derecha).

Para evitar que las superficies metálicas, como los escudos de radiación o las máscaras de FoV, quedaran cargadas por la interacción con el viento solar, se aseguró de que tuvieran un camino eléctrico con la superficie para evitar posibles descargas ESD (*Electrostatic Discharge*). Como todas las partes habían sido pegadas y no había contacto eléctrico por tornillos, se utilizó para esto un pegamento conductor (Ecobond 56C).

Figura 5-15. Efecto de descarga eléctrica debido a metales aislados (NASA-Handbook-4002).

En la PCB principal se integraba el fotodiodo de oscuridad, este se disponía en una pequeña caja metálica que evitaba la entrada de luz. De esta forma, se podían medir las variaciones de corriente de oscuridad que se producen por los daños por desplazamiento que la radiación genera en los fotodiodos.

El requisito de peso de la unidad no era compatible con situar un conector en la parte inferior del instrumento, por lo que el cable salía directamente del sensor como se puede apreciar en la Figura 5-14.

5.5 Unidad de Control y Proceso

5.5.1 Diseño mecánico

La estructura del PE era mucho más sencilla que la del OH. Se trataba de una caja mecanizada en aluminio de 1mm de espesor, sin tapa. La pared de la CEU a la que iba va atornillada, realizaría la función de ésta.

Figura 5-16. Dimensiones Generales e Interfaces la unidad SIS-PE.

5.5.2 Diseño Electrónico

Para no impactar en el diseño de la CEU, se planteó un diseño del PE con un interfaz totalmente digital. La tensión de alimentación se especificó como $5V \pm 2\%$ y las comunicaciones se implementaron sobre un esquema clásico de RS-422. Este interfaz ha sido ampliamente utilizado en espacio debido, principalmente, a lo robusto que es contra interferencias, longitud de cableado, etc.

La elección de componentes se basó más en resistencia al frío y bajo consumo, que en las prestaciones. Al ser un sensor que mide canales con poca variación temporal, no se necesitaban grandes velocidades de operación. Esto permitió restringir el consumo muy por debajo de los 0.5W pero con una frecuencia de muestreo (de todos los canales) de 0.5 Hz.

El corazón de la unidad de proceso era una FPGA (Field Programmable Gate Array) programable una sola vez (*antifuse*) de alta calidad y fiabilidad para espacio (QMLV-

E). Se trata de un dispositivo programable que utiliza técnicas de endurecimiento contra radiación en sus registros contra SEUs, que ofrece resultados similares a estrategias como la triple redundancia (TMR), pero sin el aumento de recursos que conlleva este método. Por otro lado es inmune a SEL (*Single Event Latch Up*) para un LET umbral mayor $104 \text{ MeV}\cdot\text{cm}^2/\text{mg}$, a SEU (*Single Event Upset*) para un LET umbral mayor de $40 \text{ MeV}\cdot\text{cm}^2/\text{mg}$ y ofrece una resistencia a dosis total de ionización de 100 krad(Si).

Este dispositivo era el encargado de la adquisición secuencial de los canales, realizar el acumulado de las muestras (oversampling), calcular una pseudo desviación estándar para estimar la calidad de los datos y almacenar los resultados para cuando la unidad de control de DREAMS solicitara los datos.

Figura 5-17. Esquema interno de la unidad SIS-PE.

La unidad PE recibía las señales pre-amplificadas del OH, con un amplificador en modo diferencial (la masa del OH es recibida junto con la señal). Recibía únicamente una salida del multiplexor del OH que era seleccionada en función de las señales de control manejadas por el PE a través de su FPGA. Estas señales de control, eran enviadas en modo simple por el interfaz eléctrico que unía PE y OH, ya que su

velocidad no era elevada, y permanecían fijas durante la adquisición de cada canal. No obstante un pequeño filtro RC dispuesto a la entrada del OH en cada una de esas líneas, contribuía a eliminar posibles picos de ruido.

En la propia tarjeta del PE existía otro multiplexor que se utilizaba para incorporar las señales de “salud” del sensor (*housekeeping*), como son su temperatura, el voltaje de referencia, etc. También se incluían las señales del acelerómetro incluido casi al final del desarrollo del sensor, sacrificando algunos canales internos menos relevantes.

La salida de las etapas de multiplexión entraba en un esquema de resta y post-amplificación, antes de la digitalización (Figura 5-17). Con este esquema de tipo *sub-ranging*, se conseguía una conversión de mucha más precisión en todo el rango dinámico (respuesta lineal) que la que pudiera ofrecer el ADC por sí solo, o la que se habría logrado con un amplificador logarítmico.

Por último, se decidió integrar un acelerómetro en la unidad como consecuencia del desconocimiento de la actitud del sensor sobre la superficie del planeta. Para poder integrarlo, y dado que se hizo con la unidad ya construida, se estudió qué canales de *housekeeping* podían ser sacrificados. De este estudio se consiguieron liberar dos señales, que fueron substituidas por dos de los ejes del acelerómetro, lo que condicionaba el cálculo de la actitud al conocimiento del valor de la gravedad en el punto de aterrizaje.

5.5.1 Diseño lógico y modos de operación.

El diseño lógico dentro de la FPGA fue programado en el lenguaje descriptor hardware VHDL y consistía en una serie de máquinas de estados complejas, gobernadas por máquina de estados principal, de alto nivel. El esquema de esta arquitectura, así como los interfaces con los componentes exteriores, se detallan en la siguiente figura:

Figura 5-18. Arquitectura del código VHDL de la FPGA de la unidad SIS-PE.

En cuanto a los modos de operación se trató de diseñar un sensor flexible, pero extremadamente sencillo de utilizar. Las dos decisiones más importantes en este sentido fueron tener una única configuración (modo Discreto o modo Memoria) y tener un solo tipo de telemetría, de longitud fija y coincidente en ambos modos.

El primer modo, el Discreto, consistía en la obtención de una medida completa (una media de 4096 muestras) de cada uno de los canales, junto con el cálculo de una pseudo desviación típica de cada uno de ellos, y su envío hacia el ordenador de carga útil. Cada adquisición era solicitada por la CEU que fijaba de este modo el período de muestreo.

En el modo Memoria, el sensor realizaba el mismo tipo de adquisiciones que en el modo discreto, pero en este caso era capaz de tomar adquisiciones de manera autónoma, con un periodo definido por la CEU, hasta que llenaba su memoria. En este punto, esperaba a que el ordenador de DREAMS descargara todas estas medidas, cuando tuviera disponibilidad. Con este modo se permitía a la CEU “desentenderse” del sensor, durante una sesión completa de medidas e interrogarlo para obtener todos los datos en el momento que tuviera disponibilidad.

5.5.2 Integración Electro-Mecánica

En esta unidad, debido a su simplicidad, la integración electro-mecánica era realmente sencilla. Como no se incluía conector para ahorrar la máxima masa posible,

se diseñaron unas “tirantas” (piezas de sujección) para absorber los movimientos de los conductores del cable, al ir directamente soldados sobre la tarjeta. Para incorporar el acelerómetro se soldó en una pequeña PCB que fue pegada sobre uno de los componentes, cableando su interfaz como puede ser visto en la siguiente figura.

Figura 5-19. En la izquierda, vista inferior de la unidad con montaje final del acelerómetro. En la derecha, detalle del elemento protector del cableado.

5.5.3 Calibración Electrónica

Para la calibración térmica de la unidad de proceso (PE), se preparó un ensayo basado en la realización de dos ciclos uno de subida y otro de bajada con un rango de temperatura de +50 °C a -30 °C y con pasos de 10 en 10 grados. En cada paso, se realizó una estabilización y una vez alcanzada, se configuraba la fuente de entrada para distintos voltajes (fuente que proporciona la señal de entrada al PE como si fuera realmente el OH). Con el programa EGSE de ordenador, se interrogaba al sensor para obtener la medida que se comparaba con el de la fuente. Para aumentar la precisión, se realizaba la misma medida con un multímetro comercial calibrado de seis dígitos y medio.

Calibración de la respuesta del sensor de temperatura TMP-36 integrado en PE

Measured signal in TMP_PE channel (Volts from Raw data)
vs. Real PE temperature

Esta tensión originalmente se medía por un canal de Housekeeping al que hubo de renunciarse para poder medir uno de los canales del acelerómetro. Sin embargo, el valor real de la tensión de 3V3 aparece en la ecuación de interpretación de algunas de las medidas que entrega el sensor (entre ellas, las del propio acelerómetro). Por tanto, era relevante conocer con precisión su valor real. Por ello se hizo esta caracterización que permitía conocer su valor real en base a la lectura del canal de TMP-36 del PE.

Figura 5-22. Calibración 3,3V en función temperatura PE.

Calibración “extremo a extremo de la conversión del PE

Lo que se contrastaba aquí, era la tensión real que desde una fuente de precisión se le introducía al PE (por las entradas en las que el OH), y la tensión resultante adquirida por ADC.

Se hizo esta caracterización “Vin/Vout” a varias temperaturas. Para cada temperatura, la relación Vin/Vout se ajustó a una ecuación lineal: $V_{out} = V_{in} \cdot m + k$

Figura 5-23. Vin en función de Vout (adquirida por el ADC).

Después se hizo un ajuste polinómico de cada parámetro m y k en función de la lectura del canal TMP-36 del propio PE (k resultó ser prácticamente invariante con la

temperatura, con un valor de 0.0095 V). La curva de m contra la temperatura se representa en la siguiente figura:

Figura 5-24. Parámetro m función temperatura PE.

Dado que todas las calibraciones del OH se habían realizado a una temperatura aproximada de 20°C, para introducir una corrección en las mismas referida a esta m , a diferentes temperaturas, se calculó el parámetro $m(T)/m(20^\circ\text{C})$:

Figura 5-25. Calibración del parámetro m referenciado a 20°C contra la temperatura del PE

5.6 Conclusiones

En este capítulo se han presentado los exigentes requisitos a los que se tuvo que enfrentar la etapa de diseño del sensor. Entre los objetivos más significativos alcanzados en esta fase destacan la obtención de un sensor miniaturizado capaz de operar en la superficie de Marte, de altas prestaciones, de ultra bajo consumo, sin la necesidad de utilizar calentadores y digital, capaz de medir la irradiancia solar en la superficie en dos bandas sectorizadas y la radiación total en la banda del silicio, así como poder realizar una estimación de la radiación recibida durante el viaje y en la superficie del planeta.

Collage de imágenes de rayos-X y circuitos electrónicos

*Imagen que representa algunos de los circuitos testeados por el
Laboratorio de Sensores Espaciales durante los desarrollos de sus
sensores para Marte.*

6 CALIFICACIÓN DE MATERIALES Y COMPONENTES

En este capítulo se repasan los ensayos necesarios para demostrar que los distintos componentes y materiales utilizados en el desarrollo del sensor DREAMS-SIS son compatibles con las condiciones de operación que sufrirán en Marte.

El camino que se inició en el proyecto MetNet, se continuó en DREAMS formalizando una metodología de selección y ensayo de componentes electrónicos para sistemas de exploración planetaria en Marte. Esta “manera de hacer”, que representa una importante contribución de esta tesis, será también descrita.

6.1 Introducción

El desarrollo del sensor involucró una campaña de ensayos intensivos que debió llevarse a cabo previamente con la intención de asegurarse de que los materiales, componentes y procesos empleados en su construcción, eran compatibles con los requisitos ambientales aplicables. Esta actividad tuvo especial relevancia en el caso de los componentes y materiales empleados en el *Optical Head*, debido a que su entorno de temperaturas era marcado por el hecho de operar directamente expuesto a la atmósfera marciana. La unidad *Processing Electronics* tenía unos condicionantes térmicos menos exigentes por estar acomodada dentro de una caja caliente.

Esta actividad que se llevó a cabo en el contexto de DREAMS, daba continuidad a ciertos conjuntos de ensayos ya comenzados antes con MetSIS, pero fue con DREAMS cuando terminó de asentarse una metodología que después se ha venido empleando en desarrollos subsiguientes del grupo. La Figura 6-1 resume esta metodología:

Figura 6-1. Metodología seguida para la selección y calificación/criado de componentes y materiales.

Los pasos principales en esta metodología son los siguientes:

- El primer paso es por supuesto la identificación de una necesidad. Por ejemplo, el empleo de un amplificador operacional o un convertidor A/D con determinadas características y prestaciones. Se ha de identificar la unidad en la que a priori se espera utilizar ese componente, si se trata de un componente, para tener claro qué requisito térmico y de radiación le es de aplicación.
- Sea cual sea el caso, lo primero que se hace es estudiar el mercado de los componentes de grado espacial, para ver si existe alguno que cumpla con los requisitos de prestaciones, consumo, encapsulado (volumen, masa) necesarios. En caso afirmativo, y asumiendo que hablamos de un componente que va a emplearse en el OH (caso contrario no hace falta realizar ninguna actividad adicional, puesto que el PE está acondicionado en un rango de temperaturas que es soportado por cualquier componente de grado espacial) se adquieren unas muestras del equivalente comercial o en “grado de ingeniería”, para realizar un test de operación en frío. Esto es necesario porque en el mercado de los componentes espaciales éstos son calificados por el fabricante para su empleo entre -55 y +125 °C. Por lo tanto, su correcto funcionamiento a -100 °C no está garantizado en ningún caso.
- Si supera el test de funcionamiento en frío, se le aplica otro test de ciclado térmico en el que se realizan un mínimo de 100 ciclos (muchos más para misiones de larga duración, pero no era el caso de DREAMS) para verificar que sobrevive a los mismos y sus prestaciones no se ven alteradas significativamente. En caso afirmativo, el componente es seleccionado. En estos ensayos se emplean al menos 3 pastillas de cada componente, para aumentar la fiabilidad del ensayo.
- Caso de tratarse de un componente comercial (lo cual puede producirse porque no existan componentes de grado espacial que realicen las funciones deseadas, o bien los existentes sean incompatibles con los requisitos de masa, volumen, potencia u otros), se realizan igualmente los

test de funcionamiento en frío y de ciclado térmico. Este fue el caso, por ejemplo, del amplificador operacional seleccionado para la primera etapa de amplificación (transimpedancia) de los fotodetectores en el OH. El motivo no es que no existan amplificadores de similares características funcionales y de prestaciones en el mercado espacial, sino que todos los existentes tienen unos encapsulados que los hacían incompatibles con las extremas limitaciones de masa y volumen del OH.

- En caso de superar las pruebas de frío y ciclado térmico, se lleva a cabo una campaña de “*screening*” y calificación sobre el componente que incluye ensayos de radiación, mecánicos si se estima necesario, y otras pruebas típicas de estas campañas de ensayos encaminadas a garantizar la fiabilidad del componente, tales como *life-test*, *burn-in*, *ensayos de hermeticidad*, etc. Se trata de ensayos que están estandarizados de acuerdo a normas militares MIL.

En los siguientes epígrafes se presentan los principales ensayos llevados a cabo sobre componentes o materiales empleados en DREAMS-SIS. No se muestra en detalle la totalidad de los mismos por lo ingente de la documentación asociada a estos ensayos, pero sí la suficiente para dar una idea de lo exigente de esta labor de selección y verificación de componentes que, en muchos casos, nunca antes se habían utilizado en el espacio.

6.2 Test general de tecnologías, materiales y procesos

El primer test que se realizó tuvo que ver con el entorno térmico extremo. Este campo era sin duda el más novedoso para el equipo y por tanto el que más preocupó desde el principio. El grupo atesoraba ya dilatada experiencia en el uso de componentes COTS (*Commercial Of The Shelf*) en el espacio (satélites Nanosat-01, 1B, FOTON), pero nunca en temperaturas inferiores a -40 °C.

Se preparó una placa de circuito impreso fabricada de acuerdo a las normas ESA aplicables (ECSS-Q-ST-70-11C) y con componentes soldados también de acuerdo a normas (en general usando estaño/plomo Sn36Pb37, bajo norma ECSS-Q-ST-70-08C). En esta placa, y con el propósito de verificar el comportamiento en ciclos térmicos de diferentes tipos de encapsulado, se montaron diversos componentes, incluyendo encapsulados SOIC8, 10 y 20, QFP84, DIP16, LCC1, SOT23, LPCC16 y varios tipos de encapsulado de componentes pasivos (resistencias, condensadores y bobinas), tales como SMD 1206 y 0805, o CWR06. Se incluyeron asimismo varios fotodetectores (S1337 de Hamamatsu, que fueron los finalmente empleados, y S9674). Todos ellos se rutaban a pistas de circuito impreso terminadas en puntos de test que permitían medir la continuidad de sus soldaduras entre el pin de cada componente y el pad de test. Adicionalmente, se pegaron dos pequeñas PCBs verticales sobre la PCB principal, una empleando RTV566, de *GE Silicones*, y otra con *Scotch Weld* 2216 de 3M, para verificar si las combinaciones de coeficientes térmicos de expansión de los elementos pegados eran compatibles con el estrés térmico generado por los ciclos.

Se aplicaron 1000 ciclos térmicos entre -140 °C y +40 °C, con un fuerte gradiente térmico para acelerar y endurecer el ensayo (20 °C/minuto).

Cada cierto número de ciclos se paraba el ensayo y se llevaban a cabo tanto inspecciones (visuales y de rayos X) sobre los encapsulados y conexiones descritos, como pruebas funcionales sobre algunos componentes. Además, varias de las medidas tanto de continuidad de conexiones como funcionales sobre los componentes se podían llevar a cabo en tiempo real durante el ensayo gracias a un conector de test al que se llevaron múltiples señales accesibles desde el exterior de la cámara. Algunos de los componentes que se ensayaban eran: diversas resistencias y condensadores, un sensor PT-1000, un sensor magnético empleado en otro desarrollo también para Marte, un transistor bipolar 2N2222 de grado espacial y una referencia de tensión LM4120.

La Figura 6-2 muestra el esquema de la PCB empleada, que se dividió en cuadrantes para su estudio fotográfico y de RX.

Figura 6-2. Esquema de la PCB para ensayos térmicos, y división en cuadrantes para las inspecciones visuales y de Rayos X.

La Figura 6-3 presenta varias caracterizaciones del comportamiento de diversos componentes, según indicado en el pie de foto.

Figura 6-3. Medidas realizadas en tiempo real durante el ensayo, sobre algunos componentes. De izquierda a derecha y de arriba abajo: resistencia de alta fiabilidad de montaje superficial, PT-1000, condensador de tántalo de alta fiabilidad, tensión de salida de una referencia (se aprecia su fallo por debajo de -90°C) y ganancia de continua de un transistor bipolar de grado espacial.

La Figura 6-4 muestra varias fotografías de las inspecciones visuales llevadas a cabo sobre los componentes.

Figura 6-4. Inspecciones visuales de diversos componentes. Todas las fotos aparecen por parejas, donde a es previo al inicio de los 1000 ciclos térmicos, y b es posterior. Solamente aparece una c y es el detalle de un fotodiodo cuya ventana partió como consecuencia del estrés térmico.

Por último, la Figura 6-5 presenta algunas de las inspecciones de rayos X llevadas a cabo antes y después del ensayo.

Figura 6-5. Inspecciones de rayos X de la placa completa y detalle de dos de sus componentes.

6.3 Ensayos de frío dedicados

Las prestaciones de algunos componentes particulares debieron ser verificadas en frío antes de seleccionarlos para su uso en DREAMS-SIS. Ejemplos de ello son el amplificador operacional empleado en el OH para acondicionar las fotocorrientes de los detectores, o el ADC usado para su digitalización. Si bien este ADC finalmente tuvo que ser colocado en la unidad PE, originalmente no se sabía si sería posible hacerlo en el OH (de manera que quedase muy cerca del origen de señal y se minimizase el ruido). Por este motivo, también fue ensayado. Se muestran algunas de las medidas y conclusiones obtenidas, a modo de ejemplo de las caracterizaciones realizadas en estas campañas.

Convertidor A/D de grado espacial, de 16 bits

Se preparó una PCB con el ADC en cuestión, al que se proporcionaba señal analógica desde fuera de la cámara térmica donde se realizaba el ensayo, mediante

un DAC. Dicho DAC a su vez era controlado por un microcontrolador conectado a un ordenador en el que se implementaba un interfaz de usuario para el control del test. A diversas temperaturas, tanto en el proceso de bajada a frío como en el de retorno a temperatura caliente, se generaba una rampa de tensión con el DAC que se adquiría con el ADC. Los parámetros medidos en cada paso eran (1) la relación Tensión de entrada/Código digital de salida, (2) consumo de la alimentación analógica del ADC, (3) consumo de la alimentación digital y (4) frecuencia de muestreo máxima obtenible.

La Figura 6-6 muestra la curva entrada/salida del ADC obtenida ya desde la primera bajada a frío. Como puede apreciarse, se detectó una fuerte anomalía. Si bien el comportamiento comenzó pareciendo nominal, al bajar la temperatura a $-120\text{ }^{\circ}\text{C}$ la respuesta cambió por completo. La gráfica muestra las curvas in/out obtenidas a partir de ese momento y durante la vuelta a temperatura caliente. Se aprecia que el comportamiento anómalo, aunque aparecido sólo al alcanzar por vez primera los $-120\text{ }^{\circ}\text{C}$, se mantenía hasta que el componente volvía a subir de $0\text{ }^{\circ}\text{C}$. Las otras dos gráficas de la figura muestran el comportamiento de la salida del ADC para una tensión de entrada fija de 3V, durante este comportamiento anómalo, y el consumo analógico del mismo. La alimentación digital y la frecuencia de muestreo permanecían no obstante inalteradas.

Figura 6-6. De izquierda a derecha: curva entrada/salida del ADC a diferentes temperaturas, código de salida para una tensión de 3V y consumo analógico.

Un análisis detallado de lo ocurrido hizo sospechar que la responsable de este comportamiento pudiera ser una referencia de tensión interna, propia del ADC y

relacionada con la determinación del fondo de escala del mismo. Dado que el componente admitía el empleo de una referencia externa en su lugar, se preparó un segundo ensayo en el que se hacía uso de esta posibilidad. Al introducir la referencia externa efectivamente el problema se resolvió, como muestra la Figura 6-7.

Figura 6-7. Izquierda: respuesta IN/OUT del ADC para varias temperaturas, con referencia externa. Derecha: mismo, para 2 temperaturas iguales en diferentes momentos.

A la vista de este resultado, y disponiendo de una referencia de tensión de grado espacial que había resultado exitosa en los ensayos de operación en frío, se mantuvo la selección de este ADC con la única precaución de que debía ser utilizado siempre con referencia de tensión externa.

Amplificador Operacional

En el caso del amplificador operacional que sería empleado para acondicionar todos los detectores, sensores de temperatura, etc. del OH, el ensayo preparado era capaz de medir en tiempo real, durante los ciclos térmicos, los siguientes parámetros: (1) corriente de alimentación, (2) corrientes de polarización, (3) tensiones de offset y (4) respuesta en frecuencia (*Gain-Bandwidth Product*, GBP). Al tratarse de un amplificador doble, se midieron ambos amplificadores de la pastilla.

Figura 6-8. Medidas de (de arriba abajo) la corriente de alimentación, la de polarización y la tensión de offset del amplificador. En todos los casos, se presenta la medida inicial (izquierda) y la realizada tras 170 ciclos térmicos.

La Figura 6-8 muestra las medidas de los parámetros de consumo, corriente de polarización y tensión de offset. Se aprecia que el segundo amplificador de la pastilla tiene un problema en su tensión de offset ya desde el primer momento, cuando la temperatura alcanza los $-100\text{ }^{\circ}\text{C}$. Al margen de eso, no se aprecian variaciones significativas.

La Figura 6-9 presenta la respuesta en frecuencia. Nuevamente, se aprecia que el segundo amplificador de la pastilla deja de responder a $-100\text{ }^{\circ}\text{C}$, si bien se recuperaba siempre en cuanto la temperatura subía de ese valor.

Figura 6-9. Respuesta frecuencial del amplificador (amplificador 1 arriba, 2 abajo). A la izquierda, medidas en el primer ciclo del ensayo. A la derecha, tras 170 ciclos.

A la vista de estos resultados se repitió el ensayo con otras dos pastillas y en ninguna se encontró este comportamiento del segundo amplificador. Se decidió emplear el componente dado que en cualquier caso incluso ese primer componente mantuvo sus prestaciones y funcionamiento nominales por encima de -100°C durante todos los ciclos térmicos realizados. Aunque los ensayos se realizasen con temperaturas más extremas por seguridad, la temperatura real de operación no se esperaba que superase los -95°C , que además se alcanzan lógicamente de noche, cuando las medidas del SIS carecían de mucho sentido.

6.4 Ensayos de radiación dedicados

El trabajo al respecto del endurecimiento frente a radiación comienza con un análisis de las características del entorno radiativo que debería soportar el sensor tanto en su fase de cruce (viaje a Marte) como una vez en la superficie del planeta. No obstante, dado la cortísima duración prevista para la misión, esta segunda parte era irrelevante. En cualquier caso, para misiones no dotadas de generadores

nucleares (que añaden cierto nivel de radiación nada despreciable), la mayor parte de la radiación es generada por SEP durante el viaje.

La ESA proveyó el correspondiente documento de definición del entorno espacial aplicable. En base a él, y haciendo un estudio del nivel de blindaje equivalente (en términos de grosor de una esfera de aluminio en la que estuviese encerrado el sensor) separado para OH y PE, se determinó que los niveles de TID aplicables al interior de ambas unidades serían en el peor caso de 8 krad para el OH (dotado de un blindaje equivalente total superior a 2.25 mm de Al) y 2.6 krad para la unidad PE (blindaje equivalente superior a 5.68 mm de Al). En ambos blindajes se tuvo en cuenta no sólo el propio diseño, sino el blindaje aportado por el Lander dentro de su *aeroshell* durante el viaje. Ambos cuentan también con un margen de seguridad de un factor 2 sobre lo realmente estimado, práctica habitual en el ámbito de los análisis de radiación.

Evidentemente lo anterior no era aplicable a los fotodiodos y sus filtros interferenciales, ni mucho menos a las láminas externas de los conjuntos optomecánicos (Teflón y UG11), debido a que dichos componentes estaban en el exterior de la caja del OH (láminas externas) o bajo las máscaras de conformación del FoV (filtros y fotodiodos), que eran pequeñas piezas de aluminio taladradas para permitir el paso de la luz. Para los fotodiodos se determinó un requisito de 11 krad. Para las láminas de Teflón y UG11, de 12.64 krad. La Figura 6-10 ayuda a comprender la existencia de diferentes niveles de blindaje, y por tanto requisitos de radiación, para diferentes elementos del OH.

Figura 6-10. Despiece de la estructura y conjuntos opto-mecánicos del OH.

En lo tocante a requisitos de dosis no ionizante, los componentes más afectados se estimaba que podrían ser los fotodiodos. En el apartado dedicado a los mismos, más adelante, se aborda el estudio de su degradación. En lo tocante a *Single Event Effects* se estableció como requisito para el empleo de cualquier componente que su LET umbral (aquel a partir del cual comienza a experimentar SEE) fuese superior a 60 MeV cm²/mg, o bien se tomaran medidas para mitigar sus efectos.

Componentes Ópticos

Para llevar a cabo el diseño de los conjuntos optomecánicos (fotodiodos detectores, más filtro interferencial, más máscara de FoV, más lámina externa), se realizó una preselección de materiales ópticos que potencialmente podrían emplearse. Entre ellos se incluían:

- Los filtros interferenciales que definen la respuesta de cada canal (UVA, NIR).
- Láminas de diferentes tipos de Teflón casi transparente en la banda NIR, utilizadas para cubrir exteriormente el conjunto optomecánico de dicho canal y evitar la entrada de polvo en los agujeros de su máscara de FoV
- Filtros de diferentes tipos, como el UG11 finalmente empleado, para cubrir exteriormente el canal UVA con el mismo propósito de protección frente a polvo, además de ayudar a eliminar ciertos pequeños niveles de

transmitancia indeseados del filtro interferencial en algunas bandas del visible.

- Otros materiales adicionales, como un Delrin que potencialmente se emplearían en el difusor del canal de irradiancia global.

La siguiente figura muestra los materiales testados. Para más detalles puede consultarse la referencia [ALV 14].

SIS CHANNELS			
<i>Photodetector</i>	<i>Filter/diffuser</i>	<i>Spectral band</i>	<i>Channel</i>
S1337-9936	Delrin® 100	300-1200 nm	Total irradiance
S1337-9939	UG11	310-405 nm	UV channel
S1337-9940	Teflon® FEP500A	700-1100 nm	NIR channel
SUMMARY OF IRRADIATED PHOTODIODES			
<i>Part number</i>	<i>Photodiode+filter</i>	<i>Spectral range</i>	
S1337-9936	S1337-33BQ	200-1100 nm	
S1337-9939	S1337-33BQ + F7	320-400 nm	
S1337-9940	S1337-33BQ + F14	700-1080 nm	
SUMMARY OF IRRADIATED OPTICAL MATERIALS			
<i>Commercial ID</i>	<i>Manufacturer</i>	<i>Description</i>	
*UG11	Schott	UV bandpass filter	
UG5	Schott	UV bandpass filter	
BG40	Schott	Visible bandpass filter	
KG1	Schott	Visible bandpass filter	
F7	Optics Balzers	UVA bandpass filter	
F14	Optics Balzers	NIR bandpass filter	
SUMMARY OF IRRADIATED THERMOPLASTICS			
<i>Commercial ID</i>	<i>Manufacturer</i>	<i>Description</i>	
*Delrin® 100	Dupont	Acetal homopolymer resin	
*Teflon® FEP-500-A	Dupont	Thermoplastic film	
Teflon® PTFE	Dupont	Fluoroplastic resin	

Tabla 6-1. Resumen de los materiales ópticos y fotodiodos testeados bajo radiación gamma.
Extraído de [ALV 14].

De manera general, puede decirse que todos los materiales preseleccionados se comportaban muy bien hasta 20 krad, dosis más que suficiente para los requisitos de la misión. El test se extendió hasta 100 krad para aumentar el conocimiento sobre estos materiales de cara a usos futuros. La única excepción fue el filtro UG11 empleado externamente para proteger los canales UVA y ayudar a conformar su respuesta espectral. Este material mostró una degradación de en torno al 10% en el valor de su transmitancia en UVA, para el nivel de TID aplicable. No se consideró un valor demasiado alto habida cuenta de los márgenes de seguridad del cálculo y del

hecho de disponer de un detector dentro del sensor (fotodiodo de corriente de oscuridad) para estimar la radiación recibida, que permitiría compensar en parte cualquier degradación.

Fotodiodos

Como ya era esperado por la experiencia previa, los fotodiodos no vieron degradada su responsividad por el ensayo de TID. No obstante, era sabido que el principal problema de los fotodiodos serían los Daños por Desplazamiento. No se realizó ensayo alguno sobre este aspecto, sino que se recurrió a bibliografía existente. La referencia [BOU 08]. presenta los resultados de un test de Daños por Desplazamiento sobre este fotodiodo. La siguiente gráfica muestra el resultado principal:

Figura 6-11. Degradación de la responsividad de los fotodiodos debida a daños por desplazamiento. [BOU 08].

La fluencia equivalente de protones de 60 MeV, con los que está realizado el ensayo de referencia, para el entorno aplicable, era muy cercana (algo superior) a los $1.7 \cdot 10^{10}$ p/cm². Multiplicando las curvas original y degradada de responsividad por la del filtro interferencial del canal NIR, y todo ello por el espectro solar e integrando

para la banda de interés, se obtuvo que la degradación esperable podría llegar a ser cercana al 20%. Por este motivo es relevante por una parte introducir los parámetros de degradación de las respuestas de los detectores en el modelo, como se ha explicado en el Capítulo 4, o contemplar métodos de estimación de los mismos como se detalla en el Capítulo 8. No obstante, también se incluyó un detector destinado a la estimación de los daños por desplazamiento, precisamente para compensar en parte esta degradación. El mecanismo por el que se realiza dicha estimación es a través de la medida del incremento de la corriente de oscuridad de otro fotodiodo encapsulado en una caja opaca dentro del OH, para mantenerlo en completa oscuridad. El método de estimación fue objeto de parte de otra tesis doctoral que puede consultarse en [JIM 15].

Para el canal hemisférico, de Silicio sin filtro alguno, la integral completa de su banda de detección amortigua mucho la degradación en el NIR. Se calculó que no alcanzaría el 13%, valor que nuevamente se reduciría aproximadamente a la mitad gracias a la estimación de DD ofrecida por el detector de oscuridad.

Corriente de oscuridad.

También de acuerdo a la bibliografía (ver por ejemplo [PED 09]), se estimó que el incremento de la corriente de oscuridad de los fotodetectores podía alcanzar un factor cercano a 100, resultando en valores finales de unos pocos nA. Ese valor es despreciable frente a los rangos dinámicos de señal que se manejan, que oscilan entre los 40 μ A y 1mA según el canal. Por lo tanto, supuestos 4 nA de corriente de oscuridad, serían tan sólo 1/10.000 del fondo de escala en el peor caso. Más aún, estos datos son aplicables a 25 °C, mientras que las medidas de SIS se producirían fundamentalmente en temperaturas más frías (y especialmente cuando menos señal hubiese, en los crepúsculos, más frío estaría el sensor). Dado que la corriente de oscuridad se dividía por 2 cada aproximadamente 6 °C (dato experimental también medido), en la mayor parte de medidas del SIS esta corriente nunca alcanzaría siquiera el nivel del nA.

Solamente el canal de “oscuridad”, el destinado a estimar los daños por desplazamiento, tenía un rango dinámico para el que esta corriente de oscuridad fuese relevante (40 nA), precisamente porque su propósito era medirla.

Por último, cabe señalar que cualquier potencial incremento de la corriente de oscuridad habría sido caracterizado con las telemetrías recibidas apenas unas semanas antes del aterrizaje en Marte (y durante las cuales, por motivos obvios, los sensores estaban completamente a oscuras y en caliente, con lo que la corriente oscura era fácilmente medible).

Amplificador Operacional AD8572

TID

El amplificador operacional empleado en el OH hubo de ser también irradiado antes de considerarlo apto, al tratarse de un componente COTS. Se llevó a cabo un ensayo de TID con 6 componentes, 3 de ellos alimentados durante todo el ensayo y otros 3 sólo el 20% del tiempo. Esto se hizo así porque sucede con frecuencia que los resultados de degradación son muy diferentes si los componentes se irradian alimentados o no. Dado que prácticamente el 100% de la radiación se va a recibir estando el componente apagado, se optó por ensayar algunos con una baja tasa de tiempo de encendido.

Se midieron los siguientes parámetros fundamentales: (1) corriente de alimentación, (2) corrientes de polarización y offset, (3) tensión de offset de entrada y (4) producto ganancia por ancho de banda. La siguiente figura resume los resultados obtenidos:

Figura 6-12. Resultados del ensayo de TID sobre el amplificador operacional empleado en el OH.

Tal como muestra la figura, ningún amplificador sufría degradación hasta 10 krad (suficiente para el requisito aplicable, de 8 krad con margen). Solamente las pastillas ensayadas estando alimentadas el 100% del tiempo sufrieron degradación a partir de entonces, muy significativa en las corrientes de polarización y tensión de offset, y algo menos en la corriente de alimentación. Las pastillas alimentadas sólo el 20% del tiempo de irradiación no sufrieron degradación alguna.

Habida cuenta de estos resultados y los del ensayo de frío, el componente fue seleccionado.

SET

Casi cualquier componente analógico, incluso de grado espacial, es susceptible de sufrir *Single Event Transients* (ver por ejemplo [POI 03]). Muchos de dichos transitorios pueden ser sencillamente filtrados con la inclusión de pequeños filtros RC en sus salidas, siempre que los anchos de banda de trabajo lo permitan (los transitorios suelen ser de corta duración, entre unos pocos μs o alguna decena de ellos). En el caso del SIS, se añadieron filtros con constantes de tiempo superiores a 200 μs en varios puntos. En cualquier caso, si algún SET de mayor duración apareciera, su único efecto sería el de generar un valor erróneo en un canal durante varias de las

4096 medidas acumuladas durante la medida de cada canal. Si su efecto fuese significativo, se notaría en Tierra por simple comparación de ese valor con los inmediatamente anteriores o siguientes, y podría descartarse.

SEL

El Single Event Latch-Up, en tanto que fenómeno de carácter destructivo, siempre ha de ser observado. En este caso no hubo ocasión (por coste de la instalación necesaria y por tiempo) de realizar un ensayo con iones pesados. No obstante, la propagación de un posible SEL en uno de los amplificadores fue protegida mediante la inclusión de unas pequeñas resistencias de varios cientos de Ohmios en el pin de alimentación de los amplificadores. De esta manera, si se producía un SEL, la corriente quedaba limitada por esas resistencias a apenas unos 15 mA, corriente que se estimó insuficiente incluso para quemar el propio componente sujeto a SEL.

La inclusión de estas resistencias fue posible gracias al bajo consumo nominal de los amplificadores y su amplio rango de alimentación (2.7 a 6 V), que hacían que una caída de tensión del orden de 0.5V en su alimentación, sobre los 5V nominales, no fuese problema (el fondo de escala del ADC era de 4V), por lo que mientras los amplificadores estuvieran alimentados a más de 4.1 V no había problema dada también su característica *Rail-to-Rail Output*.

Amplificador de Instrumentación LT1789

Este amplificador se empleaba en el esquema de *subranging* implementado en la unidad PE. Nuevamente se llevaron a cabo ensayos de TID cuyos resultados se recogen en [ALV 09], donde se estudia su comportamiento de este circuito bipolar, estudiando su degradación para bajas tasas de radiación (al ser bipolar, era susceptible de sufrir *Enhanced Low Dose Rate Sensitivity – ELDRS*).

El test contempló dispositivos alimentados durante toda la prueba (L1, L2 y L3) y otros que lo eran periódicamente tal que resultaran alimentados el 20% del tiempo (L4, L5 y L6), caso nuevamente más representativo de su uso real.

La siguiente figura recoge los resultados más significativos:

Figura 6-13. Principales resultados del test de TID sobre el amplificador de instrumentación empleado en la unidad PE.

Tan sólo resulta remarcable un incremento moderado de su consumo que excede los límites de *datasheet* a partir de 15 krad. En este caso, el resultado es el mismo independientemente del porcentaje de tiempo de alimentación del componente durante la irradiación. El componente se dio por válido para el escenario de apenas 2.6 krad (con margen) requerido.

En lo tocante a SET y SEL, aplican los mismos comentarios hechos para el amplificador operacional.

Por último, otro componente COTS que fue empleado, en este caso en la unidad PE, fue el sensor de temperatura TMP-36. Este componente se había utilizado ya con anterioridad en otra misión y su comportamiento bajo TID era conocido. Su sensibilidad se degrada a partir de unos 8 krad. Para el requisito aplicable de 2.6 krad no se esperaban errores cercanos siquiera a 1 °C en la lectura de la temperatura.

6.4.1 Ejemplo de una campaña completa de calificación y cribado

Para terminar esta sección, se muestra el intensivo trabajo que se llevó a cabo sobre el acelerómetro triaxial COTS que se decidió embarcar en el último momento en la unidad PE para mejorar el conocimiento de la orientación del *Lander* una vez aterrizado. No se trata de un informe completo de dicha campaña, puesto que involucra una cantidad enorme de información, pero sí de dar una idea general de lo detallada e intensiva que es una campaña de calificación completa necesaria para llevar al espacio, con las mayores garantías, un componente inicialmente no diseñado para ello.

Ni siquiera se trata de una campaña completa de acuerdo a los estándares normalmente utilizados por las grandes Agencias Espaciales, sino de una adaptación realizada ad-hoc para el componente teniendo en consideración la necesidad de reducir costes y especialmente tiempo, inherentes al proyecto.

La siguiente figura resume el conjunto de ensayos que se llevaron a cabo:

Figura 6-14. Conjunto de ensayos y medidas que conformaron la campaña de cribado (*screening*) y calificación del acelerómetro de 3 ejes.

Como puede observarse, la campaña se separa en dos grandes conjuntos de ensayos, que son realizados sobre un total de 10 muestras del componente provenientes del mismo lote de fabricación. Por un lado los ensayos de calificación persiguen validar la capacidad de ese lote de sobrevivir a las condiciones ambientales requeridas. Por eso incluyen ensayos de radiación, vida, vibración, vacío, etc. La campaña de calificación se considera destructiva, esto es, ninguno de los componentes allí empleados podrá ser empleado para vuelo. Por otra parte, los ensayos de *screening* se realizan sobre componentes que sí se pretende seleccionar para vuelo (se da por hecho que la calificación ha sido exitosa). Básicamente se les hacen unas medidas eléctricas e inspecciones visual y de rayos X, y se les somete a un proceso de *burn-in* cuyo objetivo es acelerar la aparición de defectos aleatorios que puedan tener de fábrica, y que los harían fallar en una fase temprana de su vida (mortalidad infantil), para descartar esos componentes si es el caso.

De manera general, los acelerómetros fueron caracterizados colocando las PCBs que los soportaban sobre unas cuñas metálicas fabricadas al efecto, con varios ángulos de inclinación. Las placas se rotaban además sobre la cuña de manera que se lograba cambiar el eje que en cada momento quedaba inclinado de acuerdo al ángulo de la cuña. De esas medidas, y realizando un ajuste lineal, se obtenía una curva de respuesta del acelerómetro. Esta caracterización se repetía tras cada uno de los ensayos descritos para verificar la ausencia de degradaciones. Adicionalmente, se medía también el consumo.

La siguiente figura muestra algunos de los *set-up* de ensayo y detalles de las inspecciones y serialización de los componentes.

Figura 6-15 Izquierda: detalle de una medida en horno de ciclos térmicos, usando las mencionadas cuñas, y ensayo de vacío. Derecha, inspección por RX, serialización e inspección visual.

La Figura 6-16 presenta los perfiles de ciclos térmicos y de vibración *random* en uno de los ejes (Z) aplicados como parte de las pruebas de calificación. Antes y después de cada uno de los citados ensayos, se realizaban nuevas medidas de caracterización a los dispositivos.

Figura 6-16. Arriba: ciclos térmicos aplicados como parte del programa de calificación. Abajo: perfil de vibración *random* en el eje Z, parte también de la campaña de calificación.

Durante los ensayos de vida (*Life-Test*), parte del programa de calificación, y de *Burn-In*, parte del cribado o *screening*, se realizaban medidas en tiempo real de las salidas de los acelerómetros bajo ensayo, que se mantenían en unas condiciones de orientación fijas y conocidas:

Figura 6-17. Medidas realizadas durante los ensayos de vida (izquierda) y de *Burn-In* (derecha).

Los ensayos de radiación se limitaron a TID, comprobándose que el componente era resistente a niveles de dosis mucho mayores que los 2.6 krad requeridos. La siguiente tabla (parte superior) muestra unas pocas de las medidas que se realizaban antes y después de cada ensayo, o de cada paso de un ensayo. La parte inferior, en azul, presenta la caracterización de la respuesta en aproximación lineal, calculada en base a ese tipo de medidas, para uno de los componentes tras los diferentes pasos de irradiación del ensayo de TID.

CAPÍTULO 6: CALIFICACIÓN DE MATERIALES Y COMPONENTES

DUT #10																
T = -60 °C																
Altitude (°)	Azimuth (°)	X axis					Y axis					Z axis				
		Initial (V)	After irradiation (V)	Δ(%)	After vacuum test -FINAL- (V)	Δ(%)	Initial	After irradiation (V)	Δ(%)	After vacuum test FINAL- (V)	Δ(%)	Initial	After irradiation (V)	Δ(%)	After vacuum test -FINAL- (V)	Δ(%)
0	0	1.675	1.675	0	1.679	0.24	1.643	1.639	-0.2	1.62	-1.4	2.03	2.032	0.1	2.018	-0.6
20	0	1.679	1.679	0	1.676	-0.18	1.95	1.95	0	1.943	-0.36	1.941	1.957	0.82	1.952	0.57
20	45	1.938	1.943	0.26	1.937	-0.05	1.811	1.803	-0.4	1.794	-0.94	1.98	1.961	-1	1.95	-1.5
40	0	1.679	1.676	-0.2	1.665	-0.83	2.06	2.058	-0.1	2.055	-0.24	1.84	1.845	0.27	1.84	0
40	45	2.035	2.031	-0.2	2.047	0.59	1.861	1.859	-0.1	1.826	-1.88	1.843	1.839	-0.2	1.834	-0.5
60	0	1.673	1.676	0.18	1.668	-0.3	1.479	1.48	0.07	1.482	0.2	2.007	2.019	0.6	2.03	1.15
60	45	1.532	1.533	0.07	1.528	-0.26	1.552	1.56	0.52	1.558	0.39	2.01	2.028	0.9	1.987	-1.1
90	0	1.672	1.678	0.36	1.668	-0.24	1.18	1.182	0.17	1.173	-0.59	1.568	1.592	1.53	1.55	-1.1
T = 25 °C																
Altitude (°)	Azimuth (°)	X axis					Y axis					Z axis				
		Initial (V)	After irradiation (V)	Δ(%)	After vacuum test -FINAL- (V)	Δ(%)	Initial	After irradiation (V)	Δ(%)	After vacuum test FINAL- (V)	Δ(%)	Initial	After irradiation (V)	Δ(%)	After vacuum test -FINAL- (V)	Δ(%)
0	0	1.678	1.673	-0.3	1.673	-0.3	1.662	1.659	-0.2	1.642	-1.2	2.108	2.112	0.19	2.099	-0.4
20	0	1.671	1.678	0.42	1.669	-0.12	1.962	1.965	0.15	1.96	-0.1	2.003	2.017	0.7	2.003	0
20	45	1.94	1.948	0.41	1.929	-0.57	1.816	1.813	-0.2	1.808	-0.44	2.007	2.01	0.15	1.999	-0.4
40	0	1.672	1.669	-0.2	1.662	-0.6	2.071	2.065	-0.3	2.07	-0.05	1.893	1.89	-0.2	1.88	-0.7
40	45	2.03	2.024	-0.3	2.04	0.49	1.872	1.872	0	1.845	-1.44	1.891	1.885	-0.3	1.879	-0.6
60	0	1.672	1.669	-0.2	1.661	-0.66	1.497	1.493	-0.3	1.501	0.27	2.085	2.08	-0.2	2.064	-1
60	45	1.527	1.526	-0.1	1.521	-0.39	1.577	1.577	0	1.578	0.06	2.087	2.082	-0.2	2.072	-0.7
90	0	1.668	1.67	0.12	1.664	-0.24	1.194	1.198	0.34	1.195	0.08	1.638	1.644	0.37	1.64	0.12
T = 130 °C																
Altitude (°)	Azimuth (°)	X axis					Y axis					Z axis				
		Initial (V)	After irradiation (V)	Δ(%)	After vacuum test -FINAL- (V)	Δ(%)	Initial	After irradiation (V)	Δ(%)	After vacuum test FINAL- (V)	Δ(%)	Initial	After irradiation (V)	Δ(%)	After vacuum test -FINAL- (V)	Δ(%)
0	0	1.667	1.666	-0.1	1.669	0.12	1.686	1.687	0.06	1.666	-1.19	2.106	2.082	-1.1	2.083	-1.1
20	0	1.667	1.669	0.12	1.67	0.18	1.991	1.985	-0.3	1.98	-0.55	2	2	0	2	0
20	45	1.93	1.935	0.26	1.932	0.1	1.839	1.834	-0.3	1.827	-0.65	2.016	2.011	-0.2	2.003	-0.6
40	0	1.672	1.671	-0.1	1.662	-0.6	2.09	2.088	-0.1	2.083	-0.33	1.882	1.882	0	1.89	0.43
40	45	2.026	2.026	0	2.038	0.59	1.896	1.89	-0.3	1.852	-2.32	1.879	1.889	0.53	1.897	0.96
60	0	1.669	1.672	0.18	1.661	-0.48	1.528	1.512	-1	1.514	-0.92	2.057	2.071	0.68	2.08	1.12
60	45	1.523	1.52	-0.2	1.524	0.07	1.604	1.596	-0.5	1.596	-0.5	2.061	2.07	0.44	2.072	0.53
90	0	1.662	1.663	0.06	1.662	0	1.226	1.218	-0.7	1.227	0.08	1.613	1.628	0.93	1.595	-1.1

TID rad)	X_off	X_Sens	Y_off	Y_Sens	Z_off	Z_Sens
0	1.637	0.452	1.596	0.448	1.591	0.451
0	1.632	0.452	1.594	0.447	1.582	0.450
1781.38	1.637	0.451	1.600	0.451	1.585	0.452
2601.89	1.634	0.451	1.599	0.450	1.584	0.451
4680.72	1.634	0.451	1.594	0.445	1.586	0.450

Figura 6-18. Ejemplo de tabla de medidas y resultados finales de caracterización de la respuesta, para el ensayo de TID.

Por último, la siguiente figura muestra algunos resultados del ensayo que resultó más complicado, que fue el de vacío. La cámara de vacío de que se dispuso para el ensayo era muy pequeña y sufría ciertas vibraciones con la actuación de la bomba, que originaban pequeños movimientos en los acelerómetros. El ensayo hubo de repetirse varias veces hasta estar seguros de que las pequeñas variaciones de señal observadas en las primeras ejecuciones eran debidas a eso y no a posibles problemas

reales que el vacío pudiera ocasionar al componente. Las curvas de la izquierda muestra el resultado de la caracterización como aproximación lineal (sensibilidad o pendiente, y *offset*) de las medidas realizadas durante el ensayo. Las curvas de la derecha muestran medidas reales obtenidas en diversas rampas de variación de presión que se forzaron para verificar que no había efectos reales debidos a ello, más allá del considerable nivel de ruido de las medidas.

Figura 6-19. Algunos de los resultados del ensayo de vacío, según explicación en el texto.

La conclusión final que se obtuvo fue que el componente era apto para su uso, y como resultado del proceso de screening se obtuvieron 4 unidades perfectamente caracterizadas aptas para ser utilizadas en vuelo. Se seleccionó la que mejor sensibilidad había mostrado para ser montada en la unidad de vuelo, y la siguiente para el repuesto de vuelo.

6.5 Conclusiones

En el presente capítulo se ha descrito el intenso conjunto de actividades de selección, análisis y ensayo que fue necesario llevar a cabo sobre múltiples componentes, para asegurar su supervivencia al entorno ambiental de la misión.

Fundamentalmente las cuestiones térmicas y de radiación debían ser analizadas y verificadas con detalle, las primeras para cualquier componente ya fuera comercial o espacial que se emplease en el OH, y las segundas para todo componente COTS empleado en cualquiera de las 2 unidades que conformaban DREAMS-SIS.

Más allá de eso, las cuestiones de fiabilidad (asegurar la ausencia de fallos aleatorios en la fabricación de un componente comercial; en los de grado espacial es algo que lleva a cabo el propio fabricante) exigían baterías adicionales de ensayos también de otros tipos (mecánicos, de vida, ciclos térmicos, *burn-in*, inspecciones visuales y de rayos X, etc.) como se ha puesto de manifiesto al exponer el caso del acelerómetro de 3 ejes empleado en el PE.

Todo este conjunto de actividades condujo al asentamiento de unas formas de proceder al respecto, del uso de componentes y materiales para misiones a Marte, que han sido empleadas con posterioridad en desarrollos subsiguientes (nuevos radiómetros y otros instrumentos para misiones a Marte que se lanzarán en 2020). Asimismo, supone una actividad de enorme valor por sí misma, en el sentido de incrementar el “catálogo” de componentes y materiales a disposición del grupo, sobre los que trabajar ya con un cierto *heritage* de vuelo.

Integración Módulo de Descenso Schiaparelli

*Fase final de la integración de la sonda Schiaparelli en enero de
2016 en las instalaciones de Thales Alenia Space (Turín-Italia)*

Credit: ESA

7 INTEGRACIÓN, VALIDACIÓN Y CALIBRACIÓN DEL SENSOR

En este capítulo se detalla la ingeniería que se esconde detrás de todo sistema espacial. Las distintas actividades y fases que se explican, son las necesarias para llevar un diseño, unos conceptos, a realidades tangibles que son compatibles con todos los requisitos especificados por la misión y por el equipo científico.

La presión y responsabilidad que recaen en los equipos de trabajo durante el desarrollo de estas actividades es realmente alta y no siempre reconocida. En el caso del sensor DREAMS-SIS, debido a las estrecheces del calendario impuesto, se realizaron estas actividades en un tiempo récord, con unos niveles de calidad y autoexigencia relevantes, en un entorno no siempre favorable.

7.1 Introducción

En este capítulo se detallan las distintas etapas que transforman un diseño en una realidad y, en el caso de los sistemas espaciales, el resultado de estas actividades (fabricación e integración) ha de proporcionar la seguridad de que el instrumento va a soportar los peores casos de esfuerzos, choques y temperaturas, mayorados además con sendos factores de seguridad, que se pueda encontrar durante la misión (calificación), así como que el modelo final, o de vuelo, está libre de fallos en su manufactura (aceptación) y se entregue con una caracterización de su función de transferencia o modelo matemático, para poder ser usado por la comunidad científica (calibración).

7.2 Control de contaminación

El control de contaminación es una disciplina [TRI 96] que se aplica desde el comienzo del diseño de un sistema espacial. Esta área del conocimiento tiene como objetivo el evitar que un sistema espacial sea contaminado por moléculas o partículas durante todo su ciclo de vida. La contaminación puede deberse al fenómeno de desgasificación, a la exposición a atmosferas enrarecidas durante integración o ensayos, e incluso a las partículas de polvo suspendidos en el aire donde se trabaja con el sistema.

Las razones para evitar esta contaminación son varias. Si hablamos de estructuras, cualquier contaminación sobre sus superficies puede ocasionar reacciones químicas, que puedan formar compuestos que deterioren las características mecánicas o térmicas de las mismas. En componentes electro-mecánicos como los relés, la acumulación de compuestos sobre sus partes móviles puede llegar a invalidarlos. Y si hablamos de instrumentación científica, es todavía más importante este aspecto: los elementos ópticos por ejemplo son altamente sensibles tanto a las finas capas de moléculas depositadas, como a las partículas que pueden caer en las lentes y espejos,

oscureciéndolos y/o produciendo efectos de dispersión, si permanecen ahí durante la misión.

Si esta contaminación se da en tierra, en las primeras fases de la vida de un sistema espacial, pueden generalmente ser limpiados y el problema se mitiga. Sin embargo, al ser fenómenos que se pueden dar en vuelo, se tienen que extremar las medidas de control que se detallan a continuación.

Contaminación Molecular

La contaminación molecular suele estar relacionada con procesos de desgasificación en ambiente de vacío, acelerándose con temperaturas medias o altas. El proceso de desgasificación (*outgassing*) aparece cuando a un material se le somete a alto vacío, y consiste en la pérdida de moléculas de dicho material, a un ritmo determinado. Esto ocurre en todos los materiales y este es el motivo por el que se clasifican para su uso espacial en base a un ensayo estandarizado [ECS 08a]. En este ensayo, una vez las muestras están limpias e hidratadas en un ambiente de referencia, 25°C y 50% de humedad relativa (% HR) durante 24h, se someten a un calentamiento en vacío a 125°C durante 24 horas manteniendo un plato recolector, contiguo a la muestra, a 25°C. De este ensayo se obtienen los siguientes parámetros:

- *Total Mass Loss* (TML), parámetro porcentual que nos indica la masa que ha perdido la muestra comparando su peso antes y después del ensayo.
- *Collected Volatile Condensable Material* (CVCM), nos indica el peso en tanto por ciento que se ha recuperado en el plato recolector, por el hecho de producirse la desgasificación del material de la muestra. Al estar la muestra y el plato cercanos, en el mismo espacio y con una temperatura de éste menor, la mayoría de las moléculas que provengan del material, tenderán a depositarse en él.
- *Water Vapor Regained* (WVR) se mide posteriormente al ensayo y representa el porcentaje en masa que adquiere el material de muestra

por rehidratarse en atmosfera de referencia (25°C 50% de HR) durante 24h.

Para sistemas espaciales en general, se aplica el siguiente criterio para materiales con masa menor a 10g (todos los usados en el sensor DREAMS-SIS):

- Si CVCM < 0.1% y el TML <1% el material es susceptible de ser usado en espacio.
- Si CVCM < 0.1% y el TML >1% pero TML-WVR < 1% (la perdida ha sido mayoritariamente de agua), el material puede usarse en espacio.
- Cualquier otra combinación indica que el componente va a desgasificar en exceso, poniéndose en riesgo a sí mismo y al resto de sistemas de la misión.

Sin embargo, existen componentes que, por necesidades de la misión su uso es imprescindible, pero no cumplen con los valores de desgasificación. En estos casos se puede proceder a pedir una exención por parte del proyecto o intentar técnicas de mitigación. De entre estas técnicas, el “horneado en vacío” o *baking* es método más utilizado en espacio debido a su relativa simplicidad en comparación con sus resultados. Al test en sí mismo se lo denomina *bakeout* y consiste en calentar el espécimen que se quiera limpiar y aplicar al mismo tiempo alto vacío durante un tiempo considerable (tanto como se necesite). Las cámaras de *bakeout* suelen disponer de un dedo frio que se utiliza para que la mayoría del material que desgasifique del sistema bajo el proceso, tienda a depositarse en esta zona que se mantiene mucho más fría que el resto.

Con este proceso se produce la limpieza del elemento, pero también podemos mejorar sus valores de *outgasing*. Esto se debe a que los materiales pueden tener una desgasificación asintótica con el tiempo y la temperatura, de tal manera que después del proceso mejore sus características en este sentido.

Figura 7-1. Instalación de *baking*. Piezas del RDS FM antes de un *bakeout* de limpieza.

En los proyectos espaciales, en la definición de la misión, se establecen unos requisitos generales de contaminación molecular máxima para los sistemas que lo componen. Sin embargo, debido a que existen elementos que pueden tener sus propios requisitos de limpieza, son los fabricantes de cada sistema los que establecen sus propios requisitos tanto de entrega como de final de vida. La clasificación que suele utilizarse en cuanto a la contaminación molecular de los elementos, se define en la norma MIL-STD-1246C y se detalla en la siguiente tabla:

Nivel	Límite	Nivel	Límite
	Contaminación $\mu\text{g}/\text{cm}^2$		Contaminación $\mu\text{g}/\text{cm}^2$
A/100	0.01	C	3.0
A/50	0.02	D	4.0
A/20	0.05	E	5.0
A/10	0.1	F	7.0
A/5	0.2	G	10.0
A/2	0.5	H	15.0
A	1.0	J	25.0
B	2.0		

Tabla 7-1. Clasificación de superficies según su contaminación molecular (MIL-STD-1246C).

En base a esta clasificación, se etiqueta a los sistemas con una denominación y por tanto un requisito que debe mantenerse hasta el lanzamiento. En el caso de los sensores ópticos, suelen tener requisitos muy exigentes ya que la contaminación

molecular puede afectar gravemente a sus prestaciones. En el caso de DREAMS-SIS, el valor final adoptado fue no sobrepasar los $500\text{ng}/\text{cm}^2$ en sus superficies ópticas (que supondría un factor máximo de oscurecimiento inferior al 5%), lo que clasifica su nivel de limpieza como A/2 (según Tabla 7-1).

Es responsabilidad del fabricante el controlar los materiales con los que fabrica y también debe asegurar que el ambiente donde ha realizado la fabricación e integración son seguros y controlados. Se tendrán que monitorizar los niveles de contaminación sobre el dispositivo de tal forma que esté por debajo del requisito. El requisito de final de vida se calcula en función de los datos de contaminación que se tengan del sistema a lo largo de su vida útil. En el caso de este sensor, al ir expuesto a la atmosfera marciana en contacto directo con el polvo en suspensión, se esperaban unos altos niveles de contaminación durante la operación. No fue por tanto un parámetro fundamental del diseño.

Figura 7-2. Testigo de contaminación molecular (MOC).

Para poder controlar la contaminación molecular durante la integración, validación y calibración, se utilizan en el INTA métodos pasivos basados en testigos (Figura 7-2). Se trata de superficies especulares de acero inoxidable AISI 304, que se dejan expuestas al mismo ambiente que el *hardware* con el que se está trabajando. Cada cierto tiempo, o en función de hitos determinados que puedan suponer mayores niveles de contaminación (como puede ser un test de vacío térmico), se miden

utilizando un espectrómetro infrarrojo que ofrece la cantidad de las principales especies de contaminantes (ésteres y siliconas), que se han depositado en ese tiempo. Como se conoce la superficie del testigo, se puede calcular la contaminación en forma de densidad superficial (ng/cm^2) y compararla con la del requisito.

Si se supera en algún momento la máxima contaminación, tendremos que identificar de donde proviene. Si es interna a nuestro sistema, tendremos que estudiar si modificar el componente o material que esté ocasionando el problema. Si, por el contrario, la contaminación proviene de un factor externo como pudiera ser la atmosfera a la que ha estado sometido el sistema o a la suciedad que pudiera existir en las cámaras de termo-vacío, tendremos que considerar limpiarlo con un proceso de *bakeout* o por medios químicos.

Contaminación por Partículas

De igual forma que en el caso de moléculas, se debe establecer al principio del desarrollo del sistema espacial su requisito de contaminación máxima por partículas. Durante la ejecución de las distintas fases del proyecto espacial, se recomienda aplicar la norma [ECS 11], para la monitorización y control de este tipo de contaminación.

De acuerdo al requisito de contaminación por partículas que se establezca, los sistemas espaciales se clasifican según la Tabla 7-2.

Nivel	Tamaño (μm)	Part. / ft^2	Part. / 0.1m^2	Part. / l
1	1	1.0	1.08	10
5	1	2.8	3.02	28
	2	2.3	2.48	23
	5	1.0	1.08	10
10	1	8.4	9.07	84
	2	7.0	7.56	70
	5	3.0	3.24	30
	10	1.0	1.08	10
25	2	53	57	530
	5	23	2438	230
	15	3.4	3.67	34

DISEÑO DE UN RADIOÓMETRO MINIATURIZADO PARA LA EXPLORACIÓN DE MARTE

Nivel	Tamaño (μm)	Part. / ft ²	Part. / 0.1m ²	Part. / l
50	25	1.0	1.08	10
	5	166	179	530
	15	25	27.0	230
100	25	7.3	7.88	34
	50	1.0	1.08	10
	5	1785	1930	17850
	15	265	286	2650
	25	78	84.2	780
	50	11	11.9	110
200	100	1.0	1.08	10
	15	4189	4520	41890
	25	1240	1340	12400
	50	170	184	1700
	100	16	17.3	160
	200	1.08	10.0	1.0
300	25	7455	8050	74550
	50	1021	1100	10210
	100	95	103	950
	250	2.3	2.48	23
	300	1.0	1.08	10
	50	11817	12800	118170
500	100	1100	1190	11000
	250	26	28.1	260
	500	1.0	1.08	10
	50	95807	105000	958070
	100	8919	9630	89190
	250	214	231	2140
750	500	8.1	8.75	81
	750	1.0	1.08	10
1000	100	42658	46100	426580
	250	1022	1100	10220
	500	39	42.1	390
	750	4.8	5.18	48
	1000	1.0	1.08	10

Tabla 7-2. Clasificación niveles de limpieza por partículas (MIL-STD-1246C).

En el caso del sensor DREAMS-SIS, teniendo en cuenta que una vez en Marte aparecerá una gran contaminación por partículas de polvo, se decidió trabajar con un

requisito intermedio asequible durante las fases de integración y ensayos: Nivel 300. Este nivel se dice que equivale al nivel de limpieza de una superficie que puede conseguirse en base a la sensibilidad del ojo humano (lo que puede llegar a ver).

Aun así, para monitorizar la contaminación por partículas en integración y ensayos se utilizaron nuevamente testigos pasivos que, al igual que sucede con los moleculares, se exponen al mismo entorno que está viendo el sistema espacial. Después de un cierto tiempo, o después de que pase un determinado hito, estos testigos se miden para, de una forma acumulativa, estimar el nivel de contaminación por partículas. Si se supera en algún momento el requisito impuesto, se puede proceder soplando con NO₂ gas o limpiando con alcohol isopropílico.

Figura 7-3. Testigo de contaminación por partículas (PFO).

Las áreas limpias de trabajo a su vez, pueden ser monitorizadas por PFOs o por contadores automáticos de partículas que pueden estar dispuestos como infraestructura en las salas (como es el caso de la sala donde se integró el DREAMS-SIS) o tratarse de equipos portátiles para calificar áreas donde no se dispone de estos elementos (caso de las medidas realizadas en la calibración del instrumento).

Protección Planetaria

La protección planetaria es una disciplina que comienza a partir del *Astronautical Federation 7th Congress*, en Roma en 1956. En este foro se hace patente la necesidad de una coordinación internacional de esfuerzos, enfocados a la no contaminación de cuerpos celestes del sistema solar, como resultado de su exploración.

Como se detalla en [PHI 56], esta preocupación creció con los éxitos de los primeros satélites artificiales Sputnik I y II. No solo existía posibilidad de contaminar las futuras investigaciones de vida fuera del planeta Tierra (generando falsos positivos), sino que también existía el riesgo de regresar a nuestro planeta con material biológico extraterrestre, que pudiera poner en peligro la vida de nuestro planeta. Con estos antecedentes, después de que el Consejo Internacional para la Ciencia (*International Council of Scientific Unions – ICSU*) creara un comité *ad-hoc* para dar forma a las políticas de protección planetaria, se decidió delegar este cometido a un nuevo órgano que se estaba constituyendo, denominado Comisión de Investigación del Espacio (*Committee in Space Research – COSPAR*).

A partir de entonces COSPAR ha fijado la política de protección planetaria que deben seguir las misiones para ser compatibles con el tratado de Espacio Ultraterrestre de las Naciones Unidas [NUS 02], clasificándolas en cinco tipos según sus objetivos y fijando los requisitos globales para cada una de ellas. Esta tipología se recoge en la siguiente tabla:

Categoría de Misión						
	I ó II	III	IVa	IVb	IVc	V
Tipo de Misión	<i>Flyby</i> , orbitador o <i>lander</i>	Sin contacto directo: <i>flyby</i> , orbitador	<i>lander</i> : sin instrumentos de detección de vida	<i>lander</i> : con instrumentos de detección de vida	<i>lander</i> : región especial (favorable a la vida)	Retorno de muestras a la Tierra
Objetivos	Luna (I) Asterooides/ Cometas (II)	Marte	Marte	Marte	Marte	Marte Luna
Misiones pasadas	Lunar Prospector (I), Rosetta(II)	Mariner, MGS, MO, MEX, TGO	Pathfinder, MER, Schiaparelli	Viking	MSL, Phoenix, Exomars2020, Mars2020	MSR, Lunar South Pole Aiken-Basin Mission
Requisito de contaminación	Sin requisitos.	Integración en sala limpia. Alguna reducción biológica.	Reducción Microbiológica	Esterilización de la zona de muestras.	Esterilización parcial o total	Esterilización total para Marte.
Niveles de contaminación orgánica	No esterilizado. ~10 ⁶ esp. /m ²	<10 ⁶ esporas	Niveles de pre - esterilización: <3·10 ⁵ esp. en aeronave <300esp/m ²	Niveles post - esterilización: Reducción 4-log	Niveles post - esterilización: Reducción 4-log	Niveles post - esterilización: Reducción 4-log
Niveles de contaminación Orgánica	No controlado (I) Inventario de orgánicos (II)	No controlado Inventario de orgánicos	No controlado Inventario de orgánicos	No controlado Inventario de orgánicos	No controlado Inventario de orgánicos	No controlado Inventario de orgánicos

Tabla 7-3. Tabla de categorización de misión según COSPAR resumido en [GLA 04].

En el caso de ExoMars 2016, la ESA pudo demostrar que la probabilidad de impacto de la sonda TGO contra Marte, era menor que 1 entre 100 para los primeros 20 años y 1 entre 20 para los siguientes hasta 50 años del lanzamiento de la sonda y por tanto se la podía englobar en categoría III. En el caso del *lander*, la cápsula Schiaparelli, al no portar instrumentación para la detección de vida, se categorizó como IVa.

En este caso los requisitos fluyen de arriba abajo pasando de 300.000 esporas en toda la sonda de descenso, a un requisito de 1000 esporas para la carga útil de superficie, es decir DREAMS, con una densidad máxima de 300 esporas por metro cuadrado de superficie analizada.

Este requisito es realmente exigente y obliga a trabajar en sala limpia con control biológico y vestimenta esterilizada. Para la medida de la carga biológica se siguen los

procedimientos descritos en [ECS 08b], donde se describen los pasos para poder realizar medidas de este tipo de contaminación.

El procedimiento de medida se basa en, primero, la recolección de posible contaminación utilizando técnicas mecánicas de arrastre, por medio de bastoncillos o paños empapados en agua estéril. Posteriormente se recoge la posible carga biológica de estos soportes y se la somete a enfriamientos y calentamientos que seleccionan la carga biológica, favoreciendo que solo aquellas bacterias que son capaces de formar esporas, sobrevivan (este tipo microorganismos son los que pueden soportar un viaje por el espacio). Una vez que se tiene la carga biológica, si es que la hay, en forma de esporas, se depositan en un medio con nutrientes (una placa Petri con medio R2A agar) y se aporta calor suave para que, si existen, crezcan y se puedan cuantificar. Este proceso de crecimiento dura 72h donde cada 24h se hacen recuentos para contar la posible presencia de microorganismos.

Ante un positivo se pueden tomar distintas acciones:

- Si el positivo es de pocas esporas y tienen cabida en nuestro presupuesto, se puede dejar como está. Esto puede ser así en zonas muy sensibles de difícil o imposible limpieza, o zonas a las que ya no se tiene acceso.
- La práctica habitual es limpiar con IPA al 70% (el restante 30% es agua desionizada) la zona donde se ha dado el positivo y volver a tomar muestras. Esto ocasiona retraso en las integraciones, pero es la manera más efectiva.
- Utilizar métodos de esterilización a posteriori, como es el caso del calor seco (*Dry Heat Microbiology Reduction* -- DHMR). Dependiendo de la temperatura y el tiempo al que se someta al espécimen a esterilizar, se consigue mayor o menor reducción de la carga biológica.

Figura 7-4. Pares minutos/temperatura para conseguir una reducción de orden 3.

Elementos de mitigación contra la contaminación adoptados en Dreams-SIS

Tanto de los requisitos impuestos por la misión (categoría IVa), como por los requisitos de limpieza del sensor (300 A/2), se decide en primer lugar el área de trabajo donde se va a integrar el sistema. Se decide utilizar una sala ISO6 (INTA) que no dispone de filtros de contaminación biológica (Figura 7-5).

ISO	Límite máximo de la concentración de partículas (partícula/m ³ de aire) iguales o superiores a los tamaños que se indican a continuación					
	0.1μ	0.2μ	0.3μ	0.5μ	1μ	5μ
ISO—Clase 1	10	2				
ISO—Clase 2	100	24	10	4		
ISO—Clase 3	1000	237	102	35	8	
ISO—Clase 4	10000	2370	1020	352	83	
ISO—Clase 5	100000	23700	10200	3520	832	29
ISO—Clase 6	1000000	237000	102000	35200	8320	293
ISO—Clase 7				352000	83200	2930
ISO—Clase 8				3520000	832000	29300
ISO—Clase 9				35200000	8320000	293000

Tabla 7-4. Tabla de concentración de partículas según la sala limpia.

Para solucionar el inconveniente de la no existencia de dichos filtros, se incluye en su interior una cabina de flujo laminar con filtro HEPA (*High Efficiency Particulate Air*) incorporados. Esto proporciona un área de trabajo “limpio” de calidad ISO 5 aproximadamente. El resto de la sala se considera “sucia” (solo en términos de contaminación planetaria) y es donde residen los distintos instrumentos necesarios para la verificación del sensor.

Figura 7-5. Panorámica de la sala ISO 6 del INTA.

La vestimenta requerida para entrar en la sala fue establecida según los criterios del Plan de Contaminación y de Protección Planetaria del proyecto ExoMars, siendo necesario el uso de monos integrales, polainas, mascarilla y guantes todos ellos

estériles. El material de limpieza como los paños, también requerían estar libres de partículas y esterilizados.

Se dispuso de dos tipos de elementos químicos para la limpieza de superficies, material y herramientas. Alcohol isopropílico de alta pureza y estéril para elementos sensibles (IPA- 99.5%) y desinfección de herramientas, y una mezcla al 70% de IPA de 95% de pureza, con agua desionizada, para limpieza general.

Un máximo de cuatro personas podía estar en la sala al mismo tiempo, y un mínimo de dos personas por seguridad, debían estar para integrar o manipular el sensor. De estas dos personas, una se consideraba “limpia”, que era la que trabajaba en la cabina y manipulaba el hardware de vuelo. La otra persona era la encargada de seguir los procedimientos, manipular los sistemas de pruebas y mantener la sala y las herramientas limpias. En general, una tercera persona, de calidad de producto (*Product Assurance* – PA) permanecía revisando las actividades presencialmente o a través de la ventana que la sala tiene para tal efecto.

El esquema de monitorización consistía en dos sensores de contaminación, uno de partículas y otro molecular, abiertos junto a la unidad o sus ensamblajes siempre que ésta estuviera expuesta. Una vez terminadas las actividades de la jornada, el sensor debía ser cubierto con una bolsa antiestática para prevenir contaminación, en ese momento se cerraban también los testigos de contaminación. Estos sensores se medían periódicamente para ir estableciendo la contaminación en las superficies del sensor DREAMS-SIS.

Como se ha comentado, las piezas que integraban el sensor eran sometidas a un proceso de limpieza y posterior bakeout. Estos procesos también contribuían a que las piezas al llegar a integración estuvieran libres de carga biológica. Para garantizar que, durante el proceso de montaje, los distintos componentes no fueran contaminados, se procedía a tomar muestras para realizar análisis biológicos en aquellos momentos donde un paso de integración produjera la imposibilidad de

verificar nuevamente esa superficie, como por ejemplo el cierre de la tapa *del Optical Head* - OH (son los denominados *last access*).

Figura 7-6. Toma de muestras biológicas *last access* y ejemplo de un positivo.

Una vez se finalizaba la integración de la unidad, se realizaba una toma de muestras de todas las superficies externas para garantizar su limpieza, como se puede observar en la Figura 7-12. Esta actividad se repetía cada vez que el sensor pasaba por un test ambiental o por las instalaciones de calibración, previniendo en todo momento sobrepasar los niveles requeridos.

Un punto crítico en cuanto a la contaminación del instrumento eran los distintos test ambientales y calibraciones que se tenían que realizar. Normalmente, para realizar estos ensayos se requieren instalaciones que no siempre alcanzan los niveles requeridos en cuanto a contaminación se refiere. Para mitigar este riesgo, se procede a embolsar las unidades para ser transportadas a las instalaciones.

Figura 7-7. Preparación de embolsado en sala ISO 6 para vibración del SIS-DREAMS.

En el caso de vibración y choque, se utilizó un embolsado durante toda la prueba. Esto resultaba engorroso ya que los acelerómetros han de ser colocados en la sala de ISO6 integrándolos en el embolsado. También resultaba costosa la verificación, debido a que era necesario llevarse el conjunto útil-sensor a la ISO 6 cada vez se vibraba un eje, para poder validar el funcionamiento del sensor. Sin embargo, esta técnica aseguró la no contaminación del equipo.

En el caso de vacío térmico, una práctica habitual en proyectos espaciales es realizar una limpieza de la cámara antes de proceder con el ensayo. Esta limpieza se basa en dejar la cámara sin nada en su interior o con los cables que se vayan a utilizar en el ensayo, y aplicar alto vacío y calor elevados (100-120°C). Esto provoca la evaporación de la posible suciedad en las paredes de la cámara que al estar en vacío, acaban atrapadas en el dedo frío, limpiando su interior.

Para DREAMS-SIS la unidad bajo ensayo permanecía embolsada hasta que se llegaba a la cámara. En ese momento, se introducía e instalaba en su interior, utilizando la misma vestimenta que la requerida en la ISO6, intentando que el tiempo de exposición fuera el menor posible. Esta actividad era monitorizada con un testigo de partículas que se retiraba al finalizar la instalación (no es compatible con termovacío) y con un testigo molecular que permanecería durante toda la prueba. Es común que las cámaras dispongan de cabinas de flujo laminar portátiles que alcancen niveles de al menos ISO8 y permitan una preparación del *setup* con ciertas garantías de limpieza.

En SPASOLAB (*Space Solar Cell Test Laboratory*), laboratorio donde se realizó la calibración del sensor, los niveles de contaminación arrojados por el QM indicaban que tenía niveles de contaminación por encima de lo esperado. Se decidió construir entonces estructuras simples de contención que, en FM y FS mejoraron sensiblemente los niveles de limpieza tanto en partículas como en carga biológica.

Figura 7-8. Estructuras de contención para la contaminación en la sala del simulador EP7.

Por último, como medida final de mitigación de la contaminación biológica, se aplicó un proceso de *Dry Heat Microbiological Reduction* (DHMR) a las unidades consiguiendo una reducción en su carga biológica de un orden 3.

7.3 Integración

La integración es el proceso que sigue a la fabricación y trata de combinar todos los componentes en un todo o sistema. Se trata de un proceso crítico ya que suele absorber los retrasos acontecidos en las fases previas y tiene la presión de no retrasar los ensayos de calificación/aceptación que se realizan después, y que suelen tener fechas de reserva poco flexibles debido a la gran ocupación tienen este tipo de instalaciones singulares.

7.3.1 Filosofía de Modelos Empleada

Los sistemas espaciales tienen la característica, en general, de no poder ser mantenidos ni reparados durante su vida útil. Por tanto, son sistemas que han de ser robustos, fabricados con la máxima calidad y el mayor grado de fiabilidad posible.

Para alcanzar estas máximas, se utilizan los mejores materiales, componentes, procesos, etc., pero esto no es suficiente. Los sistemas han de ser validados como un todo, y para que esta validación sea compatible con el ciclo de vida de un proyecto espacial, se define una “Filosofía de Modelos” [ECS 98] que consiste en ir diseñando y fabricando modelos del sistema, de distintos usos específicos y cada vez más representativos. Aunque pueda existir alguno más particular, se presentan a continuación los más utilizados:

- Modelo de validación térmica o *Thermal Model* (TM).
Se trata de un modelo representativo térmicamente. Normalmente se incluyen aquellos elementos de control térmico que sean necesarios para la validación de los requisitos, así como la correlación de los modelos matemáticos del sistema con los resultados obtenidos en ensayos de termovacío, llevados a cabo sobre este modelo.
- Modelo de validación mecánica o *Structural Model* (SM).
De la misma manera se construyen modelos mecánicamente representativos para calificar las soluciones adoptadas y para, nuevamente, ajustar los modelos matemáticos o de elementos finitos que se tengan del elemento.
- Modelo de validación mecánico-estructural o *Structural & Thermal Model* (STM)
Se trata de una combinación de los otros dos anteriores y permite reducir costes y tiempos en los desarrollos, pero aumentando su complejidad.
- Modelos de validación eléctrica y funcional, o *Electrical Model* (EM).
Modelo representativo del de vuelo en forma y función. Suele utilizar componentes comerciales, del mismo fabricante o equivalente a los de vuelo siempre que sea posible. Se usa para validar la funcionalidad del sistema y de

los subsistemas con los que interactúa, incluidos los sistemas de soporte de tierra (*Ground Support Equipment – GSE*).

- Modelo de calificación o Qualification Model (QM).

Modelo totalmente representativo del de vuelo en todos los aspectos. Ha de ser una copia exacta, fabricado con los mismos materiales, componentes y procesos ya que sirve para realizar la calificación del sistema.

Muchas veces, por motivos económicos o por la herencia de misiones anteriores, este modelo puede contener algún elemento que no cuente con calificación espacial. En este caso, se ha de negociar con el contratista principal el poder realizar esta aproximación y el modelo pasa a llamarse EQM (*Engineering Qualification Model*).

Sobre él se llevan a cabo los ensayos de calificación, cuyo objeto es verificar, con ciertos márgenes de seguridad, que el diseño será capaz de resistir las condiciones ambientales exigidas en los requisitos de la misión.

- Modelo de vuelo o Flight Model (FM).

Es el modelo que finalmente volará si es compatible con su campaña de aceptación, es decir con el conjunto de test mecánicos y térmicos que sirven para localizar posibles fallos en la integración o fabricación del sistema.

Existen proyectos que por problemas económicos o de calendario, no tienen tiempo de realizar dos modelos, calificación y vuelo. En estos casos, y con cierta experiencia previa, el contratista principal puede aceptar una solución intermedia que consiste en validar el sistema sobre el modelo de vuelo, con unos niveles de calificación, pero con tiempos propios de aceptación (más bajos) para no sobre estresar la unidad de vuelo. En este caso, el modelo pasa a denominarse *Proto-Flight Model* (PFM).

- Modelo de reserva o Flight Spare (FS).

Como su nombre indica, es un modelo exactamente igual al de vuelo, pero de contingencia. Si durante las siguientes fases del proyecto, por un accidente, se daña el modelo de vuelo, éste podrá ser substituido rápidamente por el modelo de reserva.

En DREAMS-SIS, dado el poco tiempo del que se disponía para entregar los modelos de vuelo, se tomaron una serie de decisiones importantes que, gracias a la experiencia previa de otros proyectos (*heritage*), resultaron acertadas:

- Se diseñó un modelo de ingeniería EM, totalmente representativo mecánicamente en la unidad OH (para el PE el zócalo de la FPGA no era compatible con la mecánica final) y electrónicamente en ambas, fabricado con los mismos componentes que se emplearían en el FM, pero en calidad comercial. Con esto se pudo verificar que el sensor era viable. Que el volumen y la masa de las unidades que lo formaban (OH y PE) eran compatibles con la interfaz con el mástil del *lander* y compatibles también consigo mismas, es decir, que podían contener toda la funcionalidad requerida.

Figura 7-9. Modelos EM del OH y PE.

- Como modelo de calificación se utilizó un modelo EQM. Todos los materiales, procesos de fabricación y procedimientos de integración eran idénticos al modelo final de vuelo. La única diferencia, era el nivel de calidad del componente FPGA, que en vez de ser la versión de vuelo QML-V (*Qualified Manufactured List - Class V*), se substituyo por su equivalente comercial, pero de alta fiabilidad (ahorrando entre un 25% y un 30% del coste de la unidad PE). Esta modificación se pudo realizar debido que en el programa MetNet se demostró tanto en calificación térmica como mecánica, que el modelo comercial y el modelo de vuelo de este dispositivo eran equivalentes y, por

tanto, los resultados de la calificación se podían extrapolar sin riesgos al modelo de vuelo FM.

Figura 7-10. Modelos QM del OH y PE.

- Para el modelo de vuelo, se fabricaron dos copias exactas, el modelo final FM y un segundo de reserva (FS - *Flight Spare*).

Figura 7-11. Comprobación dimensional de SIS FM y test de vacío térmico SIS FS.

7.4 Calificación y Aceptación de las Unidades

Se entiende por calificación el conjunto de ensayos destinados a verificar que el diseño es capaz de soportar las peores condiciones ambientales que el sistema deberá soportar durante la misión incluyendo márgenes de seguridad. Este conjunto de pruebas se realiza sobre el modelo QM, que debe ser cien por cien representativo del

modelo de vuelo FM, de tal forma que, si el resultado es positivo significa que la fase de diseño ha terminado, y se puede pasar a fabricar el modelo de vuelo.

La campaña de aceptación por su lado, consta de una parte de los ensayos realizados en la campaña de calificación (los no destructivos), principalmente vibración y vacío térmico. En ellos los factores de seguridad desaparecen y se realizan los test a niveles que permiten detectar cualquier fallo en el montaje o fabricación de la unidad de vuelo, FM.

La siguiente figura representa el diagrama de flujo de la calificación y aceptación de las unidades. Se distinguen las distintas etapas desde que el instrumento está integrado, hasta que se puede considerar calificado o aceptado. Cada una de estas etapas requiere de verificaciones eléctricas, funcionales, ópticas y de contaminación, que han de ser satisfactorias para poder proceder con la siguiente.

Figura 7-12. Flujograma de las etapas de verificación de las campañas de calificación y aceptación del sensor DREAMS-SIS.

7.4.1 Estrategia de Validación

En toda campaña de calificación/aceptación, se incluyen caracterizaciones antes y después de los test ambientales, para evaluar la salud del sistema y cerciorarse de que el modelo bajo test es capaz de soportar esos niveles sin perder prestaciones. En el caso concreto de DREAMS-SIS, al tratarse de un sistema óptico, no solo se tiene que

verificar que el comportamiento después de los test ambientales es correcto funcionalmente, sino que no se ha producido merma en las características ópticas del sensor.

En este sentido, se diseñó una prueba óptica muy precisa denominada *Optical Verification Test* (basada en la calibración óptica angular), que se realizaba al principio y final de toda la campaña de test. Con esta prueba se demostraba que el sensor no perdía prestaciones con la calificación y aceptación del sistema. Sin embargo, como se trata de campañas largas y costosas, se diseñó otro test para tener resultados parciales (*Optical Fast Verification Test*) entre los distintos ensayos de una misma campaña de calificación/aceptación. Esta prueba, que debía realizarse antes y después de cada test, se basaba en una esfera integradora donde se introducía el cabezal óptico y se caracterizaba la respuesta del sensor frente a una excitación luminosa no calibrada en términos absolutos, pero altamente repetitiva. De esta forma podía verificarse que dicha respuesta no variaba tras aplicar los diversos test de la campaña determinada.

Figura 7-13. Detalle de esfera integradora para Fast Verification Tests y un ejemplo de pseudo-responsividad de los canales de DREAMS-SIS.

7.4.2 Ensayos de Calificación/Aceptación

Test de vibración

Este ensayo recrea las condiciones que se darán en los sistemas debido a las vibraciones generadas durante el despegue y durante la reentrada en Marte. En el caso de DREAMS-SIS, el OH y la PE tenían distintas especificaciones al estar situados en sitios muy distintos del módulo de descenso. El OH al ir instalado en el mástil, tenía unas condiciones más exigentes.

Figura 7-14. Actividades de la campaña de vibración DREAM-SIS.

En el caso de la calificación, debido a la planificación tan ajustada y a la disponibilidad de las instalaciones (aspecto importantísimo en una campaña), se decidió aplicar unos niveles comunes a las dos unidades al mismo tiempo que cubriera ambos casos. Es decir, para definir el nivel de excitación se escogió el caso peor (el más exigente) de los dos.

Sin embargo, para no estresar a las unidades de vuelo, la aceptación se hizo independiente por unidad y con sus niveles específicos.

Test de choque

Este ensayo, normalmente, solo se aplica a los modelos de calificación ya que en cierta forma se considera destructivo. Es un test que replica los choques de alta

energía que la unidad sufrirá como consecuencia de actuación de pirotécnicos. Estos dispositivos están basados en pequeños explosivos que se utilizan para, por ejemplo, la suelta de las distintas etapas de un lanzador en el despegue, o para el despliegue del paracaídas de la sonda planetaria al entrar en la atmosfera de Marte. Su uso está muy extendido debido a su alta fiabilidad pero tienen el inconveniente de introducir éstas cargas puntuales sobre las estructuras.

Para el sensor SIS, se utilizó la misma filosofía que en vibración, realizando el choque más severo de la envolvente del requisito de las dos unidades, para poder testarlas al mismo tiempo.

Figura 7-15. Instalación de sensor en útil e instalación de choque pirotécnico.

Para evitar contaminación, este test se realizó con las unidades instaladas en un útil al que se le había acoplado una bio-barrera.

Test de vacío-térmico

Este ensayo trata de simular las condiciones del sistema espacial durante el viaje y como peor caso de operación (ya que se está en vacío en contraposición a la tenue pero presente, atmosfera de Marte). El test suele realizarse después de los de cargas mecánicas por si, debido al estrés térmomecánico que se va a generar, se identifican problemas que han aparecido en vibración, pero que no se detectan en las pruebas

funcionales (microgrietas en estructuras, rotura en las soldaduras de componentes, etc). Por este motivo, estos ensayos tienen requisitos de horas de funcionamiento en los extremos de los ciclos, donde se realiza todo tipo de verificaciones para demostrar la buena salud de los instrumentos.

Siguiendo con la misma filosofía del resto de ensayos de la campaña de calificación, aun cuando cada unidad tenía unas condiciones muy diferentes en la especificación de su entorno térmico – el OH en el mastil en contacto directo con la atmósfera de Marte mientras que el PE se situaba en el interior del compartimento térmicamente acondicionado – se realizó el test de termo-vacio con las dos unidades al mismo tiempo, soportando las temperaturas del caso más desfavorable.

Figura 7-16. Test de Vacío Térmico.

Nuevamente, la experiencia del proyecto MetNet permitía realizar esta aproximación sin correr un riesgo elevado ya que la calificación de los instrumentos se realizó con temperaturas más extremas.

DHMR

Se trata más bien de un proceso que de un test ambiental, ya que tiene como misión la reducción de la carga biológica de un sistema espacial por el uso de calor seco prolongado en el tiempo. De hecho, no se trata de una práctica habitual en el sector espacial a menos que se trate de una misión planetaria.

Figura 7-17. Proceso de DHMR.

Sin embargo, se incluyó en la campaña de calificación por la necesidad de saber si el sistema era compatible con estas temperaturas (110°C durante 16h) y si se producía alguna pérdida de prestaciones científicas del sensor. Por este motivo, esta prueba se realizó antes de la verificación óptica comprobándose que no tenía efectos adversos sobre el sensor.

7.5 Calibración del Sensor

7.5.1 Calibración Óptica

A continuación, se detallará la estrategia de calibración del sensor, así como sus resultados [JIM 18]. Los datos y análisis mostrados pertenecen al modelo FS ya que fue el que se entregó finalmente como modelo de vuelo.

Se puede decir que la fotocorriente que suministra cada detector, $I(A)$ es proporcional a la potencia óptica incidente o irradiancia $E (W/m^2)$ y a la responsividad en su conjunto, dada por el fotodiodo y el resto de elementos del camino óptico, $R (A m^2 / W)$. Por tanto, tendremos:

$$I = R \cdot E \quad (1)$$

La irradiancia y la responsividad, de manera general, dependen de la longitud de onda. La responsividad del sensor depende también de la temperatura (T) y del ángulo

de incidencia (α), medido con respecto a un vector normal a la superficie de cada detector:

$$I(T, \alpha, \lambda) = R(T, \alpha, \lambda) E(\lambda) \quad (2)$$

Si se integra la respuesta en todo el espectro se tiene:

$$I(T, \alpha, \lambda) = \int_0^{\infty} R(T, \alpha, \lambda) E(\lambda) d\lambda \quad (3)$$

El modelo de calibración aplicado se basa en asumir que las tres variables de las que depende la responsividad de cada canal óptico, son independientes, esto es:

$$R(T, \alpha, \lambda) = TRF(T) \cdot ARF(\alpha) \cdot r(\lambda) \quad (4)$$

donde TRF es *Thermal Response Function*, AFR es respuesta angular (*Angular Response Function*) y r la responsividad espectral. Por tanto, la expresión de la señal del fotodiodo como:

$$I(T, \alpha, \lambda) = ARF(\alpha) \cdot TRF(T) \int_0^{\infty} r(\lambda) E(\lambda) d\lambda \quad (5)$$

Si definimos la responsividad media como:

$$R_{\lambda_1}^{\lambda_2} = \frac{\int_0^{\infty} r(\lambda) E(\lambda) d\lambda}{\int_{\lambda_1}^{\lambda_2} E(\lambda) d\lambda} = \frac{\int_0^{\infty} r(\lambda) E(\lambda) d\lambda}{E_{\lambda_1}^{\lambda_2}} \quad (6)$$

siendo $E_{\lambda_1}^{\lambda_2}$ la irradiancia que llega al sensor entre las longitudes de onda λ_1 y λ_2 que es la banda espectral a estudiar, definida por la banda de paso del filtro interferencial convolucionada con la respuesta de cada detector en los canales laterales, o la banda completa del detector, como sucede en el canal de luz total.

Despejando tenemos que:

$$\int_0^{\infty} r(\lambda) E(\lambda) d\lambda = R_{\lambda_1}^{\lambda_2} \cdot E_{\lambda_1}^{\lambda_2} \quad (7)$$

Este término es dependiente de qué tipo de lampara se utilice. Para la calibración del sensor se utilizó una lampara de referencia cuyo espectro coincide con el del Sol (Figura 7-19), antes de llegar a la atmosfera terrestre. A este dispositivo se lo denomina Simulador Solar de AM0 (*Air Mass Factor = 0*).

Teniendo en cuenta lo anterior, se puede expresar la señal que genera cada sensor como:

$$I(T, \alpha, \lambda) = ARF(\alpha) \cdot TRF(T) \cdot R_{\lambda_1 \text{sun}}^{\lambda_2} \cdot E_{\lambda_1 \text{sun}}^{\lambda_2} \quad (8)$$

Por otro lado, existe un offset a esta medida de intensidad que depende de la electrónica de acondicionamiento de cada canal y también de la corriente de oscuridad que tiene cada fotodiodo. La suma de todas estas contribuciones, que son además dependientes de la temperatura, se pueden recoger en un parámetro que se suma a la respuesta óptica anterior:

$$I(T, \alpha, E_{\text{sun}}) = ARF(\alpha) \cdot TRF(T) \cdot R_{\lambda_1 \text{sun}}^{\lambda_2} \cdot E_{\lambda_1 \text{sun}}^{\lambda_2} + \text{Offset}(T) \quad (9)$$

Esta ARF está referenciada a un sistema de coordenadas centrado en cada sensor individual. Seleccionando un sistema de referencia para el sensor completo, podremos expresar todos los canales de acuerdo a:

$$I(T, \phi, \theta, E_{\text{sun}}) = ARF(\phi, \theta) \cdot TRF(T) \cdot R_{\lambda_1 \text{sun}}^{\lambda_2} \cdot E_{\lambda_1 \text{sun}}^{\lambda_2} + \text{Offset}(T) \quad (10)$$

donde ϕ es el ángulo cenital medido respecto al eje z del OH, y θ el ángulo en acimut definido según la siguiente figura:

Figura 7-18. Sistema de referencia del sensor DREAMS-SIS.

Las funciones angulares y térmicas se definen de tal forma que la ARF valga 1, a incidencia normal (se normaliza su valor máximo $AM0$) y TRF vale 1, cuando la temperatura es la alcanzada en las condiciones anteriores es decir alrededor de $\sim 40^\circ\text{C}$ (dato experimental).

Calibración de la Responsividad a incidencia normal

Se calcula en primer lugar la responsividad ($R_{\lambda_{1\text{sun}}}^{\lambda_2}$) para cada uno de los canales, a incidencia normal y temperatura constante. Se utiliza un simulador solar de referencia al que se aplican filtros neutros para obtener distintas irradiancias (W/m^2) y así, obtener varios puntos para ajustar la responsividad linealmente.

El simulador solar denominado EP7 [GRA 08], pertenece al *Space Solar Cell Testing Laboratory* (SPASOLAB), laboratorio de referencia en calibración y testeo de células solares de la ESA en el INTA. Esta “lámpara” se clasifica según la norma de referencia de la Agencia [ECS 12], como un simulador $AM0$ de Clase A. La primera parte de la denominación ($AM0$), hace referencia a la potencia de emisión y su espectro, que son coincidentes a los que ofrece el Sol justo antes de la atmósfera terrestre. La “Clase” hace referencia a la exactitud del espectro generado por la lámpara, a la uniformidad de su irradiancia y a su estabilidad temporal.

Figura 7-19. Niveles de intensidad y su espectro conseguidos en EP7.

El sensor se coloca en un sistema robótico especialmente diseñado para la calibración del sensor ($0,02^\circ$ de resolución). Se trata de un sistema que tiene dos grados de libertad y que permite situar al sensor en cualquier posición con respecto al haz del simulador. Esto permite que una vez el sensor ha sido alineado con respecto al sistema de calibración, se pueda colocar las caras de los canales en la posición necesaria en cada caso. En éste concretamente, se sitúa cada elemento sensible a incidencia normal con respecto al haz del simulador.

Figura 7-20. Grados de libertad del sistema de calibración DREAMS-SIS.

Antes de proceder con las distintas medidas que se hacen para un número de orientaciones de acuerdo a un conjunto de pares (φ, θ) , se busca la posición del máximo real de cada canal. Esto permite detectar si el sistema está alineado incorrectamente, o bien detectar montajes erróneos durante la fase de integración de los conjuntos opto-mecánicos.

El procedimiento de medida consiste en situar cada detector en su posición (par θ , φ) y realizar varias medidas para la misma potencia del simulador. Una vez realizadas todas las medidas, se introducen distintos filtros neutros y se repite el proceso por cada uno de ellos (Figura 7-21), consiguiendo varias intensidades que permitan realizar un ajuste lineal cuyo resultado se muestra a continuación:

	UV East	UV South	UV West	NIR East	NIR South	NIR West	Top
R_{sun} (Am^2/W)	$1.029 \cdot 10^{-7}$	$2.087 \cdot 10^{-7}$	$2.048 \cdot 10^{-7}$	$1.429 \cdot 10^{-6}$	$1.394 \cdot 10^{-6}$	$1.333 \cdot 10^{-6}$	$5.438 \cdot 10^{-7}$
Std. Error	$7.2 \cdot 10^{-10}$	$8.7 \cdot 10^{-10}$	$5.2 \cdot 10^{-10}$	$3.3 \cdot 10^{-9}$	$2.5 \cdot 10^{-9}$	$3.1 \cdot 10^{-9}$	$7.2 \cdot 10^{-9}$

Tabla 7-5. Resumen de resultados de la calibración de la responsividad del sensor DREAMS-SIS FS.

Figura 7-21. Calibración de Responsividad a incidencia normal DREAMS-SIS FS.

Calibración Térmica

Con este ensayo se obtiene la TRF de los detectores del SIS, así como su offset, la corriente de oscuridad en función de la temperatura y la calibración del sensor de temperatura.

La configuración del test constaba de una cámara de vacío térmico, dotada de una ventana de cuarzo de 50cm de diámetro, donde se instalaba el cabezal óptico del sensor. La ventana se situaba debajo del simulador solar cuya respuesta a la altura del sensor había sido caracterizada previamente. Acto seguido, se realizaba varios ciclos de purga en vacío, para eliminar la humedad de la cámara y se procedía a realizar un ciclo en vacío, de 40° a -110° y viceversa.

Inicialmente se diseñó la prueba con distintas orientaciones de los canales del sensor: colocando el sensor en su posición horizontal (canal Top a incidencia normal) y luego, utilizando una cuña fija de aluminio, colocar el sensor a 60° para que los canales laterales quedaran perpendiculares al haz del simulador solar que penetra por la ventana.

Figura 7-22. Calibración térmica de DREAMS-SIS.

Sin embargo, la cuña no estuvo lista para la calibración final del modelo FS. Para los canales TOP y NIR la posición horizontal era suficiente para la calibración y su comportamiento con la temperatura era muy similar, como se esperaba (todos los canales emplean el mismo fotodiodo). Sin embargo, el comportamiento de los UVA distaba mucho del resto, presumiblemente por algún reflejo no controlado en la cámara.

Para subsanar esto, se calibró posteriormente el modelo de campo (*Field Campaign Model* – FCM) con la cuña, permitiendo situar los sensores laterales UVA en posición normal al haz del simulador. En esta ocasión, el comportamiento era equivalente al resto de canales y con estos datos se ajustaron los canales del modelo FS.

Figura 7-23. Calibración del FS sin cuña (izquierda) y con la corrección del FCM (derecha).

Debido a esta aproximación, la exactitud o *accuracy* de estos canales no resultó tan buena como para los canales NIR o el TOP. Para el cálculo del offset, la calibración de la corriente de oscuridad y del sensor de temperatura, se repitió el ciclo térmico otra vez pero apagando la fuente de luz y tapando cuidadosamente la ventana.

Los canales ópticos eran leídos a intervalos regulares. Una vez procesadas las señales se ajustaron a la ecuación típica de estos dispositivos que considera tanto el offset del acondicionamiento (parte lineal), como el aumento de la corriente de oscuridad con la temperatura (parte exponencial solo apreciable en los canales con mayor ganancia).

Figura 7-24. Ajuste de las señales de offset de los canales de DREAMS-SIS FS.

Este valor comparado con los valores que tienen las señales cuando reciben luz es despreciable, siempre y cuando la radiación acumulada no lo incremente hasta valores relevantes. Para monitorizar esta posible degradación, como se ha explicado anteriormente, se incluía un canal *Dark Current* que consiste en un fotodiodo que permanece a oscuras en el interior del sensor, para medir los daños por desplazamiento e inferir la dosis ionizante total acumulada [JIM 12]. Estos daños por desplazamiento se manifiestan en un aumento de la corriente de oscuridad con la radiación.

Figura 7-25. Ajuste de las señales del canal DARK para estimar TID [JIM 10] durante el viaje a Marte.

Calibración Angular

Para esta calibración es esencial que el haz que alcanza el sensor, sea lo más aproximado posible a un frente de ondas plano. Cuanto más lejos esté la lámpara y más puntual sea, menores errores angulares se producirán. Por este motivo, y debido a que se trata de una calibración relativa, se utilizó una lámpara de Xenon en vez del simulador solar, con el que no es posible realizar la mencionada configuración. Como la estabilidad de la lámpara sí que es fundamental en este caso, se activaba con cierta antelación al ensayo y se monitorizaba su irradiancia por si hubiera que realizar compensaciones a posteriori.

La calibración se realizó rotando el sensor para formar el ángulo deseado respecto a la dirección de incidencia de la luz, utilizándose dos aproximaciones:

- Realizando un barrido en forma de cruz sobre cada detector, barriendo $\pm 90^\circ$ de cada uno de los semiejes, en pasos de 1° .
- Realizando un barrido de tipo matriz de los ángulos globales del sensor. Se barrió φ de 0° a 360° en pasos de 5° y θ , de 0 a 120° en pasos también de 5° .

Con los valores obtenidos, normalizando contra el valor máximo a incidencia perpendicular y utilizando métodos de interpolación Delaunay [HUD 06] y Kriging [SAN 05] se obtuvo la matriz de calibración angular de cada canal. En el caso de los laterales, se pueden componer en una única matriz, obteniendo las siguientes composiciones:

Figura 7-26. ARF resultado de la calibración angular de los canales NIR en DREAMS-SIS FS.

Figura 7-27. ARF resultado de la calibración angular de los canales UVA en DREAMS-SIS FS.

Figura 7-28. ARF resultado de la calibración angular del canal TOP UVA en DREAMS-SIS FS.

Resultados de la calibración

Teniendo en cuenta los resultados de la calibración se puede concluir que, para los canales TOP y NIR, a incidencia normal, en la exactitud o *accuracy* de la medida domina la estabilidad y uniformidad de la fuente de luz. En el caso de UV, debido al problema comentado en la calibración térmica, su valor de exactitud se eleva hasta un 2% dominando el efecto térmico.

Sin embargo, para ángulos de incidencia tal que el valor máximo de la ARF ronda el 50%, tenemos que es la calibración angular de los FoV de los canales, el factor que más afecta a las incertidumbres del sensor, subiendo al 3% en el canal TOP, 6% en los NIR y 7% en los UVA.

Estos resultados están muy por debajo del requisito del 10% en la exactitud de cada canal, que se estableció al comienzo de la calibración, por lo que se puede considerar la campaña como totalmente satisfactoria.

		Rango	Ruido (en				
		Dinámico	oscuridad)	Exactitud		Precisión	
Incidencia de la luz		[W/m ²]	[W/m ²]	Value	Unit	Value	Unit
TOP	@ Incidencia Normal		5,75E-03	0,3	%	0,04	%
	@ 50% FoV	0-1050	1,15E-02	3	%	0,1	%
	Luz difusa		7,25E-03	0,0088	%	0,0031	W/m ²
NIR	@ Incidencia Normal		1,05E-03	0,2	%	0,004	%
	@ 50% FoV	0-390	2,10E-03	6	%	0,08	%
	Luz difusa		1,30E-03	0,074	%	0,005	W/m ²
UV	@ Incidencia Normal		3,10E-04	2	%	0,04	%
	@ 50% FoV	0-110	6,21E-04	7	%	0,1	%
	Luz difusa		3,84E-04	0,10	%	0,0011	W/m ²

* It is supposed a solar position accuracy of 1 DEG

Tabla 7-6. Resultados de ruido, precisión y exactitud, de los resultados de la calibración de la del sensor DREAMS-SIS FS [JIM 18].

7.5.2 Calibración de la Actitud del Sensor

La sonda Schiaparelli estaba provista de unos acelerómetros y sensores inerciales para medir la dinámica del descenso. Éstos estaban situados en la parte baja de la sonda junto con el radar de altura. Cuando el artefacto llegaba al suelo, la estructura inferior estaba diseñada para colapsar y amortiguar el golpe.

Este impacto podía afectar a los componentes inerciales y no ser posible obtener la actitud de la sonda en su posición final. Por ello, se decidió modificar el diseño electrónico del PE introduciendo un acelerómetro triaxial que se había utilizado en MetNet. El problema fue que no se pudieron obtener tres canales de medida libres en el esquema electrónico de adquisición de señales ya existente, así que se utilizaron solo dos, que serían suficientes teniendo una buena estimación de la gravedad en Marte (Figura 7-31).

Figura 7-29. Calibración de la actitud DREAMS-SIS PE FS.

La calibración se realizó en dos pasos: por un lado la calibración en temperatura y por otro, la calibración de la respuesta del sensor frente al ángulo de inclinación en cada eje. De esta última se dedujeron las ecuaciones de transformación para pasar del sistema ejes-acelerómetro al sistema ejes-PE.

Figura 7-30. Ángulos entre los dos sistemas coordenados acelerómetro-SIS.

Se podría considerar que el máximo error permitido por una incertidumbre en el conocimiento de actitud estaría definido por la máxima incertidumbre utilizada en la ARF, que era de 1° en la determinación de la posición del Sol. En este sentido se puede transportar este requisito para estudiar como de sensible es el sensor con respecto de la precisión en la obtención de estos parámetros.

Si se considera, por ejemplo, que los cálculos se realizan una vez aterrizada la sonda en Marte con un error de 0.1m/s^2 en el valor usado de gravedad, en esas coordenadas planetarias (valor considerable según Figura 7-31), se traduciría solo en 0.25° en la determinación de la orientación del sensor.

Figura 7-31. Modelo MGM2011 de la gravedad de Marte.

En el caso térmico por su lado, para obtener una incertidumbre de 1° sobre la orientación, se ha de producir una excursión térmica de 12.5°C en la temperatura del acelerómetro. Teniendo en cuenta que la temperatura se está midiendo en el PE y se mide con una precisión cercana a 0.1°C , la corrección térmica hace que también en este caso, se pueda corregir este efecto siendo despreciable su impacto sobre las medidas de irradiancia.

7.6 Análisis de interferencias con el *lander*

La complejidad de la acomodación en el *lander*, estando el OH sobre un mástil de reducidas dimensiones por las limitaciones de masa, hizo inevitable que parte del FoV de los canales tuvieran interferencias, como los depósitos de combustible y sus conducciones, la antena de alta ganancia, etc. Para poder evaluar el impacto sobre las

señales del sensor se abordó el problema desde dos perspectivas descritas en [ALV 16b]:

- Desarrollando un modelo virtual con los elementos del *lander* más representativos para utilizarlo junto con un simulador de trazado de rayos, poder evaluar aquellas superficies que afectaban en mayor medida debido a los reflejos y como estimar las incertidumbres que podían producir en las medidas (Figura 7-32).
- Construyendo una maqueta a tamaño real con los principales elementos susceptibles de general reflejos, para estudiar y validar las simulaciones de manera experimental (Figura 7-33).

Figura 7-32. Modelo Geométrico del *lander* y sus interferencias (izq.). Skyline de los obstáculos vistos desde la posición de la cara sur del OH.

Se utilizó una lona negra para cubrir los objetos y así obtener un valor de referencia sin reflejos, realizando barridos de más de 60° de elevación para distintos azimuts. El movimiento del Sol se tenía en cuenta durante la prueba compensando su movimiento con el de la maqueta. Luego, se repetía la operación con el acabado blanco tipo difusor como caso peor, y con Mylar dorado como caso más representativo.

Figura 7-33. Maqueta de Schiaparelli escala 1:1 con control de elevación y azimut automático.

Los resultados, tanto de las simulaciones como de las medidas en la maqueta de interferencias del *Lander* [ALV 16b], indicaban que la incertidumbre generada por posibles reflejos estaba en por debajo del 5% de media en ambos canales para cualquier posición del Sol.

Figura 7-34. Distintos barridos en elevación, compensando el movimiento del sol y su correspondiente mapa de incertidumbre relativa.

Estos resultados pusieron de manifiesto la poca influencia que los reflejos tenían en la respuesta del sensor. Gracias a los “mapas” de interferencia generados, se hubiera podido discriminar aquellos datos que, por haber sido obtenidos con el Sol en una determinada posición, fueran susceptibles de ser eliminados del *retrieval* por contener reflejos.

Figura 7-35. Incertidumbre generada sobre el sensor NIR oeste para distintos materiales.

Gráfico generado a partir de las medidas realizadas en la maqueta con los mismos elementos cubiertos con Mylar, o acabados en Blanco, comparando ambos con valor de referencia con acabado en negro.

7.7 Conclusiones

El éxito de un sistema espacial depende en gran medida de los correctos procedimientos realizados en su integración, validación y calibración. Estas tres actividades del proyecto evaluarán si el diseño, la fabricación, la funcionalidad y las prestaciones del sistema cumplen con lo especificado.

Con la información mostrada en este capítulo se puede concluir que las decisiones de diseño adoptadas para el sensor SIS fueron acertadas ya que superó las pruebas de calificación sin tener pérdidas en su rendimiento. Por otro lado, el resultado de la calibración permitió cumplir con los requisitos científicos obteniendo una exactitud a incidencia normal de 0,3%, 0,2% y 2% para los canales TOP, NIR y UVA respectivamente. La precisión para todos los canales se situó por debajo del 0,04%.

Por último, se ha demostrado que las incertidumbres introducidas por posibles reflejos del *lander* están muy acotadas, y que el error en la determinación de la inclinación del sensor respecto de la superficie de Marte es despreciable.

Análogos Marcianos

*Imagen de un dust devil en el desierto del Sahara
(Merzouga-Marruecos).*

8 RESULTADOS EN CAMPAÑA DE MEDIDA EN ANÁLOGO MARCIANO

Este capítulo detalla la campaña de medidas que se llevó a cabo antes del amortizaje de la misión ExoMars 2016, para validar los principios de medida del sensor DREAMS-SIS, en un ambiente representativo del que la unidad tendría en la superficie de Marte.

Se presentan los resultados con los ajustes del modelo para el cálculo del AOD. También se presenta la comparación realizada con instrumentos de referencia transportados in-situ, que demuestran que los resultados ofrecidos por el *retrieval* son acertados. Se compara de la misma forma los resultados de estos instrumentos con un método rápido de la obtención de la irradiancia total en la superficie y se plantean ideas para la estimación rápida de parámetros libres, para la mejora de la convergencia del algoritmo de retrieval.

8.1 Análogos Marcianos en la Tierra

Un análogo marciano es una localización terrestre donde se dan una serie de condiciones que pueden ser similares a las de la superficie de Marte [FAR 03] y [MAR 08]. Normalmente se buscan parámetros concretos que sean asimilables, y nos sirvan para poder realizar estudios y experimentos representativos.

Ejemplos representativos de la composición de la superficie del planeta rojo se encuentran en Rio Tinto (Huelva), Volcán de Kilauea (Hawái), Salten Skov (Dinamarca), etc.

Para la campaña de medidas de campo de DREAMS se seleccionó Merzouga (31° 12' 3.4"N, -4° 1' 38.0"E), localidad de Marruecos que se sitúa en el comienzo del área de dunas del desierto del Sahara. Es una zona ideal para el estudio del polvo en suspensión ya que es propensa a la aparición de *dust devils* y tormentas de polvo, y la atmosfera está generalmente limpia de todo tipo de aerosoles relacionados con la polución. En este sentido, reproduce unas condiciones similares a la atmosfera de Marte para los canales de infrarrojo cercano (NIR), si bien debido a la dispersión Rayleigh de la atmosfera, el modelo marciano no puede ser utilizado para compararse con las señales que se obtuvieran en la campaña en los canales de ultravioleta (UVA). Por otro lado, el tipo de nubes en altura que el sensor era capaz de discernir no se dan en esta área geográfica, por lo que esta capacidad no pudo ser evaluada durante la campaña.

8.2 La campaña de medidas de Merzouga

La campaña de medida tuvo lugar en julio de 2014 durante 6 días, donde aproximadamente 3 de ellos no se consideraron válidos debido a la presencia de nubes bajas que hacían perder la representatividad de las medidas.

Junto con el sensor DREAMS-SIS, se transportaron varios equipos comerciales de referencia, entre los que se encontraba un fotómetro de la compañía CIMEL (modelo

de referencia en las estaciones AERONET- *Aerosol Robotic Network*), un fotómetro MicrotopsII Modelo 512, y un par de piranómetros CMP 11, de la empresa Kipp & Zonen (uno dispuesto para medir radiación global y el otro con un anillo de sombra para obtener solo la difusa).

Desafortunadamente, debido a las inclemencias del viaje en coche desde Casa Blanca, el CIMEL se malogró y no llegó a funcionar completamente. Solo se pudieron obtener unos pocos minutos de medidas durante la mañana de un par de éstos días.

Figura 8-1. Imagen que muestra la configuración de la campaña de medida, con el sensor DREAMS SIS en el mástil y el resto en el suelo de la azotea de un edificio.

Los distintos instrumentos fueron colocados en la azotea de un edificio, utilizando un mástil de 2,5m de alto para intentar evitar las interferencias del mismo sobre el sensor (Figura 8-1).

8.3 Validación de los principios de medida propuestos

Evidentemente la duración de esta campaña no fue todo lo extensa que debería, pero fue suficiente para validar el principio de medida del AOD. Se trató por parte del equipo de trabajo en realizar una posterior campaña de larga duración en el centro del INTA en el Arenosillo, Huelva, pero fue interrumpida a los pocos días de la instalación del sensor debido a un grave incendio que afectó al complejo, y al modelo de campo del sensor, destruyéndolo parcialmente.

8.3.1 Estimación del AOD

Para realizar las medidas, como se ha comentado anteriormente, se instaló el modelo de campo del OH (*Optical Head Unit*) en lo alto de un mástil, de altura suficiente, para que la azotea del edificio afectara lo menos posible a las medidas del sensor.

Figura 8-2. Unidad OH de DREAMS-SIS, modelo de campo, instalado sobre un goniómetro orientado: norte sensor – norte geográfico, y sensor piranómetro de referencia.

La orientación del OH, se eligió tal que el norte geográfico correspondiera con el norte del sensor. Para su actitud, se pensó comenzar con una posición horizontal e ir variándola en los siguientes días. Sin embargo, esta aproximación no se pudo llevar a cabo debido a los pocos días útiles de medidas que se dispusieron y por tanto, para los resultados expuestos, el sensor permaneció nivelado horizontalmente.

En las medidas realizada el 26 de julio, que aparecen en la Figura 8-3, se puede observar cómo los datos obtenidos del sensor se comportan tal y como se había visto en las simulaciones. En este caso, y dada su orientación, se ve como el Sol aparece por el este geográfico elevando significativamente el valor de la señal *East* al entrar la aureola solar parcialmente en su campo de visión o FoV. A medida que avanza el tiempo hacia el mediodía, la contribución en el canal *East* decrece y aumenta paulatinamente la señal en la cara *South*, pero debido a la altura que describía el Sol en esa época del año su posición no acaba de entrar en su FoV. Por último, al caer la tarde, el Sol se aproxima al área de visión del canal *West*, haciendo subir su valor significativamente hasta que se llega al ocaso, donde la señal cae a su nivel bajo.

Figura 8-3. Composición de las señales reales observadas en el modelo de campo obtenidas en Merzouga el 26/07/2014.

La justificación de este comportamiento se observa en la Figura 8-4, donde se muestra la proyección, en el plano horizontal, de la trayectoria el Sol respecto de la estructura del sensor, y en la parte superior de la Figura 8-5, se observa esta misma trayectoria proyectada sobre el mapa de los FoV de los tres canales.

Figura 8-4. Trayectoria del Sol del día 26/07/2014 proyectada sobre la estructura del sensor DREAMS-SIS.

Utilizando la metodología descrita en el Capítulo 4 se puede obtener la simulación de las señales de DREAMS-SIS para ser ajustadas, a partir de sus parámetros libres, a

las señales reales. Asumiendo que los parámetros característicos del polvo (r_{eff} , v_{eff} y k^{NIR}) permanecieron estables durante la jornada, se pueden representar las señales del sensor simuladas dejando el AOD como parámetro libre (Figura 8-5). Las señales del canal UVA no fueron incluidos en este análisis debido a su poca representatividad con respecto a lo que se obtendría en Marte, ya que su baja presión atmosférica provoca que el Rayleigh scattering sea despreciable en ambos canales mientras que en Tierra, la opacidad de este parámetro en el canal UVA puede alcanzar valores cercanos a 0.4.

Figura 8-5. Simulaciones de las señales del sensor en función del AOD y su correspondencia con las señales reales del día 26/07/2014.

Los resultados de la Figura 8-5 muestran valores de AOD entre 0.4 - 0.5 durante la mañana (fotografía a las 8 h) y valores de 0.8-0.9 en la tarde (fotografía 16 h) cuando, al igual que en los posteriores días de observación, se levantaron tormentas de polvo aumentando significativamente el espesor óptico.

Para el instrumento Microtops (Figura 8-6, día 26), se observan valores de AOD de 0.53 por la mañana (7:50h) y 0.86 en la tarde (17:20) de ese día, así como los correspondientes a los dos días consecutivos 27 y 28.

En este caso, en vez de ajustar las curvas para todo un día y obtener un AOD medio diario, se optó por hacer el ajuste en tres tramos de 4 horas, obteniendo tres AOD medios durante el día, representados en la Figura 8-6 por un aspa verde. En cada uno de esos intervalos, existe un sensor que provee información de luz directa más difusa, en tanto que los otros dos sensores proveen información de difusa. Esto es relevante precisamente porque la clave para la estimación del AOD es la diferente evolución de las irradiancias directa y difusa en función de éste, tal como se mostró en el capítulo 4. De hecho, es posible realizar el ajuste usando sólo uno de los detectores en cada intervalo, aquel por cuyo FoV entra el Sol durante parte del intervalo. Esta es una primera ventaja del concepto de sensor sectorizado propuesto en este trabajo: disponemos de señales dadas por un único detector que comprenden un espacio de tiempo menor que un día (o Sol, en Marte), en las cuales existe contribución de luz tanto directa como difusa. Aunque en el canal South, el Sol no llega a entrar completamente en su FoV, podemos de dar en el caso de DREAMS-SIS, hasta 3 estimaciones diarias del AOD.

Figura 8-6. AOD medio estimado para periodos de 4 horas (aspas verdes) y estimación de tiempo real (línea roja) analizando variaciones de las señales sobre el valor medio y utilizando el modelo del SIS. Comparativa con el dato obtenido por Microtops y algunos datos del CIMEL.

Los datos de Microtops en la Figura 8-6 se representan con un punto negro junto con la barra de incertidumbre que indica su calibración. Para ajustar las medidas de AOD de este instrumento que mide en 1020 nm, frente a la banda ancha que utilizaba el canal NIR del sensor DREAMS-SIS de 700-1100 nm, se utilizó un pequeño factor de corrección de un 10%. Este factor fue definido utilizando las pocas medidas obtenidas con el CIMEL, que es capaz de estimar el AOD en 670, 870 y 1020 nm. Estas medidas del CIMEL se pueden observar en la Figura 8-6, señaladas con un aspa azul para la longitud de onda de 870nm, en torno a las 8 a.m. de los días 26 y 28.

El procedimiento empleado asume que el resto de parámetros (la distribución de tamaños y el índice de refracción) no cambiarán a lo largo del día, utilizando un valor de referencia. Así pues, una vez realizada una primera estimación de un AOD promedio (en este proceso se ajustan todos los parámetros libres), podemos tratar de estimar la evolución de dicho AOD en tiempo real (en tantos momentos como instantes de muestreo de las señales del SIS tengamos) dejando fijos esos otros parámetros y analizando cuál es el AOD que mejor ajusta a las variaciones de nuestras señales. Y aquí surge otra vez la potencia de disponer de un sensor sectorizado.

Recuérdese de nuevo que para poder estimar de manera fiable el AOD necesitamos recibir luz tanto directa como difusa en algunos intervalos, con intervalos en que sólo haya difusa. Si nos basamos en un único detector, los intervalos en que sólo recibimos luz difusa y aquellos en que se recibe también directa, son diferentes en el tiempo. Luego estamos asumiendo que el AOD no ha cambiado durante ese intervalo (por eso hablamos de un AOD promedio). No obstante con un sensor sectorizado disponemos, en el mismo instante de tiempo, de medidas simultáneas de un detector que recibe directa, y otros que sólo reciben difusa. Por lo tanto existe información suficiente para, realizando un ajuste simultáneo de todos los detectores, deducir la evolución en tiempo real del AOD.

Una forma más intuitiva de ver que esto es así, es de hecho analizar el ratio de señal entre el detector que en un momento dado tiene el Sol en su FoV, y la suma de los otros (que no lo tienen). La Figura 8-7 muestra estos ratios tomando por la mañana el detector *East* y por la tarde el *West*, como detectores con contribución de luz directa.

Figura 8-7. Ratio entre la señal generada por el detector que tiene el Sol en su Fov y la suma de los otros dos, y mismo ratio simulado para diferentes AOD.

Como puede observarse, también empleando estos ratios llegamos a valores de AOD que evolucionan de aproximadamente 0.5 a las 8 de la mañana, a 0.9 a las 16 h,

en consonancia con el hecho de que el aspecto más relevante para la estimación del AOD (fijados el resto de parámetros) es esa relación entre luz directa y difusa.

Un ejercicio adicional que se hizo, fue estimar el AOD “tiempo real” (una vez fijados el resto de parámetros) basándose sólo en la evolución de la señal de cada detector (por lo tanto, 3 señales) y también en los ratios antes indicados. Con esas 5 estimaciones se calculó el valor promedio de todas ellas para cada instante del tiempo, y la dispersión de resultados (desviación estándar) del conjunto de estimaciones con respecto a la media. Si bien 5 estimaciones no son un número elevado, con este ejercicio se pretendía únicamente ofrecer un valor aproximado de la incertidumbre de la estimación del AOD. Dicha incertidumbre resultó ser de entre un $\pm 13\%$ y un $\pm 18\%$ dependiendo del día. Este último valor es el representado por las líneas magenta en la Figura 8-6.

8.3.2 Medidas de irradiancia absoluta

El detector TOP de la unidad OH se utiliza para proporcionar una estimación de la irradiancia total, entendiendo esta como la irradiancia directa y difusa, medida con toda la banda de detección del silicio del que se compone el fotodiodo utilizado (de 190 a 1100 nm). De los resultados de la calibración de este canal TOP, mostrados en el Capítulo 7, se puede representar su respuesta frente al ángulo solar tal y como se muestra en la Figura 8-8. En esta figura se puede apreciar la poca variación en la irradiancia para distintos ángulos cenitales solares, lo que permite realizar la aproximación de obtener un valor de irradiancia en función de un único factor de conversión multiplicado por la señal recibida en el sensor, sin importar en ángulo que el Sol forma con el mismo (siempre que este sea $< 50^\circ$). El grosor de la línea dibujada en la figura se debe a que es la superposición de múltiples cortes (respuesta barriendo SZA) para distintos valores de ángulo acimutal.

Figura 8-8. Respuesta angular del sensor TOP extraída de su calibración en función del SZA para todos su acimuts (están superpuestos y de ahí el grosor de la línea) [JIM 18].

Como prueba de este concepto, se comparó la medida de este detector contra los dos piranómetros de referencia, situados en posición horizontal. Uno de ellos se instaló con un anillo de sombra para medir luz difusa. El otro se situó para medir luz total y de este modo, se pudo estimar la luz directa restando las medidas de ambos.

Para las medidas del sensor DREAMS-SIS no se aplicó el coeficiente de corrección de su ARF, sino solo su responsividad a incidencia normal. Para el caso de los piranómetros, la contribución directa fue corregida de acuerdo al coseno del SZA y después se añadió su contribución difusa.

La comparación de la medida de irradiancia total calculada con los piranómetros y calculada por el método propuesto de DREAMS-SIS, se representa en la Figura 8-9. Tal como se esperaba, las diferencias entre las dos medidas son inferiores al 10% mientras que el SZA se encuentra en valores inferiores a 50° y se mantiene por debajo del 15% incluso para SZA cercano a 80°.

Figura 8-9. Comparación medida de irradiancia mediante el detector superior de SIS y dos piranómetros con y sin anillo de sombra.

Por tanto, este detector con su difusor esférico permite de manera muy simple dar la misma medida que normalmente se obtiene con piranómetros, elementos de sombra y conocimiento del SZA.

8.4 Métodos experimentales para estimación de valores iniciales en parámetros libres

Tal y como se expuso en el capítulo 4 hay una serie de parámetros del modelo, que son los de orientación del sensor y los posibles factores de degradación de sus detectores, que aunque pueden incluirse como parámetros libres a la hora de realizar el ajuste, es conveniente poder estimar a priori para facilitar el mismo.

8.4.1 Orientación del sensor

Para definir la orientación del sensor se estableció un marco de referencia en el que el eje Y apuntaba al norte, el X al este y el Z al cenit. Los 3 ángulos utilizados para definir la orientación del sensor, son:

- α : una primera rotación respecto del eje Z primario.

- β : segunda rotación, respecto del nuevo eje Y tras la anterior rotación.
- γ : rotación respecto al nuevo eje Z.

En todos los casos, el sentido de giro se define como positivo de acuerdo a la regla de la mano derecha (rotación positiva en torno a Z implica que el eje X se mueve hacia Y, y en torno al eje Y implica que el Z se mueve hacia X).

Gracias al acelerómetro incluido en el PE (y asumida conocida la orientación relativa PE-OH) era posible conocer los dos últimos ángulos de manera directa como:

$$\gamma = \tan^{-1} \left(\frac{Acc_X}{Acc_Y} \right)$$

$$\beta = \sin^{-1} \left(\frac{Acc_X}{g \cdot \sin(\gamma)} \right)$$

Donde Acc_X y Acc_Y son las aceleraciones medidas por los ejes X e Y del acelerómetro y g la gravedad de Marte (ya fue analizado el error que introducía la incertidumbre en el conocimiento de dicha gravedad, resultando despreciable).

Faltaría por conocer α . Este ángulo puede estimarse, no obstante, si se analizan las señales de los 3 detectores de SIS y se buscan, a lo largo de los primeros soles, aquellos momentos del día en que dos señales se cruzan. En otras palabras, conocidos los otros dos ángulos y por supuesto la posición exacta del *lander* en Marte (y con ello la trayectoria solar aparente), habrá momentos concretos del día en que el Sol esté situado en una posición simétrica respecto de dos detectores. En esos momentos, independientemente (hasta cierto punto) de cuáles sean las condiciones atmosféricas, ambos detectores recibirán aproximadamente la misma cantidad de luz difusa, directa y circumsolar. Por tanto, sus señales deberían coincidir. Dicha coincidencia se producirá a una u otra hora del día, en función del valor de α . Nótese que en este razonamiento se presupone que los detectores de una misma banda espectral tienen idéntica respuesta. La realidad será que tendrán pequeñas diferencias, pero estas han sido medidas en la calibración y pueden tenerse en cuenta.

La Figura 8-10 muestra, como ejemplo, los instantes de tiempo en que, para la localización de Merzouga (Marruecos) en que se llevó a cabo la campaña de medidas del SIS, se esperaría ver los cruces de señal, en función de α . Se muestran los tres pares de cruces (*East=West*, *South=West*, *South=East*), y todos ellos para un amplio rango de AOD, entre 0 y 1. En este caso los otros dos ángulos se mantienen a cero (rotación en plano horizontal). Tal como se muestra, el hecho de que haya uno u otro AOD no modifica demasiado el resultado.

Figura 8-10. Instantes de tiempo en que se esperaría ver el cruce de cada par de señales, en función de α y para varios AOD, en la localización de Merzouga.

Obviamente β y γ ni serán 0 ni se habrán calculado con absoluta precisión (ni los aplicables al PE, ni la diferencia de orientación PE-OH). Por ello conviene considerar cierto margen de error en su determinación. La Figura 8-11 muestra el error que se obtendría en la determinación de α para dos escenarios diferentes. El primero (izquierda) supone un aterrizaje horizontal ($\beta = 0$) y sin rotación γ tampoco. El segundo sin embargo (derecha) se calculó con una inclinación $\beta = 10^\circ$ y una rotación posterior $\gamma = 60^\circ$.

Figura 8-11. Error en la estimación de α para dos conjuntos distintos de valores β , γ .

Para la estimación se analizó el tiempo de cruce *East=West*. En ambos casos, se ha centrado α en 180° porque en la Figura 8-10 se observa que para ese valor es cuando la curva *East=West* es más horizontal, esto es, un error en la determinación del tiempo de cruce conlleva un error mayor en la de α . Esto implica que se ha analizado un caso peor. Como puede apreciarse, la estimación de α se realiza en cualquier caso con un error inferior a 4° .

8.4.2 Estimación de la degradación de los detectores por deposición de polvo

Como se decía antes, los primeros soles de misión serían empleados para determinar α , antes de que la deposición de polvo comenzase a tener relevancia. A partir de entonces, este mismo procedimiento puede utilizarse para estimar el ratio entre los factores de degradación por polvo de los diferentes pares de detectores. Es decir, si se esperaría que en un instante determinado del tiempo los sensores *East* y *South* diesen el mismo valor (o el correspondiente en base a sus diferentes responsabilidades a inicio de la misión) y en lugar de eso la cara *East* ofrecía un valor un 1% superior, significaría que su coeficiente de degradación por polvo era un 1% menor que el de la otra cara.

Por tanto, el procedimiento puede emplearse si no para conocer los valores exactos de los factores de degradación, sí al menos sus ratios.

8.5 Conclusiones

En este capítulo se han presentado los resultados de la campaña de medidas llevada a cabo en un “análogo marciano”, esto es, una localización en la Tierra en la que se dan condiciones similares a las que se tendría en Marte, al respecto de lo que se pretende medir. Dicha campaña fue llevada a cabo durante 6 días en el desierto del Sáhara, en época de tormentas de polvo.

Los resultados obtenidos con el SIS fueron comparados con los medidos con instrumentación de referencia, tanto en lo que respecta a la estimación del AOD como la medida de la irradiancia global (directa más difusa). En ambos casos los resultados de SIS mostraron una buena concordancia con los de los instrumentos de referencia.

Con esta campaña quedaron por tanto validados los principios de funcionamiento propuestos para el SIS. Se obtuvieron tanto estimaciones promedio del AOD para intervalos largos, como de sus variaciones en tiempo real. Asimismo se verificó la enorme calidad de señal del sensor, que llegaba a ofrecer entre 20 y 21 bits limpios de ruido, según canales.

Para terminar, se ha mostrado un método experimental para estimar los valores de los parámetros relativos a la orientación y a la degradación por polvo, de manera que se reduzca el número de parámetros libres del modelo y se facilite el ajuste.

La imagen que no se dio

*Vista artística del aterrizaje del módulo Schiaparelli sobre
la planicie de Meridiani Planum. Lamentablemente el
descenso de la sonda tuvo un desenlace más dramático.*

ESA.

9 RESULTADOS EN VUELO

En este Capítulo se presenta un extracto de las pocas telemedidas recibidas durante la vida operativa del *lander Schiaparelli*, que corresponde al periodo de su viaje a Marte.

Se mostrará que la sonda *Schiaparelli* y el instrumento DREAMS funcionaron perfectamente incluso hasta segundos antes de llegar a la superficie. Se explicarán los motivos por los cuales la sonda acabo estrellándose.

Por último se repasa cual hubiera sido la operación del sensor en la superficie, mostrando cómo se definieron las tablas de observación para lo que se tuvo que realizar un ejercicio de optimización entre la energía disponible, los pases de los orbitadores que harían de relé de comunicaciones, la cantidad de datos generada y, por supuesto, las preferencias de cada uno de los instrumentos que conformaba la estación meteorológica DREAMS.

9.1 Introducción

El instrumento DREAMS tenía dos modos de funcionamiento definidos: el modo CRUISE (crucero), y el modo SURFACE (superficie). El modo CRUISE fue diseñado para ser activado durante el viaje a Marte, para verificar el estado del experimento y actualizar las tablas de operación en superficie (*Mission Time Lines* - MTLs). Por su lado, el modo SURFACE fue diseñado para desarrollar las actividades del instrumento autónomamente en la superficie de Marte. La operativa estaba diseñada de manera muy sencilla: inmediatamente después del aterrizaje, el ordenador de a bordo del EDM encendería el instrumento DREAMS, le suministraría el tiempo de referencia y en ese momento, mandaría el comando de paso a modo SURFACE.

DREAMS fue activado ocho veces durante su viaje a Marte para comprobar su estado, realizar calibraciones de instrumentos y cargar remotamente nuevas MTLs. Durante esas activaciones, todos los sensores del instrumento fueron leídos correctamente y las operaciones de telecarga fueron realizadas con éxito.

En las activaciones se pudo obtener medidas para las calibraciones del DREAMS-P Y DREAMS-H. El sensor de viento fue encendido en su modo de bajo consumo para no dañarlo por sobrecalentamiento. En el sensor μ ARES se evaluaron sus medidas de ruido y señales de *housekeeping*. Y en DREAMS-SIS, se comprobó que todas sus medidas fueran nominales en condiciones de oscuridad. La Figura 9-1 representa las distintas comprobaciones o *checkouts* realizadas durante el viaje al planeta.

Figura 9-1. Fechas de las distintas activaciones del instrumento DREAMS durante su viaje a Marte. [BET 18].

9.2 Telemedidas de DREAMS-SIS en el viaje a Marte

Para el tratamiento y análisis de las telemetrías recibidas, se desarrollaron las correspondientes herramientas automáticas capaces de leer los ficheros originales y entregar los valores de los datos (a) en crudo (datos *raw*), generalmente en forma de tensiones leídas por el ADC para cada canal de información, (b) valores denominados pre-procesados (magnitudes realmente medidas, por ejemplo fotocorriente de un detector, o resistencia de una PT-1000) y (c) calibrados (magnitudes físicas a que correspondían, tales como irradiancia en W/m^2 o temperatura). Toda esta información, junto con la necesaria para la interpretación de los datos en crudo, es volcada al *Planetary Data System* (PDS) para posibilitar su acceso y utilización a la comunidad científica internacional.

En las siguientes figuras se muestran algunos ejemplos de estas informaciones. Su principal función era la de confirmar el buen estado de salud del sensor. Todas las señales correspondientes a fotodetectores debían corresponder lógicamente a las esperables en condiciones de oscuridad. Más interesantes de cara a verificar la salud eran las señales de *housekeeping*, como tensiones de alimentación o temperaturas. Un dato interesante es el de la pseudo desviación estándar calculada para cada canal, en base a las 4096 muestras adquiridas durante su adquisición. Esta información permitió verificar la excelente calidad de las señales.

Las siguientes figuras muestran algunas de estas informaciones, obtenidas concretamente el 21 de septiembre de 2016, fecha del último chequeo antes de la llegada a Marte.

Figura 9-2. Telemidida de una de las tensiones de referencia. Izquierda: dato en crudo. Derecha: valor real.

Figura 9-3. Telemidida de una rampa de calibración generada internamente con un DAC.

Figura 9-4. Corriente de oscuridad del sensor de daños por desplazamiento. Izquierda: dato en crudo. Derecha: valor real.

Figura 9-5. Temperatura de la unidad PE. Izquierda: dato en crudo. Centro: preprocesado (resistencia de PT-1000). Derecha: valor real (°C).

Figura 9-6. Fotodetectores de irradiancia total (arriba) y NIR cara *East* (abajo). Izquierda: dato en crudo. Centro: preprocesado (fotocorriente). Derecha: irradiancia a incidencia normal

De estos resultados se deduce que el comportamiento del sensor durante el viaje, y hasta pocas horas antes de iniciar el descenso, era totalmente nominal. Las medidas de todos los canales se mantuvieron en todo momento en sus valores típicos y los niveles de ruido fueron realmente bajos.

Por otro lado, el sensor para la estimación de los daños por desplazamiento, aun cuando no se pudo realizar un ajuste preciso al no disponer de medidas en un rango amplio de temperaturas (como sí se podría haber realizado en la superficie), indicó que la radiación recibida durante el viaje fue realmente baja. Estos resultados pueden ser comparados con los de los instrumentos RAD de MSL [ZEI 13] y [HAS 13], y FREND y Liulin-MO de TGO [SEM 17] que corroboran que los niveles de radiación durante el viaje, en términos de daños en componentes electrónicos, son menores a los especificados en los requisitos de la misión (ya que se utilizan los peores casos de análisis, así como factores de seguridad altos).

El sensor de daños por desplazamiento incluido en el sensor SIS, se incluyó para monitorizar su degradación por radiación no ionizante tal y como se describe en [JIM 16]. El factor de daños acumulados TNID está relacionado con la modificación de la corriente de oscuridad del fotodiodo. Según aumenta la radiación recibida, la corriente de oscuridad aumenta también, si bien modulada por un factor de recuperación o *annealing*.

La corriente de oscuridad de un fotodiodo como el empleado en SIS, y tal y como se presenta en [JIM 16], puede expresarse con un ajuste exponencial del tipo:

$$I_{dark} = A_o e^{(T-25.7)/R_o} + offset \quad (11)$$

Siendo A_o es la corriente en oscuridad que engloba tanto la corriente de oscuridad del fotodiodo, como el offset de la electrónica que se hubiera medido a 25.7°C, R_o es un parámetro que determina la sensibilidad a la temperatura de la corriente de oscuridad y T la temperatura del detector en grados centígrados.

Figura 9-7. Distintas respuestas de fotocorrientes de oscuridad en función de la radiación acumulada. [JIM 16].

La dosis total no ionizante puede expresarse entonces para el fotodiodo como:

$$TNID = \frac{\Delta A_o}{K_{I_dark} \cdot K_{ann.}} \quad (12)$$

Siendo K_{I_dark} el factor de degradación por los daños por desplazamiento, obtenido mediante la caracterización del fotodiodo en un test de radiación bajo las mínimas características de operación, que en el caso del S5106 polarizado a 0.5V y a temperatura de 16°C fue determinado como $K_{I_dark} = 1.057 \cdot 10^{-19} \text{ Acm}^2$. El factor $K_{ann.}$, denominado factor de recuperación o *annealing*, puede en este caso considerarse despreciable.

Si se representan los valores obtenidos durante el viaje se observa que la variación medida es ínfima en comparación con los niveles especificados por la misión (línea negra Figura 9-8) en cuanto radiación acumulada durante el viaje:

Figura 9-8. Datos obtenidos durante la calibración térmica en INTA (puntos rojos), en la última verificación en tierra integrado el sensor en Schiaparelli (puntos negros) y los distintos *check-outs* (puntos verdes), así como la variación esperada según los datos de misión.

Los datos obtenidos aun cuando no permiten realizar ajustes idóneos sobre todo el rango de temperatura, permiten por un lado corroborar que, en distintos puntos de temperatura para diversos *checkouts*, los datos son coherentes al seguir la misma tendencia que los datos de la calibración del sensor (línea roja). Por otro lado, todos los datos, incluidos los del último *check-out* después del viaje, indican que la radiación recibida en forma de daños por desplazamiento fue ínfima, por debajo del ruido de este canal.

9.3 Operación de DREAMS en superficie.

La operación estaba basada en tres MTLs, almacenadas en la memoria no-volátil de la unidad. Cada una de ellas contenía la operación de un Sol y utilizaba como referencia temporal el *Mars Local True Solar Time* - MLTST ([ALL 97] y [ALL 00]). De esta forma las distintas adquisiciones del instrumento estarían correladas con eventos locales tales como el amanecer, el atardecer o el mediodía solar en Marte. Las medidas que fuera haciendo el instrumento de los distintos sensores, serían almacenadas en la memoria no volátil a la espera de poder enviarlas al módulo de descenso o EDM. El EDM estaría inactivo hasta un pequeño tiempo antes de producirse un pase de uno de los orbitadores (los tiempos estaba preprogramados y sincronizados con DREAMS), suficiente para que DREAMS descargara los datos en el EDM y éste a su vez en el orbitador, que mandaría la información a la Tierra.

Figura 9-9. MTLs de la misión principal (2 soles) y la extendida (uno más). [BET 18].

Debido a que el tiempo de vida de DREAMS dependía únicamente de su batería, los sensores no permanecían activados continuamente, sino que se encendían únicamente en el momento previsto. Durante el resto del tiempo, la propia unidad de control de DREAMS, la CEU, permanecía en modo dormido e iba “despertando” con los eventos que generaba un *timer* de bajo consumo. Las distintas activaciones preprogramadas fueron el ejercicio de optimización realizado por los distintos sensores para cubrir sus necesidades científicas, pero al mismo tiempo mejorar las sinergias de los tiempos de activación. Las conclusiones de este estudio fueron que las activaciones debían ser más frecuentes durante el día y más largas durante el medio día. También se tuvieron en cuenta adquisiciones largas en los ocasos para favorecer las medidas de humedad y detección de nubes. Estos condicionantes científicos se tuvieron que adecuar a la potencia disponible y al ancho de banda de transmisión en función de los pases, y de ahí se configuraron las versiones finales de MTLs, actualizadas durante el viaje. El resultado final para dos soles (misión principal) estaba compuesto por 43 activaciones de los sensores, de cinco minutos a una hora de duración. El tiempo total de adquisición era de 11 horas y 20 minutos y la cantidad de datos generada se situaba en 118 Mbits. En la siguiente figura se puede ver la

simulación de la energía consumida por DREAMS y los datos generados, durante la operación en los dos soles de la misión principal.

Figura 9-10. Simulaciones de los MTLs en función de consumo eléctrico y datos generados.

9.4 Aterrizaje fallido de Schiaparelli

La siguiente secuencia de hechos proviene del documento editado por el ESA en relación con el accidente del módulo de descenso de la misión ExoMars 2016, con referencia DG-I/2017/546/TTN [ESA 17].

Schiaparelli realizó la entrada en la atmósfera el 19 de octubre de 2016, a las 14:42:07 (UTC). Durante el descenso, la sonda transmitió continuamente la telemetría al orbitador TGO. La transmisión se perdió 43 segundos antes del aterrizaje esperado.

La sonda Schiaparelli realizó la entrada en la atmósfera con el posterior despliegue de su paracaídas que frenó la velocidad a unos cientos de kilómetros por hora. Sin embargo, en esta maniobra, la unidad inercial quedó saturada durante un breve lapso de tiempo debido probablemente a un movimiento brusco en el despliegue del paracaídas, y provocó que el ordenador de abordo no fuera capaz de entender la situación. En vez de mantener los retrocohetes para realizar un aterrizaje suave sobre

la superficie, decidió apagarlos a una altura excesiva, lo que provocó que la sonda se estrellara a gran velocidad (540 km/h).

De hecho, la interpretación del ordenador fue que había aterrizado correctamente y por este motivo apago la propulsión y encendió la carga útil para comenzar las medidas con el primer ciclograma que tenía cargado. DREAMS se encendió correctamente, comenzando a ofrecer telemetría de su consumo con todos los sensores alimentados. El valor era el nominal e idéntico al obtenido en los distintos check-outs durante el viaje por lo que se puede inferir el sensor SIS funcionaba correctamente. Lamentablemente no dio tiempo a que realizara ninguna medida ya que existía un periodo de un minuto de inactividad al inicio del ciclograma antes de comenzar a interrogar a los distintos sensores.

Gracias a la sonda americana MRO y su cámara de alta resolución se pudo localizar la posición exacta del impacto de la sonda (Figura 9-11) y de las distintas partes que la integraban, como puede ser el escudo térmico o el paracaídas.

Figura 9-11. Imagen del instrumento HiRISE a bordo de la nave MRO de NASA, tomada en noviembre de 2016, en la que se aprecia el lugar del impacto del módulo de descenso Schiaparelli.

9.5 Conclusiones

En este capítulo se ha explicado cómo era la operación prevista de DREAMS una vez en Marte, fuertemente condicionada por su corta duración al no disponer de mecanismos de recarga de las baterías. Se ha expuesto cómo este hecho condicionó una planificación de las operaciones coordinada entre todos los sensores que lo componían.

Desafortunadamente, el trágico final de la sonda Schiaparelli aquí resumido impidió disponer de datos científicos en la superficie de Marte. No obstante, sí se recibieron las telemetrías correspondientes a los ocho encendidos de chequeo de salud realizados durante el viaje a Marte. Toda esta información indicaba un perfecto estado de salud de todos los sensores. En el caso de SIS, además, puede decirse que la calidad de la señal era excelente, alcanzándose los 20 o 21 bits libres de ruido en los principales canales de medida.

Rover Mars2020

*Representación artística del nuevo rover de NASA para la
misión Mars2020 donde irá integrado el instrumento
español MEDA.
NASA.*

10 CONCLUSIONES Y LÍNEAS DE INVESTIGACIÓN FUTURAS

En este último capítulo se presentarán las conclusiones del trabajo de investigación que ha sido descrito en esta memoria de tesis. Partiendo de los objetivos identificados en el Capítulo 1, se irán subrayando punto por punto las distintas soluciones innovadoras aportadas por el autor y el grupo de trabajo del sensor DREAMS-SIS.

Se revisarán las líneas de trabajo presente y futuro del autor que seguirán muy ligadas al desarrollo de instrumentación y misiones de exploración planetaria.

Por último, se hace un repaso a los resultados de la actividad investigadora del autor en forma de artículos en revistas y contribuciones a congresos.

10.1 Conclusiones

Se presentan a continuación las conclusiones que se extraen de la exposición realizada en el presente trabajo de la investigación en función de los objetivos propuestos.

Objetivo 1. Concebir un sensor que estime el espesor óptico del polvo en Marte con una resolución temporal por debajo del día.

En el Capítulo 4 se ha descrito la concepción del sensor por parte del equipo investigador. Se han justificado la necesidad de incluir detectores que tuvieran contribuciones de luz difusa y luz difusa más directa al mismo tiempo, a lo largo del día, y de tener los mismos detectores mirando a distintos sectores del cielo para poder estimar de forma unívoca el AOD, independizar al sensor de las degradaciones de sus detectores y aumentar la resolución temporal en la estimación del AOD.

En el Capítulo 4 también se ha explicado el modelo de transferencia radiativa utilizado (desarrollado en un trabajo ajeno a esta tesis) y, en base a simulaciones, se ha demostrado que la propuesta de diseño cumple con el objetivo.

Por último, en el Capítulo 8 se han presentado los datos de una campaña de validación en análogo marciano que, aun con las limitaciones descritas, ha permitido demostrar que el diseño del sensor y su principio de medida es válido, que es compatible con el método de *retrieval* propuesto y que sus resultados son consistentes con los sensores de referencia utilizados.

Objetivo 2. El sensor debe ser capaz de extraer propiedades del polvo en suspensión.

Se ha realizado una descripción detallada del *retrieval* a utilizar en el Capítulo 4. Como se ha visto, el código de transferencia radiativa necesita de las características del polvo para obtener una solución. Estos parámetros se pueden incluir en el algoritmo iterativo como parámetros libres y, como se ha mostrado, los casos propuestos de simulación indican que el algoritmo converge hacia una solución.

En el Capítulo 8 se confirman estas hipótesis al obtenerse unos parámetros del polvo similares a los de la estación más cercana de AERONET.

Objetivo 3. El sensor debe proveer una estimación de la irradiancia absoluta en la superficie de Marte.

En el Capítulo 4 se ofrece un método de obtención de la irradiancia absoluta sin la necesidad de conocer el ángulo solar.

Los resultados de la calibración angular de este canal (TOP) se han presentado en el Capítulo 7, y de ellos se deduce que el diseño es correcto con respecto al objetivo propuesto: el valor del ARF (*Angular Response Function*) para SZA >50 es cercano a 1, o lo que es lo mismo, en ese rango la respuesta del canal es poco dependiente del ángulo.

Los resultados en la campaña de ensayos en análogo marciano descritos en el capítulo 8, demuestran que el método es aplicable con incertidumbres por debajo del 10% cuando se compara con instrumentos de referencia.

Objetivo 4. El sensor debe ser capaz de detectar nubes de CO₂ y agua.

En el Capítulo 4 se explica el *retrieval* que se pretende utilizar para detectar nubes durante el día marciano y ser capaces de detectar su altura en los ocasos, en función del *Color Index* entre los canales UVA y NIR.

Sin embargo, como se ha discutido en el Capítulo 8, este resultado no pudo validarse. Al no existir datos en la superficie del planeta, tampoco se ha podido validar en el entorno final. Se espera que este método pueda validarse en las campañas de campo de los sensores SIS'20 y RDS explicados en el apartado 10.3.

Objetivo 5. El sensor, y por ende sus componentes y materiales, han de ser compatibles con el entorno ambiental de la misión.

En el Capítulo 5 se detallan los requisitos de diseño que se derivan de los condicionantes de la misión, introducidos en el Capítulo 3.

En base a estos condicionantes, se han desarrollado metodologías novedosas aplicadas a la selección y calificación de componentes para su uso en misiones de superficie en el planeta Marte. Estas metodologías han sido exitosas en posteriores campañas de validación, para las misiones Exomas 2020 y Mars 2020, que imponían condiciones incluso más exigentes.

Toda la selección de tecnologías, realizada en base al estudio anteriormente relatado, se han podido validar en su conjunto en sendas campañas de calificación y aceptación de los distintos modelos del sensor fabricados (unidades QM y FM respectivamente). En el Capítulo 7 se detallan estas campañas y los resultados obtenidos.

Objetivo 6. La masa del sensor ha de ser inferior a (26 + 65) g (OH + PE) y consumir una potencia menor de 0.5 W (sensor miniaturizado).

El capítulo de diseño ha presentado todas y cada una de las soluciones adoptadas para conseguir el grado de miniaturización y bajo consumo requeridos, manteniendo las capacidades necesarias para cumplir con sus objetivos científicos. El sensor ofreció además una calidad de señal realmente destacable.

10.2 Líneas de investigación futuras

10.2.1 Líneas de investigación ligadas a misiones en curso

Como en muchas ocasiones, aparentes fracasos acaban generando grandes oportunidades, y ese es el caso de los sensores primero de MetNet (que abrió las puertas a participar en ExoMar 2016) y después del sensor SIS de DREAMS. Después del trabajo desarrollado para estas misiones, y gracias a al conocimiento y experiencia acumulados, ha permitido estar presentes en las próximas grandes misiones al planeta rojo, no solo con sensores evolucionados, sino con numerosas contribuciones que se describen brevemente a continuación:

Misión ExoMars 2020 (ESA/ROSCOSMOS)

En la misión ExoMars 2020, el grupo investigador al que pertenece el doctorando ha conseguido incluir (con el rol de Investigador Principal) un nuevo radiómetro SIS'20, evolución de DREAMS-SIS y otro sensor español desarrollado junto a la Universidad Carlos III de Madrid, denominado Dust Sensor (DS'20) [ARR 17]. Asimismo, se ha ganado el rol de Co-IP con otro instrumento desarrollado junto al Instituto Nacional de Astrofísica de Italia (INAF), concretamente un complejo nefelómetro capaz de medir, de una en una, decenas de miles de partículas de polvo al día y generar estadísticas de tamaños.

Como se ha dicho, SIS'20 es una evolución de DREAMS-SIS que incorpora un mayor número de detectores en diferentes sectores del cielo y bandas espectrales (17 detectores en total), así como un novedoso microespectrómetro que por primera vez ofrecerá medidas de espectro continuo de la luz solar en la superficie de Marte.

En este contexto, la principal línea futura de actividad pasa por la explotación científica de dicho sensor, que supondrá la prueba definitiva de la validez de los principios de funcionamiento planteados y todas las herramientas que los acompañan: el propio sensor, su modelado (resultado de la calibración) y el modelo de transferencia radiativa necesarios para su explotación científica.

Misión Mars 2020 (JPL/NASA)

En la misión Mars 2020 se ha participado del instrumento español MEDA (*Mars Environmental Dynamics Analyzer*) [MAN 14] que consiste en una *suite* de sensores, controlados por un ordenador de carga útil (ICU), que conforman una potente estación ambiental instalada en un *rover* de similares características que MSL.

El sensor desarrollado es el *Radiation and Dust Sensor*, incluido en MEDA, que tratará de determinar también las propiedades del polvo, la presencia de ozono, y la estimación del AOD en diversas bandas desde el ultravioleta al infrarrojo cercano.

El doctorando es el Jefe de Proyecto de este sensor que incluye dos partes diferenciadas [APE 15] y [APE 17]. Por un lado, se encuentra el RDS-DP (*Discrete Photodiodes*) que es una evolución de MetSIS y DREAMS-SIS, compuesto por 8 detectores laterales de la misma longitud de onda que miran a una altura de 20° sobre el horizonte, y otros 8 detectores que miran al cenit en distintas bandas. Por otro lado, se encuentra la RDS-SkyCam, que es la primera cámara que llegará a la superficie de Marte con el exclusivo propósito científico de estudiar su atmósfera. Se trata de una cámara de reserva de la misión MER con una óptica modificada.

Las metodologías de selección y calificación de componentes desarrolladas en el capítulo 6, han sido validadas en una exitosa campaña de resistencia de todos los componentes, materiales y montajes del sensor, durante más de 3000 ciclos de operación en Marte (por tratarse de una misión de muy larga duración). A fecha de escritura de estas líneas, el sensor FM se encuentra integrado mecánica y eléctricamente en el *rover* esperando para partir hacia Marte en julio de 2020.

En ese contexto, nuevamente, la línea de investigación pasa por la explotación científica del sensor, de manera conjunta con el numeroso grupo científico español y estadounidense involucrado en MEDA.

10.2.2 Líneas de investigación sobre nuevos desarrollos

Miniaturización mediante tecnología ASIC

La miniaturización, como ha podido verse en este trabajo, es vital para la exploración planetaria. Colocar un kg de masa en el espacio es extremadamente costoso y difícil; hacerlo en la superficie de un planeta aún más.

Desde 2009 el INTA, a través del Laboratorio de Optoelectrónica primero y el Área de Ingeniería de Sensores Espaciales después, colabora con el IMSE (*Instituto de Microelectrónica de Sevilla*) en el desarrollo de ASICs de señal mixta endurecidos a radiación y frío para la construcción de instrumentos científicos para Marte.

Como líneas futuras de investigación se propone el desarrollo de nuevos radiómetros aún más compactos que los actuales desarrollos (180g SIS'20, 1kg RDS), basados en los integrados obtenidos mediante dicha tecnología, o bien instrumentos de masa similar pero incluyendo nuevas funcionalidades en el mismo espacio.

SIS auto-apuntado

Tener la posibilidad de incluir movimiento en los sensores radiométricos puede suponer un nuevo paradigma en la definición de los mismos. Para hacer una buena estimación de las propiedades de los aerosoles es necesario medir el campo de intensidad en diferentes direcciones, tal y como lo hace sensores como RDS y SIS20. Esto conlleva un elevado coste en espacio, masa y recursos del sistema. Sin embargo, esta configuración podría ser sustituida por un sistema motorizado con un único detector, donde los actuadores basados en piezoeléctricos podrían ser una solución muy interesante debido a sus grandes cualidades en cuanto a masa y tamaño. También proporcionan interesantes configuraciones como que el rotor del motor pueda ser directamente la estructura del sensor. Esto hace que se puedan implementar movimientos sin incorporar prácticamente masa en el diseño, pero es cierto que introduce complicaciones en la electrónica de control.

Esta línea de investigación se ha iniciado ya, realizado una campaña exitosa de ciclos térmicos y baja temperatura sobre esta tecnología. Un posible objetivo final sería el desarrollo de sensores tipo CIMEL, con sistema de apuntamiento y seguimiento automático del Sol.

Desarrollo de sondas compactas para el estudio global de clima marciano

Todos estos sensores miniaturizados para estudios ambientales/climáticos tienen en última instancia un propósito: establecer en algún momento futuro redes de estaciones ambientales por todo el planeta. Al igual que sucede con la meteorología terrestre, sólo contando con dichas redes se producirá un salto cualitativo en el conocimiento del clima de Marte.

Con esta idea en mente, la última línea futura a largo plazo, consiste en el desarrollo de pequeñas sondas en el entorno de los 15-25 kg que pudieran ser enviadas a Marte en grupos de 20 o 30 unidades. Desde el Área de Ingeniería de Sensores Espaciales del INTA, se ha puesto en marcha una iniciativa para retomar el trabajo realizado en MetNet y comenzar una de estas sondas a modo de precursor [ARR 18]. Esta línea de investigación debe permitir además dinamizar un amplio grupo de trabajo en torno al desarrollo de estas plataformas y de la instrumentación que se determine en base a unos objetivos científicos.

10.3 Resultados de la investigación

10.3.1 Revistas nacionales e internacionales

F. Esposito, S. Debei, C. Bettanin, C. Molfese, I. Arruego Rodríguez, G. Colombatti, A.-M. Harri, F. Montmessin, C. Wilson, A. Aboudan, P. Schipani, L. Marty, F.J. Álvarez, **V. Apéstigue**, G. Bellucci, J.-J. Berthelier, J.R. Brucato, S.B. Calcutt, S. Chiodini, F. Cortecchia, F. Cozzolino, F. Cucciarrè, N. Deniskina, G. Déprez, G. Di Achille, F. Ferri, F. Forget, G. Franzese, E. Friso, M. Genzer, R. Hassen-Kodja, H. Haukka, M. Hieta, J.J. Jiménez, J.-L. Josset, H. Kahanpää, O. Karatekin, G. Landis, L. Lapauw, R. Lorenz, J. Martinez-Oter, V. Mennella, D. Möhlmann, D. Moirin, R. Molinaro, T. Nikkanen, E. Palomba, M.R. Patel, J.-P. Pommereau, C.I. Popa, S. Rafkin, P. Rannou, N.O. Renno, J. Rivas, W. Schmidt, E. Segato, S. Silvestro, A. Spiga, D. Toledo, R. Trautner, F. Valero, L. Vázquez, F. Vivat, O. Witasse, M. Yela, R. Mugnuolo, E. Marchetti and S. Pirrotta. The DREAMS Experiment Onboard the Schiaparelli Module of the ExoMars 2016 Mission: Design, Performances and Expected Results. *Space Science Review*, 2018: 214-113.

J. J. Jiménez, F.J. Álvarez, M. Gonzalez-Guerrero, **V. Apéstigue**, I. Martín, J. M. Fernández, A. Fernán, I. Arruego. Calibration OGSE for a Multichannel Radiometer for Mars Atmosphere Studies. *CEAS Space Journal*. 2018. Vol. 10(2): 127-145.

C. Bettanini, F. Esposito, S. Debei, C. Molfese, G. Colombatti, A. Aboudan, J. R. Brucato, F. Cortecchia, G. Di Achille, G. P. Guizzo, E. Friso, F. Ferri, L. Marty, V. Mennella, R. Molinaro, P. Schipani, S. Silvestro, R. Mugnuolo, S. Pirrotta, E. Marchetti, A.-M. Harri, F. Montmessin,

C. Wilson , I. Arruego Rodríguez , S. Abbaki , **V. Apestigue** , G. Bellucci , J-J. Berthelie , S. B. Calcutt , F. Forget , M. Genzer , P. Gilbert , H. Haukka , J. J. Jiménez , S. Jiménez , J-L. Josset , O. Karatekin , G. Landis , R. Lorenz , J. Martinez , D. Möhlmann , D. Moirin , E. Palomba , M. Pateli , J-P. Pommereau , C. I. Popa , S. Rafkin , P. Rannou , N. O. Renno , W. Schmidt , F. Simoes , A. Spiga , F. Valero , L. Vázquez , F. Vivat , O. Witasse. The DREAMS experiment flown on the ExoMars 2016 mission for the study of Martian environment during the dust storm season.2018. *Measurement*. Vol. 122(2018):484-493

I. Arruego, **V. Apéstigue**, J. Jiménez-Martín, J. Martínez-Oter, F.J. Álvarez-Ríos, M. González-Guerrero, J. Rivas, J. Azcue, I. Martín, D. Toledo, L. Gómez, M. Jiménez-Michavila, M. Yela. DREAMS-SIS: The Solar Irradiance Sensor on-board the ExoMars 2016 lander. *Advances in Space Research*. 2017. 60 (1): 103-120.

D. Toledo, I. Arruego, **V. Apéstigue**, J.J. Jiménez, L. Gómez, M. Yela, P. Rannou, J.-P. Pommereau. Measurement of dust optical depth using the solar irradiance sensor (SIS) onboard the ExoMars 2016 EDM. *Planetary and Space Science*, 2017. 138: 33-43

Marina Díaz Michelena, Ruy Sanz, Ana Belén Fernández, Víctor de Manuel, Miguel Felipe Cerdán, **Víctor Apéstigue**, Ignacio Arruego, Joaquín Azcue, José Ángel Domínguez, Miguel González, Héctor Guerrero, María Dolores Sabau, Rolf Kilian, Oscar Baeza, Francisco Ríos, Miguel Herráiz, Luis Vázquez, José Manuel Tordesilla, Pablo Covisa, José Aguado. MOURA magnetometer for Mars MetNet Precursor Mission. Its potential for an in situ magnetic environment and surface characterization. *Física de la Tierra*. 2016. Vol 28: 65-82.

J. J. Jiménez, J. M. Oter, **V. Apéstigue**, C. Hernando, S. Ibarmia, W. Hajdas, J. Sánchez-Páramo, M. T. Álvarez, I. Arruego, and H. Guerrero, "Proton Monitor Las Dos Torres: First Intercomparison of In-Orbit Results", *IEEE Transactions On Nuclear Science*, Vol. 59, No. 4, August 2012, pp. 1092-1098. DIO: 10.1109/TNS.2012.2198241.

Arruego , M. T. Guerrero , S. Rodríguez , J. Martinez-Oter , J. J. Jimenez , J. A. Dominguez, A. Martin-Ortega , J. R. de Mingo , J. Rivas , **V. Apéstigue** , J. Sanchez , J. Iglesias , M. T. Alvarez, P. Gallego , J. Azcue , C. Ruiz de Galarreta , B. Martin , A. Alvarez-Herrero , M. Diaz-Michelena, I. Martin , F. R. Tamayo , M. Reina , M. J. Gutierrez , L. Sabau , J. Torres . OWLS: a ten-year

history in optical wireless links for intra-satellite communications. *IEEE Journal on Selected Areas in Communications*. 2009. Vol. 27 (9): 1599-1611.

10.3.2 Contribuciones a congresos: Charlas

V. Apéstigue. Sun Radiometers Developed by INTA for Planetary Exploration. Europlanet Planetary Instrumentation Workshop. 12-22 de marzo 2019. Saariselkä. Finlandia.

I. Arruego, **V. Apéstigue**, J. Martínez, J.J. Jiménez, A. Martín-Ortega, J.R. de Mingo, M. González-Guerrero, J. Azcue, N. Andrés, F.J. Álvarez, J. Rivas, J. Manzano, F. Serrano, I. Martín, A. Gonzalo, H. Guerrero, S. Espejo, J. Ce-ballos, A. Ragel, D. Vázquez, F. López, A.J. de Castro, F. Cortés. InMARS: a comprehensive program for the development of compact atmospheric probes for Mars. 15th International Planetary Probe Workshop. 11-15 de junio 2018. Boulder. Colorado. USA.

V. Apéstigue, I. Arruego, J. Martínez, J.J. Jiménez, J. Rivas, M. González-Guerrero, F.J. Álvarez, J. Azcue, A. Martín-Ortega, J.R. de Mingo, A. Gonzalo, B. Martín, N. Andrés, L. Bastide, A. Carretero, I. Martín, M.A. Alcacera, J. Manzano, S. Aparicio, R. López Heredero, M. T. Álvarez, P. Manzano, J. Boland, R. Urqui, and J.A. Rodríguez Manfredi. Mars 2020 Radiation and Dust Sensor Technical Overview. The Eight Moscow Solar System Symposium. 9-13 October. 2017. Moscú. Rusia.

C. Bettanini, F. Esposito, S. Debei, C. Molfese, G. Colombatti, A. Aboudan, J. R. Brucato, F. Cortecchia, G. Di Achille, G. P. Guizzo, E. Friso, F. Ferri, L. Marty, V. Mennella, R. Molinaro, P. Schipani, S. Silvestro, R. Mugnuolo, S. Pirrotta, E. Marchetti, A-M. Harri, F. Montmessin, C. Wilson, I. Arruego Rodríguez, S. Abbaki, **V. Apéstigue**, G. Bellucci, J-J. Berthelier, S. B. Calcutt, F. Forget, M. Genzer, P. Gilbert, H. Haukka, J. J. Jiménez, S. Jiménez, J-L. Josset, O. Karatekin, G. Landis, R. Lorenz, J. Martinez, D. Möhlmann, D. Moirin, E. Palomba, M. Pateli, J-P. Pommereau, C. I. Popa, S. Rafkin, P. Rannou, N. O. Renno, W. Schmidt, F. Simoes, A. Spiga, F. Valero, L. Vázquez, F. Vivat, O. Witasse. The DREAMS experiment flown on the ExoMars 2016 mission for the study of Martian environment during the dust storm season. IEEE Metrology for AeroSpace (MetroAeroSpace). 21-23 Junio 2017. Padua. Italy.

J. J. Jiménez, F. J. Álvarez, M. Gonzalez-Guerrero, **V. Apéstigue**, I. Martin, J. M. Fernández, A. A. Fernán, and I. Arruego. Calibration OGSE for a multichannel radiometer for Mars

atmosphere studies. International Conference on Space Optics — ICSO. 18TH- 21ST October 2016. Biarritz. France.

F.J. Álvarez Ríos, J. J. Jiménez, **V. Apéstigue**, I. Arruego, I. Martin, L.M Sanchez-Brea. Influence of the Exomars 2016 *lander* Elements in the Uncertainty of Irradiance Measurements for the Dreams-Sis Instrument. International Conference on Space Optics — ICSO. 18TH- 21ST October 2016. Biarritz. France.

P. Schipani, L. Martya, M. Mannettaa, F. Espositoa, C. Molfesea, A. Aboudanb, **V. Apéstigue-Palacio**, I. Arruego-Rodríguez, C. Bettanini, G. Colombattib, S. Debeib, M. Genzerd, A-M. Harrid, E. Marchettie, F. Montmessin, R. Mugnuoloe, S. Pirrottae, C. Wilsong. ExoMars DREAMS scientific data archive. Software and Cyberinfrastructure for Astronomy IV. 26-30 June. 2016. Edinburg. United Kingdom.

I.Arruego, F. López, A. Saiz, A. Sánchez, M. Yela, J. Martínez, P. Gallego, F. Cortés, A.J. de Castro, D. Toledo, **V. Apéstigue**, J.J. Jiménez, J.R. de Mingo, A. Martín-Ortega, M. González-Guerrero, F.J. Álvarez, J. Meléndez, S. Briz, J. Azcue, J. Rivas, R. Morales, I. Martín, L. Bastide, A. Fernández, O. Puentedura, L. Gómez, J. Iglesias, S. Sánchez, H. Robles, C.B. Justo, M. Salas, G. Guarnizo, A. Llopis, V. Gil, S. Pérez, R. Hueso, T. del Río, J.F. Rojas, A. Carretero, M. Álvarez, J.A. Rodríguez-Manfredi, F. Esposito, C. Molfese⁶, O. Karatekin, S.Espejo and P. Rannou. Sun Irradiance and Dust Sensor Investigations on board the ExoMars 2018 *lander*. International Planetary Probe Workshop (IPPW-13).13-17 de Junio. Laurel. MD. USA

I. Arruego, J. Rivas, J. Martínez, A. Martín-Ortega, **V. Apéstigue**, J.R. de Mingo, J.J. Jiménez, F. J. Álvarez, M. González-Guerrero, J.A. Domínguez. Practical application of the Optical Wireless communication technology (OWLS) in extreme environments. IEEE International Conference on Wireless for Space and Extreme Environments (WiSEE). 14-16 Diciembre 2015. Orlando. Florida. USA.

V. Apéstigue, I. Arruego, J. Martínez, J.J. Jiménez, J. Rivas, M. González, J. Álvarez, J. Azcue, A. Martín-Ortega, J.R.de Mingo, M. T. Álvarez, L. Bastide, A. Carretero, A. Santiago, I. Martín, B. Martín, M.A. Alcacera, J. Manzano, T. Belenger, R. López, D. Escribano, P. Manzano, J. Boland, E. Cordoba, A. Sánchez-Lavega, S. Pérez, A. SainzLópez, M. Lemmon, M. Smith, C. E. Newman, J. Gómez Elvira, N. Bridges, P. Conrad, M. de la Torre Juarez, R. Urqui, J.A. Rodríguez

Manfredi. Radiation and Dust Sensor for MARS2020: technical design and development status overview. European Planetary Science Congress (EPSC). 27TH September- 2nd October. 2015. Nantes. France. (**Keynote talk**).

F. Esposito, S. Debei, C. Bettanini, C. Molfese, I. Arruego Rodríguez, G. Colombatti, A-M. Harri, F. Montmessin, C. Wilson, A. Aboudan, M. Zaccariotto, S. Abbaki, **V. Apéstigue**, G. Bellucci, J-J. Berthelier, J. R. Brucato, S. B. Calcutt, F. Cortecchia, F. Cucciarrè, G. Di Achille, F. Ferri, F. Forget, E. Friso, M. Genzer, P. Gilbert, J-P. Goutail, H. Haukka, J. J. Jiménez, S. Jiménez, J-L. Josset, O. Karatekin, G. Landis, R. Lorenz, J. Martinez, L. Marty, V. Mennella, D. Möhlmann, E. Palomba, M. Patel, J-P. Pommereau, C.I. Popa, S. Rafkin, P. Rannou, N.O. Renno, P. Schipani, W. Schmidt, E. Segato, F. Simoes, E. Simoncini, A. Spiga, F. Valero, L. Vázquez, F. Vivat, O. Witasse, R. Mugnuolo, S. Pirrotta, E. Marchetti. The DREAMS Experiment on-board the Schiaparelli lander of ExoMars mission. . European Planetary Science Congress (EPSC). 27TH September- 2nd October. 2015. Nantes. France.

M. Alvarez, J. J. Jimenez, D. Escribano, P. Manzano, I. Arruego, **V. Apéstigue**, M. Gonzalez-Guerrero, I. Martin, D. M. Gonzalez-Castano. Low Dose Rate testing of ADXL327 Accelerometer for a Mars Mission. IEEE Radiation Effects Data Workshop (REDW). 13-17 Julio 2015. Boston, MA, USA.

V. Apestigue, J.J. Jiménez, J. Martínez, F.J. Álvarez, J. Rivas, M. González-Guerrero, J. Azcue, M.R. Canchal, I. Martín, M. Álvarez, I. Arruego. DREAMS-SIS: A Miniature Instrument for the Measurement of Atmospheric Optical Depth on ExoMars 2016 EDM. International Workshop on Instrumentation for Planetary Missions (IPM). 4-7th November. 2014. Greenbelt (NASA Godard), Maryland.

C. Bettanini, F. Esposito, S. Debei, C. Molfese, I. Arruego Rodríguez, G. Colombatti, A-M. Harri, F. Montmessin, C. Wilson, A. Aboudan, S. Abbaki, **V. Apéstigue**, G. Bellucci, J-J. Berthelier, J. R. Brucato, S. B. Calcutt, F. Cortecchia, G. Di Achille, F. Ferri, F. Forget, G.P. Guizzo, E. Friso, M. Genzer, P. Gilbert, H. Haukka, J. J. Jiménez, S. Jiménez, J-L. Josset, O. Karatekin, G. Landis, R. Lorenz, J. Martinez, L. Marty, V. Mennella, D. Möhlmann, D. Moirin, R. Molinaro, E. Palomba, M. Patel, J-P. Pommereau, C.I. Popa, S. Rafkin, P. Rannou, N.O. Renno, P. Schipani, W. Schmidt, S. Silvestro, F. Simoes, A. Spiga, F. Valero, L. Vázquez, F. Vivat, O. Witasse, R. Mugnuolo, S. Pirrotta, E. Marchetti. The DREAMS experiment on the ExoMars 2016 mission for

the study of Martian environment during the dust storm season. IEEE Metrology for Aerospace (MetroAerospace). 29-30 May.2014. Benevento. Italy.

F. Esposito, S. Debei, C. Bettanini, C. Molfese, I. Arruego Rodríguez, G. Colombatti, A-M. Harri, F.Montmessin, C. Wilson, A. Aboudan, M. Zaccariotto, S. Abbaki, **V. Apéstigue**, G. Bellucci, J-J.Berthelie, J. R. Brucato, S. B. Calcutt, F. Cortecchia, F. Cucciarre, G. Di Achille, F. Ferri, F. Forget, E. Friso, M. Genzer, P. Gilbert, J-P. Goutail, H. Haukka, J. J. Jiménez, S. Jiménez, J-L. Josset, O. Karatekin, G. Landis, R. Lorenz, J. Martinez, L. Marty, V. Mennella, D. Möhlmann, E. Palomba, M. Patel, J-P. Pommereau, C.I. Popa, S. Rafkin, P. Rannou, N.O. Renno, P. Schipani, W. Schmidt, E. Segato, F. Simoes, A. Spiga, F. Valero, L. Vázquez, F. Vivat, O. Witasse, S. Yahi, R. Mugnuolo, S. Pirrotta. The DREAMS Experiment On The Exomars 2016 Mission For The Study Of Martian Environment During The Dust Storm Season. Fifth International Workshop on the Mars Atmosphere Modelling and Observations. January 13-16.2014. Oxford. UK.

F. Esposito, S. Debei, C. Bettanini, C. Molfese, I. Arruego Rodríguez, G. Colombatti, A-M. Harri, F.Montmessin, C. Wilson, A. Aboudan, M. Zaccariotto, S. Abbaki, **V. Apéstigue**, G. Bellucci, J-J.Berthelie, J. R. Brucato, S. B. Calcutt, F. Cortecchia, F. Cucciarre, G. Di Achille, F. Ferri, F. Forget, E. Friso, M. Genzer, P. Gilbert, J-P. Goutail, H. Haukka, J. J. Jiménez, S. Jiménez, J-L. Josset, O. Karatekin, G. Landis, R. Lorenz, J. Martinez, L. Marty, V. Mennella, D. Möhlmann, E. Palomba, M. Patel, J-P. Pommereau, C.I. Popa, S. Rafkin, P. Rannou, N.O. Renno, P. Schipani, W. Schmidt, E. Segato, F. Simoes, A. Spiga, F. Valero, L. Vázquez, F. Vivat, O. Witasse, S. Yahi, R. Mugnuolo, S. Pirrotta. The DREAMS experiment for the ExoMars2016 Mission. Fourth Moscow Solar System Symposium. October 14th-18th. 2013. Moscow. Rusia.

S. Rodríguez, I. Arruego, N. Karafolas, P. Pelissou, F. Tortosa, B. Alison, M.T., Álvarez, **V. Apéstigue**, J. Ázcue, J. Barbero, C. Carron, J. Catalán, J.R. De Mingo, J.A. Domínguez, P. Gallego, J. García-Prieto, J.J. Jiménez, D. López, F. López-Hernández, A. Martín-Ortega, J. Martínez-Oter, G. Mercadier, F. Perán, A. Perera, R. Pérez-Jiménez, E. Poves, J. Rabadán, M. Reina, J. Rivas, H. Rouault, J. Rufo, C. Ruiz de Galarreta, D. Scheidel, C. Theroude, M. van Uffelen, J. Sánchez-Páramo, E. Armandillo, P. Plancke, H.Guerrero. "Optical Wireless Intra-Spacecraft Communications". ICSO – 8th International Conference on Space Optics. Toulouse, France, 14-17 octubre 2008.

V. Apéstigue, S. Rodríguez, A. Martín-Ortega, I. Arruego. "Optical Wireless Sensors Network Demonstration: Optical Wireless Units" ESA WiSens4Space – Wireless Sensors for Space. Octubre 2009. Santorini, Grecia.

V. Apéstigue, B. M. Al-Hadithi, S. Lopez-Buedo. Plataforma para el Estudio de Control de Robots Balanceados de Dos Ruedas Mediante FPGAs. JCRA 2006. Actas de congreso JCRA2006, Vol. 1, pp-135-139. 12-14 septiembre 2006. Cáceres.

B. M. Al-Hadithi, **V. Apéstigue**. Diseño de un Controlador Optimo por Asignación de polos en VHDL. III JORNADAS SOBRE COMPUTACION RECONFIGURABLE Y APLICACIONES. Recogido en publicación Computación Reconfigurable & FPGA. ISBN: 84-600-9928-8. Madrid.

10.3.3 Contribuciones a congresos: Posters

F.J. Álvarez-Ríos, J. J. Jiménez, L. M. Sanchez-Brea, **V. Apéstigue**, I. Arruego. Angular Response Calibration Of Radiometers For Planetary Exploration Missions. V Reunión de Ciencias Planetarias y Exploración del Sistema Solar (CEPEES 5). 6-8 Junio. 2017. Villanueva de la Cañada. Madrid.

A. Harri, S. Aleksashkin, I. Arruego, W. Schmidt, A. Ponomarenko, **V. Apéstigue**, M. Genzer, L. Vazquez, M. Uspensky, and H. Haukka. Mars MetNet Mission - Martian Atmospheric Observational Post Network. European Geosciences Union General Assembly (EGU). 20 abril 2016. Viena. Austria.

I. Arruego, **V. Apéstigue**, J. Martínez, J.J. Jiménez, J. Rivas, M. González, J. Álvarez, J. Azcue, I. Martín, R. Canchal. Solar Irradiance Sensor on the ExoMars 2016 *lander*. European Planetary Science Congress (EPSC). 27TH September- 2nd October. 2015. Nantes. France.

L. Vázquez, S. Jiménez, F. Valero, A. Vicente-Retortillo, M. L. Martín, J. J. Jiménez, F. J. Álvarez-Ríos, I. Arruego, **V. Apéstigue**, J. M. Oter. Solar Irradiance Sensor (SIS) DREAMS-EDM ExoMars 2016. The Fourth Moscow Solar System Symposium, 14-18 Octubre 2013, Space Research Institute, Moscú, Rusia.

V. Apéstigue, J. Martínez-Oter, C. Fernández, J. Rivas, I. Traseira, J. A. Domínguez, B. Martín, M. T. Álvarez, H. Guerrero, I. Arruego. Instrument Level Design for Radiation Hardness Assurance in The Two Towers Radiation Monitor. 21st European Conference on Radiation and its Effects on Components and System. September 24th-28th. 2012. Biarritz. France.

H. Guerrero, Ignacio Arruego, Marina Diaz-Michelena, Juan J. Jiménez, Javier Martínez, **Víctor Apéstigue**, Miguel González-Guerrero, Joaquín Azcue, Alberto Valverde, Víctor de Manuel, Jose A. Domínguez, Israel Martin, Boris Martin, Javier Álvarez, Maite Álvarez, Carlos Hernando, Miguel F. Cerdán, Claudia Ruiz de Galarreta, Jaime Sánchez, German Martínez, and Luis Vázquez. Development of miniaturized instrumentation for Planetary Exploration and its application to the Mars MetNet Precursor Mission. European Geosciences Union –7 th General Assembly – Geophysical Research Abstracts. Vol. 12, EGU2010.

J.J. Jiménez, J.M. Oter, **V. Apéstigue**, I. Arruego, S. Ibarmia, S. Esteve, J. Sánchez-Páramo, W. Hajdas, C. Hernando, M.T. Álvarez, H. Guerrero. “Las Dos Torres: A Radiation Monitor for NANOSAT 1B”. Nuclear and Space Radiation effects on Components - NSREC 2010 . Denver, 19 – 23 julio 2010.

10.3.4 Charlas invitados

V. Apéstigue, J.J. Jiménez Martín. Solar Irradiance Sensor. II Jornadas Científicas Proyecto Meiga.25 de febrero 2014. INTA. Torrejón de Ardoz. Madrid. España.

V. Apéstigue, J.M. Oter, C. Fernández, J.J. Jiménez. Monitores de Entorno Espacial en NANOSAT 1B: Monitor de Protones Las Dos Torres (LDT) y los dosímetros RadFET. Jornadas sobre resultados en órbita de Nanosat-01 y 1B. INTA, 18-19 mayo 2010. Torrejón de Ardoz. Madrid. España.

M.D. Sabau, M. González Guerrero, J.M. Oter y, **V. Apéstigue**. Curso de verano complutense “Marte y sus Enigmas”. Micro Taller “Implementación de carga útil para una misión a Marte”. 12-16 de Julio 2010.

10.3.5 Otros datos relevantes

Jefe de Proyecto e Ingeniero de Sistemas del sensor DREMAS-SIS.

Miembro del equipo científico de ExoMars 2016 en la figura de **Co-Investigador** del instrumento DREAMS.

Ingeniero de Sistemas del sensor MEDA RDS.

Miembro del equipo científico de la misión Mars2020 en la figura de **Colaborador**.

Miembro del panel revisor de la *Critical Design Review (CDR)* del instrumento **RDS-SkyCam** en Jet Propulsion Laboratory (JPL), celebrada el 20 noviembre de 2015 en Pasadena. California.

Asesor Científico Externo realizando para la **Agencia Gallega de Innovación (GAIN)** la evaluación de proyectos presentados en la convocatoria 2010 de subvenciones correspondientes a los programas sectoriales de Investigación aplicada, Pyme I+D e I+D Suma del Plan Gallego de Investigación, Desarrollo e Innovación Tecnológica en la modalidad de Diseño y Producción Industrial (10 evaluaciones).

Referencias

- [ALL 00] M. Allison, M. McEwen. A post-Pathfinder evaluation of areocentric solar coordinates with improved timing recipes for Mars seasonal / diurnal climate studies. 2000. Planetary and Space Science. Vol. 48(2000): 215-235.
- [ALL 97] M. Allison. Accurate analytic representations of solar time and seasons on Mars with applications to the Pathfinder/Surveyor mission.1997. Geophysical Research Letters. Vol. 24(16):1967-1970.
- [ALV 09] M T. Álvarez, J.A. Domínguez, C. Hernando, C. P. Fernández e I. Arruego. Low Dose Rate Testing on Commercial Micropower Single Supply Rail-to-Rail Instrumentation Amplifiers. European Conference on Radiation and Its Effects on Components and Systems.14-18 Septiembre. 2009. Bruges, Bélgica.
- [ALV 14] M. Álvarez, C. Hernando, J.J. Jiménez, F. J. Álvarez. I. Martín y D. Escribano. Results of optical materials and photodiodes for SIS instrument (Dreams project). IEEE Radiation Effects Data Workshop. 14-18 Julio. 2014. Paris. Francia.
- [ALV 16a] F. J. Álvarez Ríos, J. J. Jiménez, V. Apestigue, I. Arruego, I. Martin, L.M Sanchez-Brea. Influence of the Exomars 2016 Lander Elements in the Uncertainty of Irradiance Measurements for the Dreams-Sis Instrument. International Conference on Space Optics — ICSO. 18- 21 Octubre. 2016. Biarritz. Francia.
- [ALV 16b] F. J. Álvarez-Ríos, J.J.Jiménez. "FOV mask optimization for miniaturized radiometers", International Conference on Space Optics, 2016, Biarritz, France.
- [ANT 30] E. M. Antoniadi. La Planète Mars, Hermann & Co. 1930.

- [APE 12] V. Apéstigue, J. Martínez-Oter, C. Fernández, J. Rivas, I. Traseira, J. A. Domínguez, B. Martín, M. T. Álvarez, H. Guerrero, I. Arruego. Instrument Level Design for Radiation Hardness Assurance in The Two Towers Radiation Monitor. 21st European Conference on Radiation and its Effects on Components and System. 24-28 September. Biarritz. France.
- [APE 14] V. Apestigue, J.J. Jiménez, J. Martínez, F.J. Álvarez, J. Rivas, M. González-Guerrero, J. Azcue, M.R. Canchal, I. Martín, M. Álvarez, I. Arruego. DREAMS-SIS: A Miniature Instrument for the Measurement of Atmospheric Optical Depth on ExoMars 2016 EDM. International Workshop on Instrumentation for Planetary Missions (IPM). 4-7 November. 2014. Greenbelt (NASA Godard), Maryland.
- [APE 15] V. Apéstigue, I. Arruego, J. Martínez, J.J. Jiménez, J. Rivas, M. González, J. Álvarez, J. Azcue, A. Martín-Ortega, J.R. de Mingo, M. T. Álvarez, L. Bastide, A. Carretero, A. Santiago, I. Martín, B. Martín, M.A. Alcacera, J. Manzano, T. Belenger, R. López, D. Escribano, P. Manzano, J. Boland, E. Cordoba, A. Sánchez-Lavega, S. Pérez, A. SainzLópez, M. Lemmon, M. Smith, C. E. Newman, J. Gómez Elvira, N. Bridges, P. Conrad, M. de la Torre Juarez, R. Urqui, J.A. Rodríguez Manfredi. Radiation and Dust Sensor for MARS2020: technical design and development status overview. European Planetary Science Congress (EPSC). 27 September- 2 October. 2015. Nantes. France. Keynote Talk.
- [APE 17] V. Apéstigue, I. Arruego, J. Martínez, J.J. Jiménez, J. Rivas, M. González-Guerrero, F.J. Álvarez, J. Azcue, A. Martín-Ortega, J.R. de Mingo, A. Gonzalo, B. Martín, N. Andrés, L. Bastide, A. Carretero, I. Martín, M.A. Alcacera, J. Manzano, S. Aparicio, R. López Heredero, M. T. Álvarez, P. Manzano, J. Boland, R. Urqui, and J.A. Rodríguez Manfredi. Mars 2020 Radiation and Dust Sensor Technical Overview. The Eight Moscow Solar System Symposium. 9-13 October. 2017. Moscow. Rusia.

- [ARR 11] I. Arruego. Sistemas de Comunicación Óptica Inalámbrica Multicanal para Aplicaciones Intra-Satélite. Tesis Doctoral. 2011. Universidad Politécnica de Madrid. Escuela Técnica Superior de Ingenieros de Telecomunicaciones.
- [ARR 14] I. Arruego. A Roadmap for the Development of Miniature Instrumentation for Mars Exploration. . International Workshop on Instrumentation for Planetary Missions (IPM). 4-7 November. 2014. Greenbelt (NASA Godard), Maryland.
- [ARR 17] I. Arruego, V. Apéstigue, J. Jiménez-Martín, J. Martínez-Oter, F.J. Álvarez-Ríos, M. González-Guerrero, J. Rivas, J. Azcue, I. Martín, D. Toledo, L. Gómez, M. Jiménez-Michavila y M. Yela. DREAMS-SIS: The Solar Irradiance Sensor on-board the ExoMars 2016 lander. *Advances in Space Research*. 2017. 60 (1): 103-120.
- [ARR 18] I. Arruego, V. Apéstigue, J. Martínez, J.J. Jiménez, A. Martín-Ortega, J.R. de Mingo, M. González-Guerrero, J. Azcue, N. Andrés, F.J. Álvarez, J. Rivas, J. Manzano, F. Serrano, I. Martín, A. Gonzalo, H. Guerrero, S. Espejo, J. Ce-ballos, A. Ragel, D. Vázquez, F. López, A.J. de Castro, F. Cortés. InMARS: a comprehensive program for the development of compact atmospheric probes for Mars. 15th International Planetary Probe Workshop. 11-15 de junio 2018. Boulder. Colorado. USA.
- [ATR 06] S.K. Atreya, A. Wong, N. O. Renno, W. M. Farrell, G. T. Delory, D. D. Sentman, S. A. Cummer, J. R. Marshall, S. C. R. Rafkin, and D. C. Catling. Oxidant Enhancement in Martian Dust Devils and Storms: Implications for Life and Habitability. 2006. *Astrobiology*. Vol. 6 (3): 439-450.
- [AVA 89] G. A. Avanesov, B. I. Bonev, F. Kempe, A. T. Bazilevsky, V. Boycheva, K. N. Chikov, M. Danz, D. Dimrtov, T. Duxbury, P. Gromatikov, D. Halmann, J. Head, V. N. Heifets, V. Kolev, V. I. Kostenko, V. A. Kottsov, V. M. Krasavtsev, V. A. Krasikov, A. Krumov, A. A. Kuzmin, K. D. Losev,

K. Lumme, D. N. Mishev, D. Mohlmann, K. Muinonen, V. M. Murav'ev, S. Murchie, B. Murray, W. Neumann, L. paul, D. Petkov, I. Petuchova, W. Possel, B. Rebel, Yu. G. Shkuratov, S. Simeonov, B. Smith, A. Totev, V. P. Fedotov, G.-G. Weide, H. Zapfe, B. S. Zhukov and Ya. L. Ziman. Television observations of Phobos. 1989. Nature. Vol. 341 (6243): 585-587.

[BET 14] C. Bettanini, F. Esposito, S. Debei, C. Molfese, I. Arruego Rodríguez, G. Colombatti, A-M. Harri, F. Montmessin, C. Wilson, A. Aboudan, S. Abbaki, V. Apestigue, G. Bellucci, J-J. Berthelier, J. R. Brucato, S. B. Calcutt, F. Cortecchia, G. Di Achille, F. Ferri, F. Forget, G.P. Guizzo, E. Friso, M. Genzer, P. Gilbert, H. Haukka, J. J. Jiménez, S. Jiménez, J-L. Josset, O. Karatekin, G. Landis, R. Lorenz, J. Martinez, L. Marty, V. Mennella, D. Möhlmann, D. Moirin, R. Molinaro, E. Palomba, M. Patel, J-P. Pommereau, C.I Popa, S. Rafkin, P. Rannou, N.O. Renno, P. Schipani, W. Schmidt, S. Silvestro, F. Simoes, A. Spiga, F. Valero, L. Vázquez, F. Vivat, O. Witasse, R. Mugnuolo, S. Pirrotta, E. Marchetti. The DREAMS experiment on the ExoMars 2016 mission for the study of Martian environment during the dust storm season. IEEE Metrology for Aerospace (MetroAerospace). 29-30 May.2014. Benevento. Italy.

[BET 17] C. Bettanini , F. Esposito , S. Debei , C. Molfese , G. Colombatti , A. Aboudan , J. R. Brucato , F. Cortecchia , G. Di Achille , G. P. Guizzo , E. Friso , F. Ferri , L. Marty , V. Mennella , R. Molinaro , P. Schipani , S. Silvestro , R. Mugnuolo , S. Pirrotta , E. Marchetti , A-M. Harri , F. Montmessin , C. Wilson , I. Arruego Rodríguez , S. Abbaki , V. Apestigue , G. Bellucci , J-J. Berthelier , S. B. Calcutt , F. Forget , M. Genzer , P. Gilbert , H. Haukka , J. J. Jiménez , S. Jiménez , J-L. Josset , O. Karatekin , G. Landis , R. Lorenz , J. Martinez , D. Möhlmann , D. Moirin , E. Palomba , M. Pateli , J-P. Pommereau , C. I. Popa , S. Rafkin , P. Rannou , N. O. Renno , W. Schmidt , F. Simoes , A. Spiga , F. Valero , L. Vázquez , F. Vivat , O. Witasse. The DREAMS experiment flown on the ExoMars 2016 mission for the study of Martian environment during

- the dust storm season. IEEE Metrology for AeroSpace (MetroAeroSpace). 21-23 Junio 2017. Padua. Italy.
- [BET 18] C. Bettanini , F. Esposito , S. Debei , C. Molfese , G. Colombatti , A. Aboudan , J. R. Brucato, F. Cortecchia , G. Di Achille , G. P. Guizzo , E. Friso , F. Ferri , L. Marty , V. Mennella , R. Molinaro, P. Schipani , S. Silvestro , R. Mugnuolo , S. Pirrotta , E. Marchetti , A-M. Harri , F. Montmessin, C. Wilson , I. Arruego Rodríguez , S. Abbaki , V. Apestigue , G. Bellucci , J-J. Berthelier , S. B. Calcutt , F. Forget , M. Genzer , P. Gilbert , H. Haukka , J. J. Jiménez , S. Jiménez , J-L. Josset , O. Karatekin , G. Landis , R. Lorenz , J. Martinez , D. Möhlmann , D. Moirin , E. Palomba , M. Pateli , J-P. Pommereau , C. I. Popa , S. Rafkin , P. Rannou , N. O. Renno , W. Schmidt , F. Simoes , A. Spiga , F. Valero , L. Vázquez , F. Vivat , O. Witasse. The DREAMS experiment flown on the ExoMars 2016 mission for the study of Martian environment during the dust storm season.2018. Measurement. Vol. 122(2018):484-493.
- [BIA 12] Bianciardi, Giorgio; Miller, Joseph D.; Straat, Patricia Ann; Levin, Gilbert V. (March 2012). Complexity Analysis of the Viking Labeled Release Experiments. IJASS. 13 (1): 14–26. Bibcode:2012IJASS..13...14B. doi:10.5139/IJASS.2012.13.1.14. Archived from the original on 2012-04-15. Retrieved 2012-04-15.
- [BOU 08] M.L. Bourqui, L. Béchou, O. Gilard, Y. Deshayes, P. Del Vecchio, L.S. How, F. Rosala, Y. Ousten, A. Touboul, Reliability investigations of 850 nm silicon photodiodes under proton irradiation for space applications. Microelectronics reliability, ISSN 0026-2714, Vol. 48, N°. 8-9, 2008, págs. 1202-1207.
- [BRA 88] T. Brahe. Astronomiae instauratae progymnasmata. 1588.
- [CAN 01] B.A. Cantor, P.B. James, M. Caplinger, M.J. Wolf. Martian dust storms: 1999 Mars Orbiter Camera observations. 2001. Journal of Geophysical Research. Vol. 106:23653-23687.

- [CAN 07] B.A. Cantor. MOC observations of the 2001 Mars planet-encircling dust storm. 2007. *Icarus*. Vol. 186: 60-96.
- [CAR 00] T. Carriere, R. Ecoffet, and P. Poirot. Evaluation of Accelerated Total Dose Testing of Linear Bipolar Circuits. Dec. 2000. *IEEE Transsaction on Nuclear Science*. Vol. 47(6): 2350-2357.
- [CAR 19] A. Vandaele, O. Korablev , F. Daerden , S. Aoki , I. R. Thomas , F. Altieri, M. López-Valverde, G. Villanueva, G. Liuzzi, M. D. Smith, J. T. Erwin , L. Trompet , A. A. Fedorova , F. Montmessin, A. Trokhimovskiy , D. A. Belyaev , N. I. Ignatiev , M. Luginin , K. S. Olsen, L. Baggio, J. Alday , J. L. Bertaux, D. Betsis, D. Bolsée, R. T. Clancy, E. Cloutis, C. Depiesse , B. Funke, M. Garcia-Comas, J-C. Gérard, M. Giuranna, F. Gonzalez-Galindo, A. V. Grigoriev, Y. S. Ivanov, J. Kaminski, O. Karatekin, F. Lefèvre, S. Lewis, M. López-Puertas, A. Mahieux , I. Maslov , J. Mason, M. J. Mumma, L. Neary , E. Neefs , A. Patrakeev, D. Patsaev, B. Ristic, S. Robert, F. Schmidt, A. Shakun , N. A. Teanby, S. Viscardy , Y. Willame , J. Whiteway, V. Wilquet , M. J. Wolff, G. Bellucci, M. R. Patel, J. J. López-Moreno, F. Forget, C. F. Wilson , H. Svedhem, J. L. Vago, D. Rodionov & NOMAD Science Team and ACS Science Team. Martian dust storm impact on atmospheric H₂O and D/H observed by ExoMars Trace Gas Orbiter. 2019. *Nature*. Vol. 568 (2019): 521-525.
- [CHA 76] T. E. Chamberlain, H. L. Cole, R. G. Dutton, G. C. Greene and J. E. Tillman. Atmospheric measurements on Mars: the Viking Meteorology Experiment. 1976. *Bulletin American Meteorological Society*. Vol. 57(9): 1094 - 1104.
- [CHD 69] Chase, S. C. (1969-03-01). "Infrared radiometer for the 1969 mariner mission to Mars". *Applied Optics*. 8 (3): 639.
- [CHR 03] P.R. Christensen, G. L. Mehall,¹ S. H. Silverman, S. Anwar, G. Cannon, N. Gorelick, R. Kheen,T. Tourville, D. Bates, S. Ferry, T. Fortuna, J. Jeffryes, W. O'Donnell, R. Peralta, T. Wolverton, D. Blaney, R. Denise,

- J. Rademacher, R. V. Morris, and S. Squyres. Miniature Thermal Emission Spectrometer for the Mars Exploration Rovers.
- [CHR 04] P. R. Christensen, B. M. Jakosky, H. H. Kieffer, M. C. Malin, H. Y. McSween JR. K. Nealson, G. L. Mehall, S. H. Silverman, S. Ferry, M. Caplinger and M. Ravine. The Thermal Emission Imaging System (THEMIS) for the Mars 2001 Odyssey Mission. 2004. Space Science Reviews. Vol. 110 (2004): 85-130.
- [CHR 92] P.R. Christensen, D.L. Anderson, S.C. Chase, R. N. Clark, H.H. Kieffer, M.C. Malin, J. C. Pearl, J. Carpenter, N. Bandiera, F.G. Brown and S. Silverman. Thermal emission spectrometer experiment: Mars Observer mission. Journal of Geophysical Research. 1992. Vol. 97(5): 7719-7734.
- [CLA 00] R. T. Clancy, B. J. Sandor. M. J. Wolff, An intercomparison of ground-based millimeter, MGS TES, and Viking atmospheric temperature measurements: seasonal and interannual variability of temperatures and dust loading in the global Mars atmosphere. Journal of Geophysical Research. Vol. 105: 9553-9571.
- [CLA 03] R. T. Clancy, M. J. Wolff and P. R. Christensen. Mars aerosol studies with the MGS TES emission phase function observations: Optical depths, particle sizes, and ice cloud types versus latitude and solar longitude. Journal of Geophysical Research. 2003.Vol. 108(9).5098.
- [COL 89] D. S. Colburn, J. B. Pollack, and R. M. Haberle. Diurnal Variations in Optical Depth at Mars. 1988. Icarus. Vol. 79: 159-189.
- [COR 03] C. Cordoba-Jabonero, L.M. Lara, A.M. Manchoa, A. Marquez, R. Rodrigo. Solar ultraviolet transfer in the Martian atmosphere: biological and geological implications. Planetary and Space Science. 2003. Vol. 51: 399-410.

- [COR 12] F. Cortés, A. González, A. Llopis, A. J. de Castro, J. Meléndez, F. López. Optimization of the Dust Sensor in the Mars MetNet Mission. Extension to in-situ CO₂ concentration and surface temperature measurements by infrared multispectral sensing. SPIE Optical Systems Design, 2012, Barcelona, Spain.
- [DAS 75] P. L. Daspit, J. A. Stern, E. M. Cortright. Viking heat sterilization—Progress and problems. 1975. *Acta Astronautica*. Vol. 2(7-8): 649–666.
- [DEM 03] P.J DeMott, K. Sassen, M. R. Poellot, Darrel Baumgardner, D. C. Rogers, S. D. Brooks, A. J. Prenni and Sonia M. Kreidenweis. African dust aerosols as atmospheric ice nuclei. 2003. *Geophysical Research Letters*. Vol. 30(14): 1732.
- [ECS 08a] European Cooperation for Space Standardization. Thermal vacuum outgassing test for the screening of space materials. ECSS-Q-ST-70-02C. November 2008.
- [ECS 08b] European Cooperation for Space Standardization. Microbial examination of flight hardware and cleanrooms, ECSS-Q-ST-70-55C. November. 2008.
- [ECS 08c] European Cooperation for Space Standardization. Methods for the calculation of radiation received and its effects, and policy for design margins. ECSS-E-ST-10-12C. November 2008.
- [ECS 11] European Cooperation for Space Standardization. Space product assurance – Particles contamination monitoring for spacecraft systems and cleanrooms. ECSS-Q-ST-70-50C. October 2011.
- [ECS 12] European Cooperation for Space Standardization. Space engineering—photovoltaic assemblies and components. ECSS-EST-20-08C. July 2012.
- [ECS 98] European Cooperation for Space Standardization. Space Engineering – Verification. ECSS-E-10-02A, November 1998.

- [ESA 04] European Space Agency. Mars Express: The Scientific Payload. SP-1240. ESA Publications Division. August 2004.
- [ESA 09] European Space Agency. Mars Express: The Scientific Investigations. SP-1291. ESA Communication Production Office. June 2009.
- [ESA 10] Announcement of Opportunity: ExoMars Entry, Descent, and Landing Demonstrator Module (EDM) Science. Entry and Descent Science with Spacecraft EDL Engineering Sensors and Provision of a Surface Payload for the ExoMars EDM. ESA. 30 noviembre 2010.
- [ESA 17] European Space Agency. ExoMars 2016- Schiaparelli Anomaly Inquiry. DG-I/2017/546/TTN. 2017.
- [ESP 18] F. Esposito, S. Debei, C. Bettanin, C. Molfese, I. Arruego Rodríguez, G. Colombatti, A.-M. Harri, F. Montmessin, C. Wilson, A. Aboudan, P. Schipani, L. Marty, F.J. Álvarez, V. Apestigue, G. Bellucci, J.-J. Berthelier, J.R. Brucato, S.B. Calcutt, S. Chiodini, F. Cortecchia, F. Cozzolino, F. Cucciarre, N. Deniskina, G. Déprez, G. Di Achille, F. Ferri, F. Forget, G. Franzese, E. Friso, M. Genzer, R. Hassen-Kodja, H. Haukka, M. Hietä, J.J. Jiménez, J.-L. Josset, H. Kahanpää, O. Karatekin, G. Landis, L. Lapauw, R. Lorenz, J. Martinez-Oter, V. Mennella, D. Möhlmann, D. Moirin, R. Molinaro, T. Nikkanen, E. Palomba, M.R. Patel, J.-P. Pommereau, C.I. Popa, S. Rafkin, P. Rannou, N.O. Renno, J. Rivas, W. Schmidt, E. Segato, S. Silvestro, A. Spiga, D. Toledo, R. Trautner, F. Valero, L. Vázquez, F. Vivat, O. Witasse, M. Yela, R. Mugnuolo, E. Marchetti and S. Pirrotta. The DREAMS Experiment Onboard the Schiaparelli Module of the ExoMars 2016 Mission: Design, Performances and Expected Results. *Space Science Review*, 2018: 214-113.
- [GIE 68] P. Gierasch and R. Goody. A study of the thermal and dynamical structure of the Martian Lower Atmosphere. 1968. *Planet Space Science*. 16:615-664.

- [GIE 72] P. Gierasch and R. Goody. The effect of dust on the temperature of the Martian atmosphere. 1972. *Journal of Atmospheric Science*, 29, 400-402.
- [GLA 04] D.P. Glavin¹, J.P. Dworkin, M. Lupisella, G. Kminek and J.D. Rummel. Biological contamination studies of lunar landing sites: implications for future planetary protection and life detection on the Moon and Mars. 2004. *International Journal of Astrobiology*. Vol. 3(3): 256-271.
- [GOM 12] REMS: The Environmental Sensor Suite for the Mars Science Laboratory Rover J. Gómez-Elvira · C. Armiens · L. Castañer · M. Domínguez · M. Genzer · F. Gómez · R. Haberle · A.-M. Harri · V. Jiménez · H. Kahanpää · L. Kowalski · A. Lepinette · J. Martín · J. Martínez-Frías · I. McEwan · L. Mora · J. Moreno · S. Navarro · M.A. de Pablo · V. Peinado · A. Peña · J. Polkko · M. Ramos · N.O. Renno · J. Ricart · M. Richardson · J. Rodríguez-Manfredi · J. Romeral · E. Sebastián · J. Serrano · M. de la Torre Juárez · J. Torres · F. Torrero · R. Urquí · L. Vázquez · T. Velasco · J. Verdasca · M.-P. Zorzano · J. Martín-Torres
- [GRA 08] A. Grás, J.M. Fernández-Marín, J.M. Aguilar, P. Robert, C. Baur, C. Multi-Source Solar Simulator Characterization For Establishing AMO Equivalent Conditions. European Planetary Science Congress. 21-26 September. 2008. Münster. Alemania.
- [GRO 05] Grotzinger JP, Arvidson RE, Bell JF, Calvin W, Clark BC, Fike DA, Golombek M, Greeley R, Haldemann A, Herkenhoff KE, Jolliff BL, Knoll AH, Malin M, McLennan SM, Parker T, ... Squyres SW, et al. Stratigraphy and sedimentology of a dry to wet eolian depositional system, Burns formation, Meridiani Planum, Mars Earth and Planetary Science Letters. 240: 11-72. DOI: 10.1016/j.epsl.2005.09.039
- [GUE 10] Hector Guerrero and the Hector Guerrero Team. Development of miniaturized instrumentation for Planetary Exploration and its application to the Mars MetNet Precursor Mission. EGU General

- Assembly, 2010. Geophysical Research Abstracts Vol. 12, EGU2010-13330, 2010
- [HAB 17] Haberle, R., Clancy, R., Forget, F., Smith, M., & Zurek, R. (Eds.). (2017). *The Atmosphere and Climate of Mars* (Cambridge Planetary Science). Cambridge: Cambridge University Press.
- [HAB 82] R. M. Haberle and C. Leovy. Some effects of global dust storms on the atmospheric circulation of Mars, *Icarus*.1982. Vol 50: 322-367.
- [HAB 93] Haberle R., C.P. McKay, O. Gwynne, D. Atkinson, G. Landis, R. Zurek, J. Pollack and J. Appelbaum, "Atmospheric Effects on the Utility of Solar Power on Mars," *Resources of Near Earth Space*, pp. 799-818. U. Arizona Press Space Science Series (1993).
- [HAN 72] R. Hanel, B. Conrath, W. Hovis, V. Kunde, P. Lowman, W. Maguire, J. Pearl, J. Pirraglia, C. Prabhakari, A. B. Schlachman, G. Levin, P. Straat And T. Burke. Investigation of the Martian environment by infrared spectroscopy on Mariner 9. *Icarus*. 1972.Vol 17:423–42
- [HAN 74] J.E. Hansen and L. D. Travis. Light Scattering in Planetary Atmospheres. 1974. *Space Science Reviews*. Vol. 16(1974): 527-610.
- [HAN 77] W.B. Hanson, S. Sanatani and D. R. Zuccaro. The Martian ionosphere as observed by the Viking retarding potential analyzers. 1977. *Journal of Geophysical Research*. Vol. 82: 4351–4363.
- [HAR 17] Ari-Matti Harri, Konstantin Pichkadze, Lev Zeleny, Luis Vázquez, Walter Schmidt, Sergey Alexashkin, Oleg Korablev, Hector Guerrero, Jyri Heilimo, Mikhail Uspensky, Valery Finchenko, Vyacheslav Linkin, Ignacio Arruego, Maria Genzer, Alexander Lipatov, Jouni Polkko, Mark Paton, Hannu Savijärvi, Harri Haukka, Tero Siili, Vladimir Khovanskoy, Boris Ostesko, Andrey Poroshin, Marina Diaz-Michelena, Timo Siikonen, Matti Palin, Viktor Vorontsov, Alexander Polyakov, Francisco Valero, Osku Kemppinen, Jussi Leinonen and Pilar Romero. The

MetNet vehicle: a lander to deploy environmental stations for local and global investigations of Mars. *Geosci. Instrum. Method. Data Syst.* 2017. Vol 6: 103–124.

- [HAS 13] D. M. Hassler, C. Zeitlin, R. F. Wimmer-Schweingruber, B. Ehresmann, S. Rafkin, J. L. Eigenbrode, D. E. Brinza, G. Weigle, S. Böttcher, E. Böhm, S. Burmeister, J. Guo, J. Köhler, C. Martin, G. Reitz, F. A. Cucinotta, M. Kim, D. Grinspoon, M. A. Bullock, A. Posner, J. Gómez-Elvira, A. Vasavada, J. P. Grotzinger, MSL Science Team. Mars' Surface Radiation Environment Measured with the Mars Science Laboratory's Curiosity Rover. 2014. *Science*. Vol. 343 (6169) 1244797.
- [HOL 04] A. Holmes-Siedle, L. Adams, "Handbook of Radiation Effects", Oxford University Press, 2004.
- [HUD 06] B. Hudson, G. Miller, T. Phillips. Sparse voronoi refinement. *Proceedings of the 15th international meshing roundtable 2006*, pp. 339–356
- [HUG 95] Huggett, Richard J *Geoecology: An Evolutionary Approach*. Routledge . 1995. Chapman & Hall. p. 10. ISBN 978-0-415-08689-9.
- [HVI 97] S. F. Hviid, M. B. Madsen, H. P. Gunnlaugsson, W. Goetz, J. M. Knudsen, R. B. Hargraves, P. Smith, D. Britt, A. R. Dinesen, C. T. Mogensen, M. Olsen, C. T. Pedersen and L. Vistisen. Magnetic Properties Experiments on the Mars Pathfinder Lander: Preliminary Results. 1997. *Science, New Series*. Vol. 287 (5344): 1768-1770.
- [ICR 70] ICRU (International Commission on Radiation Units and Measurements). 1970. *Linear Energy Transfer*. Washington, DC: ICRU Publications.
- [JAK 18] B. M. Jakosky, D. Brain, M. Chaffin, S. Curry, J. Deighan, J. Grebowsky,... J. G. Luhmann. Loss of the Martian atmosphere to space: Present-day loss rates determined from MAVEN observations and integrated loss through time. 2018. *Icarus*. Vol. 315:146–157.

- [JAK 82] Jakosky, B.M., and C.B. Farmer, The seasonal and global behavior of water vapor in the Mars atmosphere: Complete global results of the Viking Atmospheric Water Detector experiment, *J. Geophys. Res.*, 87, 2999-3019, 1982.
- [JIM 11] J. J. Jiménez, F. J. Álvarez-Rios, J. Martínez, I. Arruego, J. Azcue, M. González-Guerrero, I. Martín, G. Martínez, J. Moreno-Ventas, M. Reina, J. Rivas, C. Ruiz de Galarreta, L. M. Sánchez-Brea, J. Sánchez-Páramo, A. Valverde, L. Vázquez, H. Guerrero. Sensor espectral de irradiancia solar (SIS) para estudios atmosféricos planetarios. OPTOEL, 2011.
- [JIM 12] J. J. Jiménez, J. M. Oter, V. Apéstigue, C. Hernando, S. Ibarmia, W. Hajdas, J. Sánchez-Páramo, M. T. Álvarez, I. Arruego, and H. Guerrero, "Proton Monitor Las Dos Torres: First Intercomparison of In-Orbit Results", *IEEE Transactions On Nuclear Science*. 2012. Vol. 59(4): 1092-1098.
- [JIM 16] J.J. Jiménez. Tesis Doctoral. Desarrollo de las dos torres: monitor de protones de base optoeléctrica para uso espacial. Primeros datos en órbita LEO a bordo del satélite Nanosat-1B. Universidad Complutense de Madrid.
- [JIM 18] J. J. Jiménez, F.J. Álvarez, M. Gonzalez-Guerrero, V. Apéstigue, I. Martín, J. M Fernández, A. A. Fernán, I. Arruego. Calibration OGSE for a Multichannel Radiometer for Mars Atmosphere Studies. *CEAS Space Journal*. 2018. Vol. 10(2): 127-145.
- [KIE 76] H.H. Kieffer, S.C. Chase, Jr. E. D. Miner, F. D. Palluconi, G. Münch, G. Neugebauer and T. Martin. Infrared thermal mapping of the martian surface and atmosphere: First results. 1976. *Science*. Vol. 193: 780-796.
- [KLE 79] H. P. Kelein. The Viking mission and the search for life on Mars. 1979. *Reviews of Geophysics and Space Physics*. Vol 17(7): 1655-1662.

- [KLI 04] Klingelhöfer G, Morris RV, Bernhardt B, Schröder C, Rodionov DS, de Souza PA, Yen A, Gellert R, Evlanov EN, Zubkov B, Foh J, Bonnes U, Kankeleit E, Gütlich P, Ming DW, ... Squyres SW, et al. Jarosite and hematite at Meridiani Planum from Opportunity's Mossbauer Spectrometer. *Science* (New York, N.Y.). 306: 1740-5. PMID 15576610 DOI: 10.1126/science.1104653
- [KOK 08] J.F. Kok and N.O. Renno. Electrostatics in Wind-Blown Sand. 2008. *Physical Review Letters*. 100, 014501.
- [KOM 13] L. Komguem, J.A., Whiteway, C. Dickinson, M. Daly, M.T. Lemmon. Phoenix LIDAR measurements of Mars atmospheric dust. 2013. *Icarus*. Vol 223: 649-653.
- [KOR 18] O. Korablev, F. Montmessin, A. Trokhimovskiy, A.A. Fedorova, A.V. Shakun, A.V. Grigoriev, B.E. Moshkin, N.I. Ignatiev, F. Forget, F. Lefèvre, K. Anufreychik, I. Dzuban, Y.S. Ivanov, Y.K. Kalinnikov, T.O. Kozlova, A. Kungurov, V. Makarov, F. Martynovich, I. Maslov, D. Merzlyakov, P.P. Moiseev, Y. Nikolskiy, A. Patrakeev, D. Patsaev, A. Santos-Skripko, O. Sazonov, N. Semena, A. Semenov, V. Shashkin, A. Sidorov, A.V. Stepanov, I. Stupin, D. Timonin, A.Y. Titov, A. Viktorov, A. Zharkov, F. Altieri, G. Arnold, D.A. Belyaev, J.L. Bertaux, D.S. Betsis, N. Duxbury, T. Encrenaz, T. Fouchet, J.-C. Gérard, D. Grassi, S. Guerlet, P. Hartogh, Y. Kasaba, I. Khatuntsev, V.A. Krasnopolsky, R.O. Kuzmin, E. Lellouch, M.A. Lopez-Valverde, M. Luginin, A. Määttänen, E. Marcq, J. Martin Torres, A.S. Medvedev, E. Millour, K.S. Olsen, M.R. Patel, C. Quantin-Nataf, A.V. Rodin, V.I. Shematovich, I. Thomas, N. Thomas, L. Vazquez, M. Vincendon, V. Wilquet, C.F. Wilson, L.V. Zasova, L.M. Zelenyi, M.P. Zorzano. The e Atmospheric Chemistry Suite (ACS) of Three Spectrometers for the ExoMars 2016 Trace Gas Orbiter. 2018. *Space Science Review*. Vol. 2018 214:7
- [KOR 19] O. Korablev, A. C. Vandaele, F. Montmessin, A. A. Fedorova, A. Trokhimovskiy, F. Forget, F. Lefèvre, F. Daerden, I. R. Thomas, L.

- Trompet, J. T. Erwin, S. Aoki, S. Robert, L. Neary, S. Viscardy, A. V. Grigoriev, N. I. Ignatiev, A. Shakun, A. Patrakeev, D. A. Belyaev, J. Bertaux, K. S. Olsen, L. Baggio, J. Alday, Y. S. Ivanov, B. Ristic, J. Mason, Y. Willame, C. Depiesse, L. Hetey, S. Berkenbosch, R. Clairquin, C. Queirolo, B. Beeckman, E. Neefs, M. R. Patel, G. Bellucci, J.J López-Moreno, C. F. Wilson, G. Etiope, L. Zelenyi, H. Svedhem, J. L. Vago & The ACS and NOMAD Science Teams. Early observations by ExoMars Trace Gas Orbiter show no signs of methane on Mars. 2019. *Nature*. Vol. 568: 517-520.
- [KOS 90] J. J. Kosmo. Design considerations for future planetary space suits. SAE Technical Paper Series. 901428. 20th Intersociety Conference on Environmental Systems. 9-12 Julio. Williamsburg, Virginia. 1990.
- [KUI 48] G. P. Kuiper. *The Atmospheres of the Earth and Planets*. 1948. University of Chicago Press. Chicago. Illinois.
- [KUI 57] Visual Observations of Mars. 1956. *Ap. J.* Vol.125: 307-317.
- [LAN 00] G. A. Landis and P.P. Jenkins. Measurement of the settling rate of atmospheric dust on Mars by the MAE instrument on Mars Pathfinder. *Journal of Geophysical Research*. Vol 105 (E1): 1855-1857.
- [LEI 69] R. B. Leighton, N. H. Horowitz, B. C. Murray, R. P. Sharp, A. H. Herriman, A. T. Young, B. A. Smith, M. E. Davies and C. B. Leovy. *Science New Series*, Vol. 166, No. 3901 (Oct. 3, 1969), pp. 49-67.
- [LEM 04] M. T. Lemmon, M. J. Wolff, M. D. Smith, R. T. Clancy, D. Banfield, G. A. Landis, A. Ghosh, P. H. Smith, N. Spanovich, B. Whitney, P. Whelley, R. Greeley, S. Thompson, J. F. Bell III, S. W. Squyres. 2015. Atmospheric Imaging Results from the Mars Exploration Rovers: Spirit and Opportunity. *Science*, 306 (5720): 1753-1756.

- [LEM 14] M.T. Lemmon. The Mars Science Laboratory Optical Depth Record. Eighth International Conference on Mars. 14-18 Julio. 2014.Pasadena. California.
- [LEM 15] Lemmon, M. T., Wolff, M. J., Bell, J. F., Smith, M. D., Cantor, B. A., and Smith, P. H. (2015), Dust aerosol, clouds, and the atmospheric optical depth record over 5 Mars years of the Mars Exploration Rover mission. 2015. Icarus. Vol 251: 96 –111.
- [LEO 69] C. Leovy, Y. Mintz. Numerical Simulations of the Atmospheric Circulation and Climate of Mars. Journal of the Atmospheric Sciences. Vol 26. No 6.
- [LOR 11] Ralph D. Lorenz. Planetary penetrators: Their origins, history and future. Advances in Space Research. 2011; Vol 48(3): 403-431.
- [LUN 89] R. Lundin, A. Zakharov, R. Pellinen, H. Borg, B. Hultqvist, N. Pissarenko, E.M. Dubinin, S.W. Barabash, I. Liede and H. Koskinen. First measurements of the ionospheric plasma escape from Mars. 1989. Nature 341 (6243): 609-612.
- [MAD 11] J.-B. Madeleine, F. Forget, E. Millour, L. Montabone, and M. J. Wolff. Revisiting the radiative impact of dust on Mars using the LDM Global Climate Model. Journal of Geophysical Research. 2011. Vol 116(11).
- [MAL 01] M. C. Mallin and K. S. Edgett. Mars Global Surveyor Mars Orbiter Camera: Interplanetary cruise through primary mission.2001. Journal of Geophysical Research. Vol. 106 (10): 23429–23570. 2006. Advances in Space Research. Vol. 38 (2006): 726-729.
- [MAN 14] Rodriguez-Manfredi J.A., de la Torre M., Tamppari L., Conrad P., Lemmon M., Martinez G., Newman C., Smith M., Schofield T., Gomez-Elvira J., Gomez F., Harri A-H., Navarro S., Prieto O., Ramos M., Saiz-Lopez A., Sanchez-Lavega A., Sebastian E., Genzer M., Kempainen O., Perez-Hoyos S., and Bridges N. T. MEDA: An Environmental and

- Meteorological package for Mars 2020. 45th Lunar and Planetary Science Conference 2014.
- [MAR 05] J.-L. Maria, T.T. Tran, J.-P. Pommereau, P. Rannou, C. Malique, J.J. Correia, J. Porteneuve. Technical aspect of the optical depth sensor.
- [MAR 08] J. J Marlow, Z. Martins, M. A. Sephton. Mars on Earth: soil analogues for future Mars missions *Astronomy & Geophysics*. 2008. Vol. 49 (2): 2.20–2.23.
- [MAR 63] D. W. Marquardt. An Algorithm for Least-Squares estimation of Non-linear parameters. 1963. *Journal of the Society for Industrial and Applied Mathematics*. Vol. 11(2): 431-441.
- [MAR 93] T.Z. Martin, H.H. Kieffer. New dust opacity mapping from Viking infrared thermal mapper data. 1993. *Journal of Geophysical Research*. Vol. 98: 10941-10949.
- [MCC 07] D. J. McCleese, J. T. Schofield, F. W. Taylor, S. B. Calcutt, M. C. Foote, D. M. Kass, C. B. Leovy, D. A. Paige, P. L. Read, and R. W. Zurek. Mars Climate Sounder: An investigation of thermal and water vapor. 2007. *Journal of Geophysical Research*. Vol. 112: E05S06
- [MIC 16] Marina Díaz Michelena, Ruy Sanz, Ana Belén Fernández, Víctor de Manuel, Miguel Felipe Cerdán, Víctor Apéstigue, Ignacio Arruego, Joaquín Azcue, José Ángel Domínguez, Miguel González, Héctor Guerrero, María Dolores Sabau, Rolf Kilian, Oscar Baeza, Francisco Ríos, Miguel Herráiz, Luis Vázquez, José Manuel Tordesilla, Pablo Covisa, José Aguado. MOURA magnetometer for Mars MetNet Precursor Mission. Its potential for an in situ magnetic environment and surface characterization. *Física de la Tierra*. 2016. Vol 28: 65-82.
- [MIL 97] Department of Defense. Test Method Standard Microcircuits. MIL-STD-883E. 1997.

- [MIS 91] M.I. Mishchenko. Light scattering by randomly oriented axially symmetric particles. *Journal of the Optical Society of America*. Vol. 8(6): 871-882.
- [MON 15] L. Montabonea, F. Forget, E. Millour, R. J. Wilson, S. R. Lewis, B. A. Cantor, D. Kass, A. Kleinböhm, M. T. Lemmon, M. D. Smith, M. J. Wolf. Eight-year Climatology of Dust Optical Depth on Mars. 2015. *Icarus*. Vol. 251(2015): 65-95.
- [MOR 06] R. V. Morris, G. Klingelhöfer, C. Schröder, D. S. Rodionov, A. Yen, D. W. Ming, P. A. de Souza Jr., T. Wdowiak, I. Fleischer, R. Gellert, B. Bernhardt, U. Bonnes, B. A. Cohen, E. N. Evlanov, J. Foh, P. Güttlich, E. Kankeleit, T. McCoy, D. W. Mittlefehldt, F. Renz, M. E. Schmidt, B. Zubkov, S. W. Squyres and R. E. Arvidson. Mössbauer mineralogy of rock, soil, and dust at Meridiani Planum, Mars: Opportunity's journey across sulfate-rich outcrop, basaltic sand and dust, and hematite lag deposits. 2006. *Journal Of Geophysical Research*. VOL. 111 (E12S15).
- [MOR 08] Morris RV, Klingelhöfer G, Schröer C, Fleischer I, Ming DW, Yen AS, Gellert R, Arvidson RE, Rodionov DS, Crumpler LS, Clark BC, Cohen BA, McCoy TJ, Mittlefehldt DW, Schmidt ME, ... Squyres SW, et al. Iron mineralogy and aqueous alteration from Husband Hill through Home Plate at Gusev Crater, Mars: Results from the Mössbauer instrument on the Spirit Mars Exploration Rover *Journal of Geophysical Research E: Planets*. 113.
- [NAS 18] <https://www.giss.nasa.gov/tools/mars24/help/algorithm.html>.
- [NAS 71] National Aeronautics and Space Administration. Apollo 11 Mission Report. NASA SP-238.
- [NEA 16] L.D.V. Neakrase, M.R. Balme, F. Esposito, T. Kelling, M. Klose, J.F. Kok, B. Marticorena, J. Merrison, M. Patel and G. Wurm. Particle Lifting Processes in Dust Devils. 2016. *Space Science Reviews*. Vol. 203(1):347–376.

- [NEU 71] Neugebauer, G., G. Miinch, H. H. Kieffer, S.C. Chase, Jr., and E. Miner, Mariner 1969 infrared radiometer results: Temperatures and thermal properties of the Martian surface, *Astron.J.*, 76, 719, 1971.
- [NUS 02] Naciones Unidas. Tratados y principios de las Naciones Unidas sobre El Espacio Ultraterrestre. Nueva York. EEUU. 2002.
- [OWE 77] T. Owen, K. Biemann, D. R. Rushneck, J.E. Biller, D. W. Howarth and A. L. Lafleur. The Composition of the Atmosphere at the Surface of Mars. 1977. *Journal of Geophysical Research*. Vol. 82 (28): 4635 – 4639.
- [PEA 71] Pearce, J. B.; Gause, K. A.; Mackey, E. F.; Kelly, K. K.; Fastie, W. G.; Barth, C. A. (1971-04-01). "Mariner 6 and 7 Ultraviolet Spectrometers". *Applied Optics*. 10 (4): 805–12.
- [PED 09] Guillaume Pedroza, Olivier Gilard , Marie-Lise Bourqui, Laurent Bechou, Lip Sun How, and François Rosala, Proton and gamma radiations effects on silicon photodiodes for space environments. In *Proc. of ISROS*, 11-14 May 2009
- [PER 99] V.G. Perminov. The Difficult Road to Mars (A Brief History of Mars Exploration in the Sovietic Union). 1999. *Monographs in Aerospace History*. NASA.
- [PET 24] E. Pettit, S. B. Nicholson. Radiation measures on the planet Mars. 1924. *Publications of the Astronomical Society of the Pacific*. Vol. 36 (213): 269–272.
- [PHI 73] C.R.Philips. The Planetary Quarantine Program: Origins and Achievements .
- [PIC 15] S. Piqueux, A. Kleinböhl, P. O. Hayne, D. M. Kass, J. T. Schofield, D. J. McCleese. Variability of the martian seasonal CO₂ cap extent over eight Mars Years. 2015. *Icarus*. Vol. 251:164-180.

- [POI 03] Christian Poivey, NEPP/ERC Application Notes for Analog Linear Devices for Space”, Goddard Space Flight Center/NASA, NASA Electronic Parts and Packaging Program Report, 2003.).
- [POL 77] Pollack, J. B., Colburn, D., Kahn, R., Hunter, J., Van Camp, W., Carlston, C. E., & Wolf, M. R. (1977). Properties of aerosols in the Martian atmosphere, as inferred from Viking Lander imaging data. *Journal of Geophysical Research*, 82(28), 4479–4496.doi:10.1029/js082i028p04479
- [POL 79] J. B. Pollack, D. S. Colburn, F. M. Flasar, R. Kahn, C. E. Carlston And D. Pidek. Properties and Effects of Dust Particles Suspended in the Martian Atmosphere. 1979. *Journal of Geophysical Research*. Vol. 84 :2929-2945.
- [RAF 01] S.C. Rafkin ,R. M. Haberle, T. I. Michaels. The Mars regional atmospheric modeling system: Model description and selected simulations. *Icarus*. 2001. 151: 228-256.
- [RAF 03] S. C. R. Rafkin and T. I. Michaels, “Meteorological Predictions for 2003 Mars Exploration Rover High Priority Landing Sites.” *J. Geophys. Res*, 108 No. E12,10.1029/2002JE002027, 2003.
- [RAM 10] R. Ramesham. Reliability and Qualification of Hardware to Enhance The Mission Assurance of JPL/NASA Projects. 40th International Conference on Environmental Systems. 2010.
- [RIE 97] R. Rieder, H. Wänke, T. Economou and A. Turkevich. Determination of the chemical composition of Martian soil and rocks: The alpha proton X ray spectrometer. 1997. *Journal of Geophysical Research*. Vol 102(2): 4027-4044.
- [SAG 89] R.Z. Sagdeev and A. V. Zakharov. Brief history of the Phobos mission. 1989. *Nature* 341(6243): 581-585.

- [SAN 05] L.M. Sanchez-Brea, E. Bernabeu. Determination of the optimum sampling frequency of noisy images by spatial statistics. *Applied Optics*.2005. Vol. 44(16), 3276–3283.
- [SCH] Schubert, W.W, Kempf, M., Beaudet, R.A., and Spry, J.A. "Dry heat exposures of surface exposed and embedded *Bacillus atrophaeus* spores." JPL Document D-44233, National Aeronautics and Space Administration, Jet Propulsion Laboratory, California Institute of Technology, Pasadena, CA.
- [SCH 97] J. T. Schofield, J. R. Barnes, D. Crisp, R. M. Haberle, S. Larsen, J. A. Magalhães, J. R. Murphy, A. Seiff and G. Wilson. The Mars Pathfinder Atmospheric Structure Investigation/Meteorology (ASI/MET) Experiment. 1997. *Science, New Series*. Vol. 278 (5344): 1752-1758.
- [SEI 77] A. Seiff and D. B. Kirk. Structure of the atmosphere of Mars in summer at mid-latitudes.1977. *Journal of Geophysical Research*. Vol. 82: 4363–4378.
- [SEM 17] J. Semkova, R. Koleva, V. Benghin, T. Dachev, Y. Matviichuk, B.Tomov , K. Krastev, S. Maltchev, P. Dimitrov, I. Mitrofanov, A. Malahov, D. Golovin, M. Mokrousov, A. Sanin, M. Litvak, A. Kozyrev, V. Tretyakov, S. Nikiforov, A. Vostrukhin, F. Fedosov, N. Grebennikova, L. Zelenyi, V. Shurshakov, S. Drobishev. Charged particles radiation measurements with Liulin-MO dosimeter of FREND instrument aboard ExoMars Trace Gas Orbiter during the transit and in high elliptic Mars orbit. 2017. *Icarus*. Vol 303 (2018):53-66.
- [SEM 99] Suzann Semreka, David Catlin, Ralph Loren, Julio Magalhaes, Jeffrey Moersc, Paul Morgan, Bruce Murray, Marsh Paresley, Albert Yen, Aaron Zent and Diana Blaney. Deep Space 2: The Mars Microprobe Mission. *Journal of Geophysical Research*. 1999. Vol 104(11): 13-27.
- [SLO 66] R. K. Sloan. The Scientific Experiments of Mariner IV. 1966.*Scientific American*. Vol. 214(5): 62–72.

- [SMI 00] M. D. Smith, J. C. Pearl, J. Conrath and R. Christensen. Mars Global Surveyor Thermal Emission Spectrometer (TES) observations of dust opacity during aerobraking and science phasing. *Journal of Geophysical Research*. 2000. Vol 105 (4): 9539-9552.
- [SMI 03] Thermal Emisión Imaging System (THEMIS) infrared observfations of atmospheric dust and water ice cloud optical depth.
- [SMI 04] M. D. Smith. Interannual variability in TES atmospheric observations of Mars during 1999-2003. 2004. *Icarus*. Vol. 167: 148-165.
- [SMI 06] M. D. Smith, M. J. Wolff, N. Spanovich, A. Ghosh, D. Banfield, P. R. Christensen, G. A. Landis, and S. W. Squyres. One Martian year of atmospheric observations using MER Mini-TES. 2006. *Journal of Geophysical Research*. Vol. 111.E12S13.
- [SMI 08] M. D. Smith. Spacecraft Observations of the Martian Atmosphere. 2008. *Annual Review of Earth and Planetary Sciences*. Vol. 36 (2008): 191-219.
- [SMI 09] THEMIS observations of Mars aerosol optical depth from 2002-2008.
- [SMI 97] P. H. Smith, J. F. Bell III, N. T. Bridges, D. T. Britt, L. Gaddis, R. Greeley, H. U. Keller, K. E. Herkenhoff, R. Jaumann, J. R. Johnson, R. L. Kirk, M. Lemmon, J. N. Maki, M. C. Malin, S. L. Murchie, J. Oberst, T. J. Parker, R. J. Reid, R. Sablotny, L. A. Soderblom, C. Stoker, R. Sullivan, N. Thomas, M. G. Tomasko, W. Ward, E. Wegryn. Results from the Mars Pathfinder Camera. *Science*. 1997. Vol. 278 (5344):1758-1765.
- [SMI 99] P. H. Smith and M. Lemmon. Opacity of the Martian atmosphere measured by the Imager for Mars Pathfinder. *Journal of Geophysical Research*. 1999. Vol. 104 (4): 8795
- [SMR 99] S.Smrekar, D. Catling, R. Lorenz, J. Magalhães, J. Moersch, P. Morgan, B. Murray, M. Presley, A. Yen, A. Zent and D. Blaney. *Deep Space 2*:

- The Mars Microprobe Mission.1999. Journal of Geophysical Research. Vol. 104 (11): 27.013–27.030.
- [SPE 99] D. A. Spencer, R.C.Blanchard, R.D.Braun, P. H. Kallemeyn and Sam W. Thurman. Mars Pathfinder Atmospheric Entry Reconstruction. 1999. Journal Of Spacecraft And Rockets. Vol. 36 (3): 357–366.
- [SQU 08] Squyres SW, Arvidson RE, Ruff S, Gellert R, Morris RV, Ming DW, Crumpler L, Farmer JD, Marais DJ, Yen A, McLennan SM, Calvin W, Bell JF, Clark BC, Wang A, et al. Detection of silica-rich deposits on Mars. Science (New York, N.Y.). 320: 1063-7.
- [STA 88] Stamnes, K., S.-C. Tsay, W. Wiscombe and K. Jayaweera, 1988: Numerically stable algorithm for discrete-ordinate-method radiative transfer in multiple scattering and emitting layered media. Applied Optics. Vol. 27(12): 2502-2509.
- [STE 05] P. M. Stella, R. C. Ewell and J. J. Joskin. Design and performance of the MER (Mars Exploration Rovers) solar arrays. IEEE Photovoltaic Specialists Conference. Febrero 2005.
- [STE 72] Steinbacher, R. H., et al., Mariner 9 science experiments - preliminary results, Science, 175, No. 4019, 293, Jan. 1972
- [SUR 98] Surkov YA, Kremnev RS. Mars-96 mission: Mars exploration with the use of penetrators. Planetary and Space Science. 1998;Vol 46(11):1689-1696.
- [SUS 06] Sushil K. Atreya,¹ Ah-San Wong,¹ Nilton O. Renno,¹ William M. Farrell,² Gregory T. Delory,³ Davis D. Sentman,⁴ Steven A. Cummer,⁵ John R. Marshall,⁶ Scot C.R. Rafkin,⁷ And David C. Catling^{8,9} .Oxidant Enhancement in Martian Dust Devils and Storms: Implications for Life and Habitability. 2006. Astrobiology. Vol. 6(3): 439-450.
- [TIT 98] Titus, J. L., Combs, W. E., Turflinger, T. L., Krieg, J. F., Tausch, H. J., Brown, D. B., ... Campbell, A. B. (1998). First observations of enhanced

low dose rate sensitivity (ELDRS) in space: One part of the MPTB experiment. IEEE Transactions on Nuclear Science, 45(6), 2673–2680.doi:10.1109/23.736514

[TLK 17] T. Tolker-Nielsen. EXOMARS 2016 - Schiaparelli Anomaly Inquiry. DG-I/2017/546/TTN. Issue 1. Rev 0. 18/05/2017.

[TOL 16a] D. Toledo, P. Rannou, J.-P. Pommereau, A. Sarkissian and T. Foujo. Measurement of aerosol optical depth and sub-visual cloud detection using the optical depth sensor (ODS).Atmospheric Measurement Techniques.2016.Vol. 9: 455-467.

[TOL 16b] D. Toledo, P. Rannou, J.-P. Pommereau and T. Foujols. The optical depth sensor (ODS) for column dust opacity measurements and cloud detection on martian atmosphere. 2016. Experimental Astronomy. Vol. 42: 61-83.

[TOL 17] D. Toledo, I. Arruego, V. Apéstigue, J.J. Jiménez, L. Gómez, M. Yela, P. Rannou, J.-P. Pommereau. Measurement of dust optical depth using the solar irradiance sensor (SIS) onboard the ExoMars 2016 EDM. Planetary and Space Science, 2017. 138: 33-43.

[TRA 05] T.T. Tran a,b,* , J.-P. Pommereau a , P. Rannou a , J.-L. Maria. Scientific aspects of the optical depth sensor. Advances in Space Research. 2005. Vol. 36: 2182-2186.

[TRI 96] A.C. Tribble, B. Boyadjian, J. Davis, J. Haffner and E. McCullough. Contamination Control Engineering Design Guidelines for the Aerospace Community. NASA Contractor Report 4740.

[TYL 07] A. D. Tyler, J. Barnes, and E. Skillingstad, “Mesoscale and Large-Eddy Simulation Model Studies of the Martian Atmosphere in Support of Phoenix.” J. Geophys. Res., 113. E00A12, 2007.

[VAN 19] A.C Vandaele et al. “Martian dust storm impact on atmospheric water and D/H observed by ExoMars Trace Gas Orbiter”, *Nature*, Feb. 2019.

- [VAS 12] A.R.Vasavada, et al., "Assessment of Environments for Mars Science Laboratory Entry, Descent and Surface." Space Science Review. DOI 10.1007/s11214-012-9911-3, 2012.
- [VIC 17] A. Vicente-Retortillo, G. M. Martínez, N. O. Renno, M. T. Lemmon, and M. de la Torre-Juárez . Determination of dust aerosol particle size at Gale Crater using REMS UVS and Mastcam measurements. 2017. Geophysical Research Letters. 44.
- [WAT 65] P. C. Waterman. Matrix formulation of electromagnetic scattering. 1965. Proceedings of the IEEE. Vol. 53(8):805–812.
- [WOL 09] M.J. Wolff, M.D. Smith, R.T. Clancy, R. Arvidson, M. Kahre, F. Seelos IV, S. Murchie, and H. Savijärvi. Wavelength dependence of dust aerosol single scattering albedo as observed by the Compact Reconnaissance Imaging Spectrometer. 2009. Journal of Geophysical Research. Vol. 114(E00D04).
- [YAU 98] A. W. Yau, G. P. Garbe, M. J. Greffen, W. Miyake and E. Sagawa. Planned observations of thermal plasma drifts and solar wind interactions in the Martian ionosphere. 1998. Earth, Planets and Sun. Vol. (50): 195–198.
- [ZAS 05] L. Zasova, V. Formisano , V. Moroz , D. Grassl , N. Ignatiev, M. Giuranna , G. Hansen , M. Blecka , A. Ekonomov , E. Lellouch , S. Fonti, A. Grigoriev , H. Hirsch , I. Khatuntsev , A. Mattana , A. Maturilli , B. Moshkin , D. Patsaev , G. Piccioni , M. Rataj , B. Saggin. Water clouds and dust aerosols observations with PFS MEX at Mars. 2015. Planetary and Space Science. Vol. 53 (2005): 1065-1077.
- [ZEI 13] C. Zeitlin, D. M. Hassler, F. A. Cucinotta, B. Ehresmann, R. F. Wimmer-Schweingruber, D. E. Brinza, S. Kang, G. Weigle, S. Böttcher, E. Böhm, S. Burmeister, J. Guo, J. Köhler, C. Martin, A. Posner, S. Rafkin, G. Reitz. Measurements of Energetic Particle Radiation in Transit to Mars on the Mars Science Laboratory. 2013. Science. Vol. 340 (6): 1080-1084

- [ZHA 06] Y. Zhai, S. A. Cummer and W.M. Farrell. Quasi-electrostatic field analysis and simulation of Martian and terrestrial dust devils. 2006. Journal of Geophysical Research. Vol. 111. E06016.
- [ZIP 04] Zipel J, Anderson R, Brückner J, Clark BC, Dreibus G, Economou T, Gellert R, Klingelhöfer G, Lugmair GW, Ming D, Rieder R, Squyres SW, d'Uston C, Wänke H, Yen A. APXS analyses of bounce rock - The first shergottite on mars *Meteoritics and Planetary Science*. 39
- [ZOR 07] M.-P. Zorzano, C. Córdoba-Jabonero. Influence of aerosol multiple scattering of ultraviolet radiation on martina atmospheric sensing. Icarus. Vol. 190: 492-503.