



Universidad de Valladolid



PROGRAMA DE DOCTORADO EN FÍSICA

TESIS DOCTORAL:

**Desarrollo del Instrumento RLS (Raman Laser Spectrometer) para la misión ExoMars: nuevos retos de la espectroscopía Raman en la exploración planetaria**

Presentada por Andoni G. Moral Inza para optar al  
grado de  
Doctor por la Universidad de Valladolid

Dirigida por:  
Dr. Fernando Rull Pérez  
Dr. Tomás Belenguer Dávila

# **Desarrollo del Instrumento RLS (Raman Laser Spectrometer) para la misión ExoMars: nuevos retos de la espectroscopía Raman en la exploración planetaria**

## **AGRADECIMIENTOS**

**A la educación pública de este país**

**A mis padres**

**A María, a Candela G. y a Martín U.**

... porque cada día y cada noche me ponéis los pies en este planeta,

y me hacéis muy feliz

## MÁS AGRADECIMIENTOS

Es evidente que el resultado del trabajo que se muestra en esta tesis, el instrumento RLS, es fruto del extraordinario esfuerzo de mucha, mucha gente, durante mucho, mucho tiempo... y de algún modo siento que me he apropiado de todo ese increíble trabajo de todos. Sin embargo, me gusta pensar que de este modo, la maravillosa historia nuestro instrumento Raman, quedará contada.

No voy a personalizar dando las gracias uno por uno a todos los miembros del equipo Raman, porque seguro que me dejaría a muchos y sería injusto...

Quienes sois lo sabéis, y de cada un@ de vosotros he aprendido.

Pero tampoco sería justo no acordarme de Xose, Gonzalo y Carlos, porque sois los que más cerca habéis estado; y más me habéis sufrido en el trabajo todos estos años.

*Subir montañas hermana hombres.*

También quiero agradecerle a Eva haberme embarcado en este fantástico proyecto; y sobretodo, por enseñarme que lo importante es cuidar a las personas.

A Mayte, Carlos y Javier (†), y a Javi; por enseñarme a ser honesto en el trabajo.

A Tomás, por mostrarse siempre dispuesto a todo.

Y a Fernando por confiar en mi desde el principio; por tu paciencia conmigo durante todo este proceso... Y por las muchas conversaciones que nos quedan pendientes todavía...

## PREFACIO

### **“ We choose to go to the moon”**

*We set sail on this new sea because there is new knowledge to be gained, and new rights to be won, and they must be won and used for the progress of all people. For space science, like nuclear science and all technology, has no conscience of its own. Whether it will become a force for good or ill depends on man, and only if the United States occupies a position of pre-eminence can we help decide whether this new ocean will be a sea of peace or a new terrifying theater of war. I do not say that we should or will go unprotected against the hostile misuse of space any more than we go unprotected against the hostile use of land or sea, but I do say that space can be explored and mastered without feeding the fires of war, without repeating the mistakes that man has made in extending his writ around this globe of ours.*

*There is no strife, no prejudice, no national conflict in outer space as yet. Its hazards are hostile to us all. Its conquest deserves the best of all mankind, and its opportunity for peaceful cooperation may never come again. But why, some say, the Moon? Why choose this as our goal? And they may well ask, why climb the highest mountain? Why, 35 years ago, fly the Atlantic? Why does Rice play Texas?*

*We choose to go to the Moon! We choose to go to the Moon in this decade and do the other things, not because they are easy, but because they are hard; because that goal will serve to organize and measure the best of our energies and skills, because that challenge is one that we are willing to accept, one we are unwilling to postpone, and one we intend to win, and the others, too.*

**J.F.Kennedy**

September 12, 1962

A veces pienso que más que una tesis, la historia de RLS para ExoMars merecería una novela, a veces pienso que de aventuras, a veces pienso que de terror... No se cuantas veces España ha liderado un consorcio internacional en un proyecto espacial, para desarrollar técnicamente un instrumento y para obtener su ciencia, con la relevancia que tiene el RLS; y tampoco recuerdo cuántas veces este proyecto ha estado en duda a lo largo de tantas fases, durante tantos años...

Para mi, y para muchas personas involucradas en el instrumento Raman, ésta ha sido nuestra Luna particular. Decidimos ir a por ella, apostar por RLS, no porque fuese fácil, si no porque era el reto que pudimos y quisimos afrontar, a pesar de todo... Ojalá dentro de unos pocos años, el RLS esté en Marte haciendo de las suyas, mostrándonos de lo que es capaz. Ese último capítulo de la novela se escribirá (seguro!) más adelante...

Cuando hace casi diez años comencé a trabajar en el desarrollo del Instrumento RLS para la misión ExoMars, difícilmente podía sospechar que acabaría realizando mi tesis doctoral sobre este tema, ya que desconocía todo sobre la espectroscopía Raman.

Muchos años después, y tras muchos horas de laboratorio y muchos espectros obtenidos, comencé a comprender la enorme potencialidad de esta técnica para numerosas aplicaciones de la vida cotidiana, y muy especialmente para el campo de la exploración planetaria... La espectroscopía Raman proporciona una información muy potente y completa, no sólo a cerca de la composición química de los materiales analizados, sino también de su estructura molecular (lo que resulta fundamental para comprender los procesos sufridos por las muestras). Mediante esta técnica se obtiene la información de una enorme fiabilidad, de forma muy rápida y con relativamente pocos recursos.

Tratar de contar la historia de este instrumento, y cómo la suma del inmenso esfuerzo de todo un equipo volcado en su desarrollo, fabricación y verificación ha tenido como resultado el RLS, con una demostrada capacidad científica sobresaliente, ha sido la mayor de mis motivaciones para escribir esta tesis.

## ÍNDICE

|         |   |    |
|---------|---|----|
| 1       | INTRODUCCIÓN .....  | 7  |
| 1.1     | EL CONTEXTO HISTÓRICO .....   | 7  |
| 1.1.1   | EL INTERÉS DE LA EXPLORACIÓN PLANETARIA .....   | 7  |
| 1.1.2   | HISTORIA DE LA EXPLORACIÓN MARCIANA.....  | 8  |
| 1.1.3   | EVOLUCIÓN DE LA INSTRUMENTACIÓN EN LAS MISIONES DE LA SUPERFICIE MARCIANA .....             | 14 |
| 1.1.4   | EL FUTURO EN LA EXPLORACIÓN MARCIANA .....  | 18 |
| 1.2     | EXOMARS. LA PRIMERA MISIÓN DE LA ESA EN LA SUPERFICIE DE MARTE .....                        | 20 |
| 1.2.1   | LOS ORÍGENES DE LA MISIÓN EXOMARS .....   | 20 |
| 1.2.2   | LA MISIÓN EXOMARS EN LA ACTUALIDAD .....  | 26 |
| 1.2.3   | EL ROVER DE LA MISIÓN EXOMARS .....   | 28 |
| 1.2.3.1 | Evolución de la instrumentación del Rover. Call for Ideas.....                              | 28 |
| 1.2.3.2 | Instrumentación final del Rover de ExoMars.....   | 31 |
| 1.3     | LA ESPECTROSCOPIA RAMAN APLICADA AL ESTUDIO DE MARTE.....                                   | 34 |
| 1.3.1   | BREVE INTRODUCCIÓN A LA ESPECTROSCOPIA RAMAN .....  | 34 |
| 1.3.2   | ¿POR QUÉ UTILIZAR ESPECTROSCOPIA RAMAN PARA EXPLORACIÓN PLANETARIA? .....                   | 35 |
| 1.3.3   | CONSECUENCIA DE LOS OBJETIVOS CIENTÍFICOS DE EXOMARS MEDIANTE ESPECTROSCOPIA RAMAN .....    | 38 |
| 1.3.3.1 | Identificar compuestos orgánicos y buscar vida .....  | 38 |
| 1.3.3.2 | Identificar los productos minerales y los indicadores de las actividades biológicas. ....   | 41 |
| 1.3.3.3 | Caracterizar las fases minerales producidas por los procesos relacionados con el agua ..... | 43 |
| 1.3.3.4 | Caracterizar los minerales ígneos y sus productos de alteración .....                       | 46 |
| 2       | OBJETIVOS DE LA TESIS .....   | 48 |
| 2.1     | DEMOSTRACIÓN DE LA CAPACIDAD CIENTÍFICA DEL INSTRUMENTO RLS PARA EXOMARS.....               | 49 |
| 2.2     | DEMOSTRACIÓN DE LA ADECUACIÓN TÉCNICA DEL INSTRUMENTO RLS PARA EXOMARS.....                 | 50 |

|         |   |     |
|---------|---|-----|
| 2.3     | POETENCIAL DE LA TÉCNICA ESPECTROSCÓPICA RAMAN PARA EL FUTURO DE LAS MISIONES DE EXPLORACIÓN PLANETARIA ..... | 51  |
| 3       | INSTRUMENTO RAMAN PARA EXOMARS: ANTECEDENTES, EVOLUCIÓN HISTÓRICA Y CONFIGURACIÓN FINAL .....                 | 53  |
| 3.1     | EL INSTRUMENTO RAMAN LASER SPECTROMETER (RLS): ANTECEDENTES Y EVOLUCIÓN HISTÓRICA.....                        | 53  |
| 3.1.1   | EL PRIMER ESPECTRÓMETRO RAMAN PARA APLICACIONES ESPACIALES.....   | 53  |
| 3.1.2   | EVOLUCIÓN DEL ESPECTRÓMETRO RAMAN EN LA MISIÓN EXOMARS .....  | 54  |
| 3.1.3   | EVOLUCIÓN DEL INSTRUMENTO RLS.....  | 58  |
| 3.2     | CRITERIOS Y CONDICIONANTES PARA EL DISEÑO DE RLS.....   | 60  |
| 3.2.1   | PRINCIPALES REQUISITOS CIENTÍFICOS .....  | 61  |
| 3.2.2   | PRINCIPALES REQUISITOS FUNCIONALES .....  | 68  |
| 3.2.3   | PRINCIPALES REQUISITOS DE INTERFAZ.....   | 71  |
| 3.2.4   | PRINCIPALES REQUISITOS AMBIENTALES .....  | 72  |
| 3.3     | DESARROLLO TECNOLÓGICO PARA RLS.....  | 76  |
| 3.3.1   | EVOLUCIÓN DEL NIVEL TECNOLÓGICO DEL RLS .....   | 76  |
| 3.3.2   | DESARROLLO TECNOLÓGICO DEL SPU .....  | 78  |
| 3.3.3   | DESARROLLO TECNOLÓGICO DEL LÁSER.....   | 81  |
| 3.4     | DESCRIPCIÓN DEL INSTRUMENTO EN SU CONFIGURACIÓN FINAL .....   | 83  |
| 3.4.1   | DESCRIPCIÓN DEL SPU .....   | 84  |
| 3.4.2   | DESCRIPCIÓN DEL iOH.....  | 88  |
| 3.4.3   | DESCRIPCIÓN DE LA ICEU .....  | 93  |
| 3.4.4   | DESCRIPCIÓN DEL CABLEADO ELÉCTRICO Y ÓPTICO .....   | 99  |
| 3.4.5   | DESCRIPCIÓN DE LA MUESTRA DE CALIBRACIÓN .....  | 99  |
| 3.4.6   | DESCRIPCIÓN DEL SW.....   | 102 |
| 3.4.7   | DESCRIPCIÓN DE LOS ALGORITMOS DE RLS.....   | 104 |
| 3.4.8   | DESCRIPCIÓN DEL IDAT/SPECTPRO.....  | 107 |
| 3.5     | DESCRIPCIÓN DE LA OPERACIÓN DE RLS .....  | 112 |
| 3.5.1   | CONDICIONANTES A LA OPERACIÓN DEL RLS PROVENIENTES DE LA MISIÓN<br>112  |     |
| 3.5.1.1 | El efecto de la muestra triturada .....   | 112 |
| 3.5.1.2 | La influencia de no poder analizar toda el área de la muestra.....  | 115 |
| 3.5.2   | OPERACIÓN DEL RLS DENTRO DEL ALD .....  | 116 |

|         |  |     |
|---------|--|-----|
| 3.5.3   | MODOS DE OPERACIÓN DEL RLS .....   | 121 |
| 3.5.3.1 | Operación cooperativa de RLS.....  | 121 |
| 3.5.3.2 | Operación automática de RLS.....   | 122 |
| 3.5.4   | PLAN DE ACTIVIDAD DE RLS .....   | 122 |
| 3.5.4.1 | Plan de actividad del Rover de ExoMars .....   | 122 |
| 3.5.4.2 | Actividades del RLS .....  | 124 |
| 3.5.4.3 | Compresión y descarga de los datos a Tierra.....   | 128 |
| 4       | CALIFICACIÓN, VERIFICACIÓN Y CARACTERIZACIÓN CIENTÍFICA DEL INSTRUMENTO<br>RLS.....  | 130 |
| 4.1     | CALIFICACIÓN DEL INSTRUMENTO RLS.....  | 130 |
| 4.1.1   | CALIFICACIÓN MECÁNICA Y PROPIEDADES MÁNICAS DEL RLS.....   | 131 |
| 4.1.2   | CALIFICACIÓN TÉRMICA DEL RLS.....  | 134 |
| 4.1.3   | DEMOSTRACIÓN DE COMPATIBILIDAD ELECTROMAGNÉTICA DE RLS .....   | 135 |
| 4.2     | VERIFICACIÓN DE FUNCIONALIDADES CRÍTICAS DEL INSTRUMENTO RLS.....  | 136 |
| 4.2.1   | CAPACIDAD DE AUTOENFOQUE.....  | 137 |
| 4.2.1.1 | Obtención de foco y maximización de la SNR .....   | 138 |
| 4.2.1.2 | Repetitividad en la obtención de la posición de foco.....  | 144 |
| 4.2.1.3 | Obtención de la posición de enfoque en el modelo EQM .....   | 146 |
| 4.2.2   | CONTROL TÉRMICO DEL INSTRUMENTO .....  | 148 |
| 4.2.2.1 | Atermalización del diseño óptico del instrumento.....  | 149 |
| 4.2.2.2 | Control térmico del CCD .....  | 150 |
| 4.2.2.3 | Control térmico del láser.....   | 152 |
| 4.2.3   | CONFIGURACIÓN CCD-FEE.....   | 153 |
| 4.3     | CARACTERIZACIÓN CIENTÍFICA DEL INSTRUMENTO RLS.....  | 156 |
| 4.3.1   | RESULTADOS DEL BREADBOARD BB.....  | 157 |
| 4.3.1.1 | Calibración del instrumento .....  | 158 |
| 4.3.1.2 | Resolución del instrumento.....  | 160 |
| 4.3.1.3 | SNR de referencia del instrumento.....   | 162 |
| 4.3.2   | RESULTADOS DEL MODELO DE INGENIERÍA Y CALIFICACIÓN EQM .....   | 166 |
| 4.3.2.1 | Caracterización de los parámetros espectrales: parámetros de banda y<br>respuesta espectral del EQM .....  | 166 |
| 4.3.2.2 | Caracterización de la respuesta en función de los parámetros de adquisición<br>espectral y de variables físicas de calibración (p.ej. concentración) ..... | 175 |

5 CONCLUSIONES ..... 183

|                  |     |
|------------------|-----|
| ACRÓNIMOS.....   | 187 |
| REFERENCIAS..... | 192 |

## ÍNDICE DE ANEXOS

|  |    |
|--|----|
| ANEXO I: LINEAS FUTURAS PARA LA ESPECTROSCOPIA RAMAN PARA LA EXPLORACIÓN PLANETARIA..... | 1  |
| A.I-1.- EL FUTURO DE LA EXPLORACIÓN PLANETARIA.....                                      | 2  |
| A.I-2.- MEJORAS IDENTIFICADAS PARA EL INSTRUMENTO RLS .....                              | 3  |
| A.I-2.1.- MEJORAS EN EL ESPECTRÓMETRO.....   | 3  |
| A.I-2.2.- MEJORAS EN EL LÁSER .....  | 4  |
| A.I-2.3.- MEJORAS EN EL CABEZAL ÓPTICO .....   | 6  |
| A.I-3.- POTENCIAL COMBINACIÓN DE LA ESPECTROSCOPIA RAMAN CON OTRAS TÉCNICAS.....         | 8  |
| A.I-3.1.- COMBINACIÓN CON LIBS .....   | 8  |
| A.I-3.2.- COMBINACIÓN CON OTRAS TÉCNICAS.....  | 9  |
| A.I-4.- TECNOLOGÍA RAMAN EN FUTURAS MISIONES.....  | 9  |
| A.I-4.1.- LA MISIÓN EUROPA LANDER.....   | 9  |
| A.I-4.2.- LA MISIÓN MARS MOONS EXPLORATION .....   | 11 |

# 1 INTRODUCCIÓN

## 1.1 EL CONTEXTO HISTÓRICO

### 1.1.1 EL INTERÉS DE LA EXPLORACIÓN PLANETARIA

Desde tiempos inmemoriales, el hombre ha sentido la necesidad de atravesar fronteras, de explorar lo desconocido... El descubrimiento de América, la búsqueda de las fuentes del Nilo, la conquista de los polos o las ascensiones a los picos más altos de la tierra, los grandes raids aeronáuticos o la exploración de las simas oceánicas... siempre el ser humano ha buscado conocer sus límites y de extenderlos más allá de lo establecido.

A pesar de que desde las más antiguas civilizaciones se han observado y estudiado las estrellas y otros cuerpos del Sistema Solar, siempre esta exploración se había limitado dentro de nuestro planeta; hasta que comenzó la carrera espacial.

En Octubre de 1957 la URSS lanzó el *Sputnik 1*, el primer satélite artificial de la Historia; y que consistía en una esfera metálica de poco más de medio metro de diámetro, con dos transmisores de radio y unos cuantos sensores de temperatura. Daba así comienzo la carrera espacial y se abría un infinito campo de estudio y de anhelos por conquistar el espacio. El punto álgido de esta carrera se alcanzó el 21 de Julio de 1969 cuando el Apolo 11 alunizó en la superficie lunar, y Neil Armstrong se convirtió en el primer ser humano en pisar un cuerpo celeste distinto de La Tierra.

Una vez fuimos conscientes de nuestra nueva capacidad para la exploración planetaria, inmediatamente volvió a surgir con fuerza una de las cuestiones fundamentales que el ser humano se plantea: ¿estamos solos en el Universo?

Para ser capaces de responder a esta cuestión, fue necesario su reformulación, desde el punto de vista de la astrobiología... ¿cuáles son los procesos químicos necesarios para la aparición de organismos?, ¿cómo se produjeron dichos procesos en La Tierra? ¿de forma autónoma, o con alguna ayuda en forma de meteorito externo?... y esos procesos ¿son reproducibles en otros ambientes, externos al nuestro? ¿lo pudieron llegar a ser?

En paralelo a estas cuestiones, se planteó el deseo, y puede que en un futuro sea necesidad, de buscar otros mundos potencialmente colonizables y que puedan ser finalmente habitables por el ser humano. Así, toda la comunidad científica estaba de acuerdo en que la siguiente frontera a alcanzar era Marte, nuestro planeta vecino; y que su estudio no debía limitarse a un profundo conocimiento geológico-bioquímico, si no que además se debía conocer su clima y sus potenciales condiciones de habitabilidad futura.

En el proceso de tratar de dar una respuesta científica a estas preguntas, era evidente que las capacidades tecnológicas requerían ser actualizadas; y así, las observaciones desde estaciones terrestres daban paso a misiones orbitales alrededor del planeta rojo,

primeramente, posteriormente se desarrollaron misiones con landers<sup>1</sup> y estaciones fijas; y finalmente se alcanzó la capacidad de movimiento sobre su superficie mediante rovers<sup>2</sup>.

El siguiente paso en esta carrera de desarrollo tecnológico que requería la comunidad científica, era la exploración sub-superficial del planeta. Debíamos ser capaces de analizar muestras no sometidas a la radiación cósmica.

### 1.1.2 HISTORIA DE LA EXPLORACIÓN MARCIANA

El planeta Marte ha sido objeto de estudio desde que fue descubierto por las civilizaciones antiguas. Su proximidad a la Tierra, su color rojizo y sus peculiares lazos<sup>3</sup> en su movimiento en el cielo hicieron que fuese un planeta muy observado y estudiado.

Conforme fue mejorando la instrumentación astronómica se pudo ir conociendo más sobre su superficie. Así, astrónomos como C. Huygens, G. Cassini o W. Herchel en el siglo XVII ya descubrieron la existencia de casquetes polares, determinaron la inclinación de su eje de rotación o la existencia de una tenue atmósfera. Fué durante el SXIX, que A. Hall, G. Schiaparelli o P. Lowell descubrieron sus satélites Deimos y Phobos, y se comenzó a cartografiar su superficie. Los “canales” que se observaron entonces dispararon la imaginación colectiva hasta suponer que eran el resultado de una civilización inteligente.

Pero el salto cualitativo en el estudio del planeta rojo se dio con la carrera espacial entre EEUU y la Unión Soviética, durante la década de los sesenta y hasta mediados de los setenta del siglo pasado. En primer lugar se fotografió su superficie con las misiones de NASA *Mariner 4, 6 y 7* (fly-bys) y la *Mariner 9* (orbitador), y las misiones *Mars* Soviéticas (*Mars 3* fue la primera en aterrizar de forma controlada, y operó durante 20 segundos) y finalizando con las exitosas misiones de NASA *Viking 1 y 2* en 1976 (ambas con orbitador y lander), que proporcionaron un extenso material fotográfico (ver Figura 1-1) y meteorológico, aunque con un resultado negativo en su búsqueda de trazas biológicas.

---

<sup>1</sup> Sondas que una vez alcanzan la superficie, no tienen capacidad de movimiento, y toda su capacidad científica la desarrolla mediante los instrumentos fijos que despliega

<sup>2</sup> Vehículos con capacidad de desplazarse sobre la superficie, y capacidad de analizar distintas zonas a lo largo de su recorrido.

<sup>3</sup> Movimiento retrógrado que dibuja Marte en el cielo al ser visto desde la Tierra, cuando cada 25 meses estos planetas se alinean con el Sol, y la Tierra adelanta a Marte. Si se superpone ese movimiento a lo largo de los días en el cielo, el resultado se asemeja a un lazo



Figura 1-1: Imagen obtenida por el Viking 1. NASA

Tras las misiones *Viking 1* y *2* (1976), y su frustrada búsqueda de vida por el alto contenido oxidante hallado en su superficie, puede decirse que hubo unos años en los que decayó el interés por el planeta rojo. Pero a principios de los años 90, el mundo científico volvió de nuevo sus ojos hacia Marte, principalmente por dos motivos:

Por una parte, se entendió que aunque en la actualidad Marte es un planeta con ausencia de agua en estado líquido en su superficie, esto no siempre fue así; y es que en un pasado remoto albergó grandes océanos acuosos y su formación fue muy similar a la de La Tierra (En su origen Marte pudo ser más húmeda, más cálida y con una atmósfera mayor y más densa que la que posee hoy en día).

Se dio por hecho la existencia de abundante agua (en forma de hielo) en sus polos ya que pudieron ser observados y fotografiados ampliamente, y se entendió que el planeta sufrió grandes cambios climáticos y una gran actividad geológica. Es decir, las similitudes con la Tierra son muy grandes y, de alguna forma, se entendió que es el único planeta del Sistema Solar que por estas características (rocoso y con presencia de agua) en un futuro podría albergar vida y que será el siguiente paso, después de la Luna, en la conquista espacial. Así mismo, el estudio de una posible formación de vida en el pasado de este planeta y las causas por las que se pudo extinguir, ayudarían a entender los mecanismos de la creación de la vida en la Tierra y, al fin y al cabo, a responder a una de las preguntas fundamentales de la humanidad: ¿estamos solos en el Universo?.

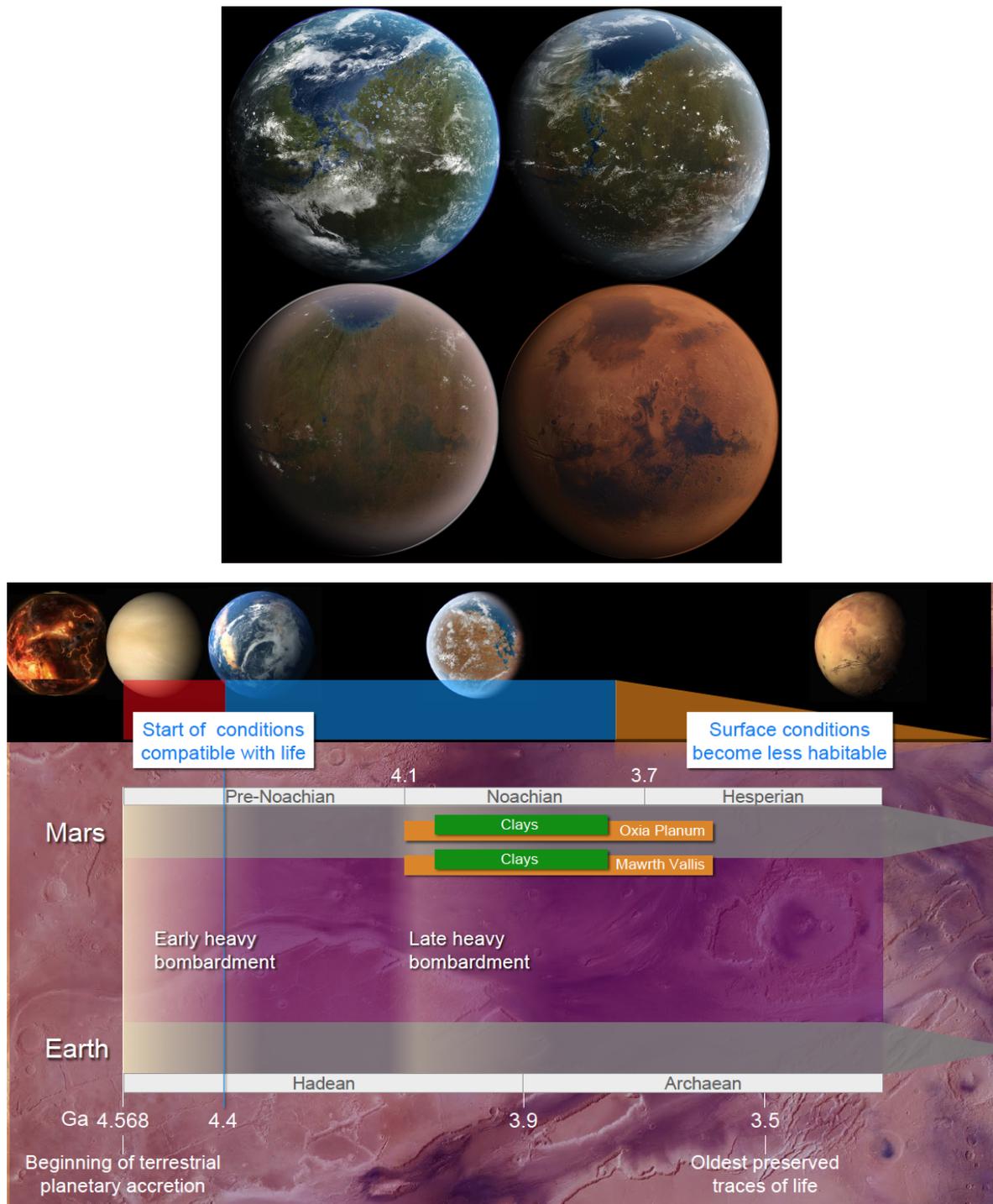


Figura 1-2: Recreación de la evolución de Marte (a lo largo de 4 Giga-años). ESA

Por otra parte, desde principios de los años 80, se evidenció que había un numeroso grupo de meteoritos encontrados en la superficie de la Tierra, que mantenían una gran diferencia en su composición con otros meteoritos identificados. Su datación mostraba que eran más recientes que cualquier otro meteorito encontrado en la Tierra. Además, diversos estudios determinaron una composición similar a la de las rocas analizadas por los landers de las Misiones Viking en Marte, que mostraban gases atrapados análogos a

los constituyentes de la atmósfera marciana detectados por las misiones espaciales mencionadas. Sin embargo, las concentraciones acuosas de estos gases eran mucho mayores que las encontradas en cualquier otro meteorito. A estos restos geológicos, cuyo origen se suponía marciano, se les denominó “meteoritos SNC” atendiendo a las iniciales de los diferentes grupos: Shergottitos (por el descubierto en Shergotty, India, en 1865), Nakhlitos (por el hallado en Nahkla, Egipto, en 1911), y Chassignitos (por el descubierto en Chassigny, Francia, en 1815). Pero el punto álgido en el estudio de meteoritos marcianos se produjo en Agosto de 1996, cuando el entonces presidente de EEUU, Bill Clinton, convocó una rueda de prensa para anunciar a los medios de comunicación el descubrimiento por parte de NASA de formaciones fósiles microscópicas, producidas por una bacteria, en el meteorito marciano ALH84001 (*McKay et al., 1996*).



Figura 1-3: Posible microorganismo fósil observado en el meteorito ALH84001

Con el impulso favorable que estos acontecimientos produjeron en el estudio de Marte el 4 de Julio de 1997, tuvo lugar el amartizaje del Lander Pathfinder y la operación del Rover (vehículo robótico) Sojourner, que se convirtió en el primer vehículo teledirigido que rodaba fuera del sistema Tierra-Luna. El impacto en los medios de comunicación no tuvo precedentes y copó las portadas de todos los medios durante varios días. El hecho de coincidir con los primeros pasos de la globalización de la información gracias a internet, fue lo que le dio el empujón publicitario definitivo, convirtiéndose en el evento más seguido en la historia de internet hasta ese momento (llegando a doblar el seguimiento de los JJOO de Atlanta 96).<sup>4</sup>

---

<sup>4</sup> En ese momento se definió como: “El día en el que Internet se detuvo” *The day Internet stood still*: <https://www.nasa.gov/specials/pathfinder20/>



Figura 1-4: Portada de la revista *Time* tras la llegada del *Sojourner* a Marte

Desde ese día, quedó claro cómo la nueva era que se abría en la exploración planetaria quedaría ligada íntimamente a la forma en que se mostraría al público a través de los medios de comunicación. Ver Figura 1-5

*"... the Mars landing may signal the start of a new interactive era in the mass consumption of news..."*

– The New York Times, July 14, 1997

Figura 1-5: Declaración del NYT relativa a como la nueva era de la exploración planetaria iría desde entonces

Además, la misión Pathfinder pasó a convertirse en el máximo exponente de la nueva política que la NASA adoptó a principios de los 90, y que se denominó como FBC, es decir *Faster, Better, Cheaper* (más rápido, mejor, más barato). Esta filosofía proponía acortar los tiempos necesarios para el desarrollo de nuevas misiones, reducir los costes y aumentar el retorno científico, mediante un aumento de las misiones en menores intervalos de tiempo.

Así pues, aprovechando los recientes éxitos y coincidiendo con los años de bonanza económica, se produjo una fiebre exploradora de Marte que hizo que prácticamente todas las oportunidades de lanzamiento al planeta rojo fuesen aprovechadas por la NASA con al menos una misión: más de una decena de misiones *fly-bys* (sondas que realizan

sobrevuelos), orbitadores, landers y Rovers tomaron rumbo a Marte durante los siguientes años... Ver Figura 1-6.

### EVOLVING SCIENCE STRATEGIES FOR MARS EXPLORATION

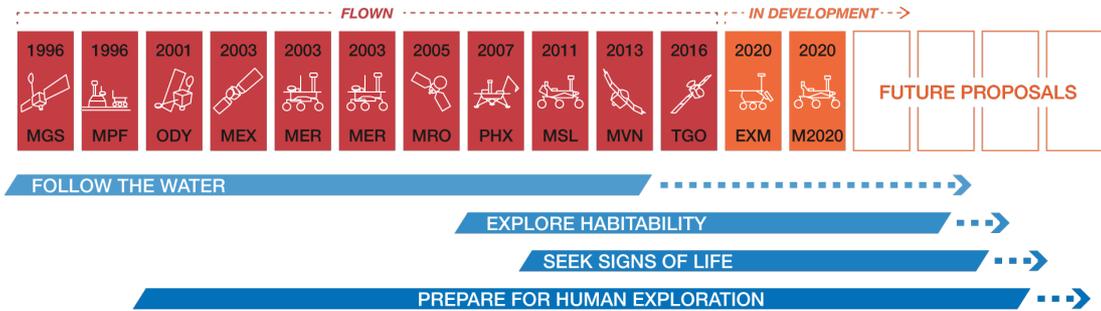


Figura 1-6: Diferentes misiones a Marte y los objetivos que persiguen<sup>5</sup>. NASA

Y con cada nueva misión, los retornos científicos aumentan y se conocen mejor la composición de la atmósfera y de la superficie marciana, la climatología, su campo magnético y gravitatorio, y cada vez quedaba más patente la huella que en su día dejó el agua en la superficie en forma de barrancos, lechos fluviales e, incluso, inundaciones... Y así los astrónomos dejaron paso a los geólogos y biólogos en el estudio de ciencia marciana.

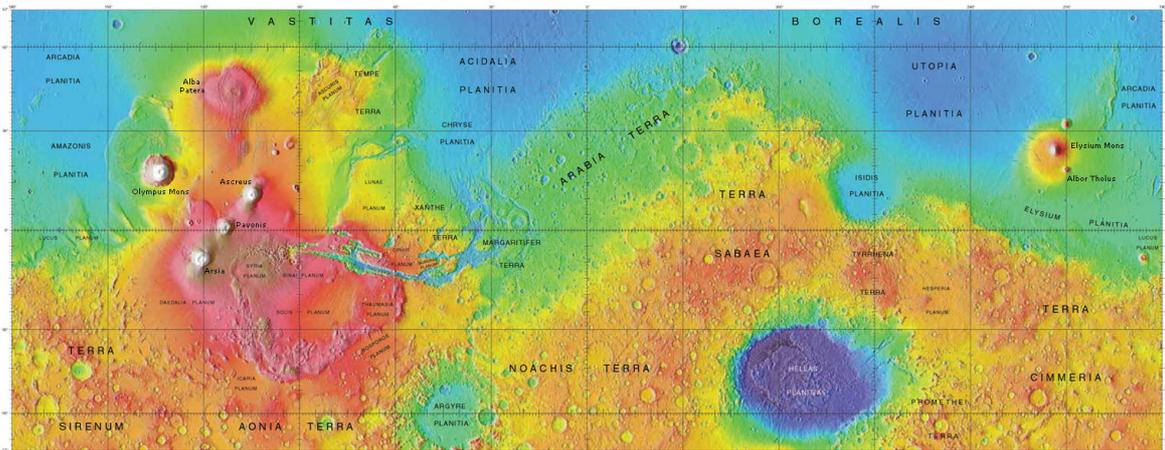


Figura 1-7: Mapa topográfico de la superficie marciana

<sup>5</sup> MGS: Mars Global Surveyor; MPF Mars Path Finder; ODY: Mars Odyssey; MEX: Mars Express; MER: Mars Explorer Rovers (Spirit & Opportunity); MRO: Mars Reconnaissance Orbiter; PHX: Phoenix Mars Lander; MSL: Mars Science Laboratory (Curiosity); MVN: Maven; TGO: Trace Gas Orbiter...

### 1.1.3 EVOLUCIÓN DE LA INSTRUMENTACIÓN EN LAS MISIONES DE LA SUPERFICIE MARCIANA

Una vez que el desarrollo tecnológico fue capaz, no sólo de aterrizar de forma controlada en la superficie marciana, si no de, además permitir la movilidad sobre la misma, las opciones de retorno científico se multiplicaron y la necesidad de evolucionar la instrumentación científica a bordo de los *landers* y *rovers*, era un hecho.

Así, los *Viking Landers* I y II, (ver Figura 1-8) fueron los precursores en cuanto al tipo de instrumentación científica que este tipo de misiones llevaban a bordo. En primer lugar y por primera vez, se pudo estudiar in situ la atmósfera marciana mediante medidas directas. A lo largo de todo el descenso de la sonda y hasta su amortizaje, se midió la ionosfera (distribución de los electrones del viento solar y de los fotoelectrones y su interacción con las capas altas de la atmósfera) y ya en las capas más bajas, se caracterizó su atmósfera en detalle (densidad, presión, temperatura, composición molecular...) Una vez en el suelo marciano, estas medidas se incrementaron con las del viento marciano, analizando velocidad y dirección del mismo. Para el análisis de la movimientos sísmicos se contaba con varios sismógrafos instalados en las patas de aterrizaje.

A estos instrumentos les acompañaba, en cada Lander, dos cámaras que proporcionaban imágenes de la superficie, y que a lo largo de toda la misión fueron capaces de mandar a la Tierra más de 16000 fotos. Para el análisis de su superficie el *lander* estaba dotado de un brazo robótico con una pala en su extremo, que permitía recoger muestras excavando zanjas alrededor de la sonda, y que tras triturarlas y pasarlas por un tamiz, las depositaba en unos embudos para su análisis. Los componentes químicos de las muestras superficiales, se estudiaban con un espectrómetro de fluorescencia de rayos X Para el análisis molecular y de concentraciones relativas de compuestos se instaló un espectrómetro de masas de fase gaseosa.



Figura 1-8: Maqueta del Viking Lander. NASA

Pero la parte más ambiciosa de la misión *Viking*, eran sus experimentos biológicos, que tenían como objetivo la búsqueda de vida en Marte. Las sondas *Viking* que se posaron sobre la superficie llevaban consigo el '*Biology Instrument*'<sup>6</sup>

A pesar de que en algunos casos, el resultado de algunos experimentos fue calificado como "positivo", sin embargo los equipos científicos coincidieron en que diferentes procesos químicos o geológicos podrían ser los causantes de dichos resultados falseados; y como conclusión se determinó que la vida en la superficie de Marte era inexistente.

Más adelante, la misión *Pathfinder*, si bien fue todo un éxito desde el punto de vista de la demostración tecnológica, aportó muy poco desde el punto de vista científico.

En el *lander* contaba con una estación meteorológica y sísmica, unas cámaras para fotografiar el entorno, e incluía el rover *Sojourner*. Este vehículo, además de contar con una serie de cámaras para fotografiar su recorrido y visualizar las muestras de análisis, contaba con un espectrómetro de rayos X que permitía determinar la composición de las rocas y las características de la superficie marciana.

Las numerosas imágenes (ver Figura 1-9) que se obtuvieron y enviaron de la rodadura y operación del rover sobre la superficie, fueron de gran valor para estimar la composición del suelo marciano; así como para comprender las necesidades futuras de este tipo de vehículos teledirigidos sobre la superficie de Marte.



Figura 1-9: Imagen del rover *Sojourner* desde el *Pathfinder*. NASA

El siguiente paso en la instrumentación para la exploración de la superficie marciana iba a bordo de los rovers gemelos de NASA *Spirit & Opportunity*, en la misión MER (Mars Exploration Rover), lanzados en 2003 y aterrizados con éxito en Enero de 2004.

Estos rovers disponen de un mástil con una serie de cámaras que les permiten determinar la mineralogía, textura y estructura del terreno local, y les ayudan a la navegación. E incorporan un brazo robótico que incluyen una serie de instrumentos (ver Figura 1-10) que consiguen mejorar significativamente los datos científicos obtenidos por estos vehículos.

Destacamos los instrumentos cuya finalidad es determinar la composición de las rocas y el terreno que se han ido encontrando los rovers, como son: un espectrómetro Mössbauer para analizar minerales que contienen hierro, un espectrómetro de Rayos X a

---

<sup>6</sup> Un contenedor con tres experimentos (el *Pyrolytic Release Experiment*, el *Labeled Release Experiment*, y el *Gas Exchange Experiment*), cada uno definido por un equipo científico independiente, con el objetivo de identificar procesos biológicos.

base de partículas alfa y un espectrómetro de emisión térmica infrarrojo. Además el brazo robótico dispone de un microscopio para la obtención de imágenes de alta resolución de rocas y suelos; y una herramienta para la abrasión de rocas, que permite eliminar las capas superficiales y exponer así material más limpio y no erosionado para ser examinado por el resto de instrumentos a bordo.

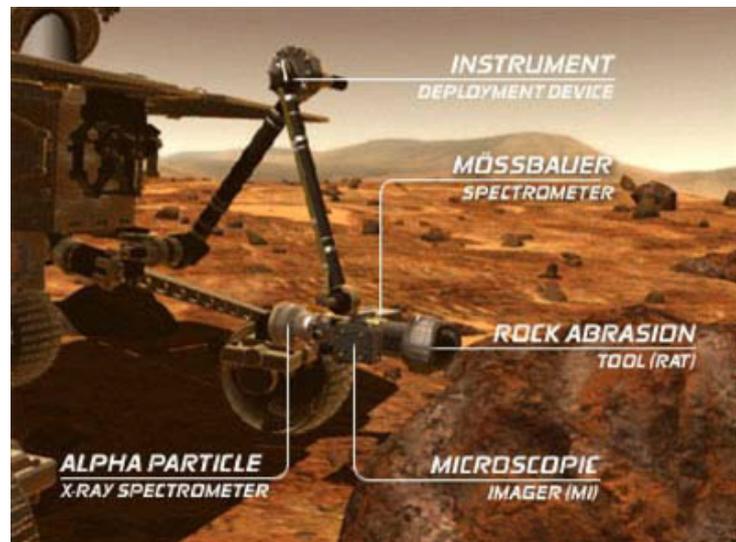


Figura 1-10: Instrumentación en el brazo robótico de los rovers *Spirit* y *Opportunity*. NASA

El *Spirit* dejó de funcionar en 2010 tras recorrer más de 7 km sobre la superficie marciana, y obtener decenas de miles de imágenes y datos de la superficie marciana. Y el *Opportunity*, a día de hoy, todavía sigue operativo tras haber sobrepasado en más de 50 veces su esperanza de vida estimada, y ¡haber recorrido más de 45km! (ver Figura 1-11)



Figura 1-11: Recorrido maratónico del rover *Opportunity* al cabo de 11 años de operación en Marte. NASA

El último hito en la historia de los rovers en Marte, lo ha escrito de nuevo la NASA con su nuevo rover MSL (*Mars Science Laboratory*) que fue bautizado como '*Curiosity*'. Se lanzó a finales de 2011 y llegó en Agosto de 2012, en lo que se consideró una hazaña tecnológica, tanto por su tamaño (pesa más de 900kg, frente a los 180kg de *Spirit & Opportunity*, o los 10kg de *Sojourner*) como por su sistema de aterrizaje suave en la superficie marciana, mediante una grúa elevada a unos pocos metros de la superficie y sostenida mediante unos retro-cohetes durante el descenso (*sky-crane*)<sup>7</sup>.

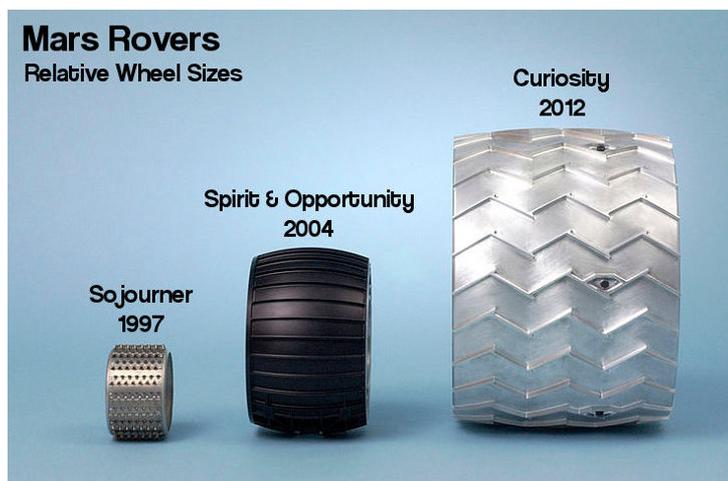


Figura 1-12: Comparativa del tamaño de las ruedas de los rover *Sojourner*, *Spirit & Opportunity* y el *Curiosity*

En esta ocasión, se instalaron a bordo del *rover* hasta 12 instrumentos científicos (ver Figura 1-13), ya que los objetivos que se marcaron eran muy ambiciosos. Entre ellos estaban la evaluación de procesos biológicos, investigaciones geológicas y geoquímicas, la evaluación de procesos planetarios (atmosféricos y relacionados con procesos acuosos) y la caracterización de la radiación sobre la superficie de Marte.

Para la consecución de estos objetivos, se instalaron hasta 5 conjuntos de cámaras, algunas para ayudar a la navegación del *rover* y evitar obstáculos, otras para la selección de objetivos interesantes. Una vez se identificaba una de estas potenciales muestras, se utiliza el espectrómetro LIBS (*Laser Induced Breakdown Spectrometer*) (*ChemCam*) para analizar la composición química de distintos puntos de la muestra seleccionada a una distancia de hasta 10 metros,. Posteriormente se aproximarán, desde el brazo robótico un espectrómetro de rayos X de partículas alfa (APXS), un DRT (Dust Removal Tool) para limpiar las superficies, y un microscopio óptico que permite tomar imágenes de las muestras.

Para realizar un análisis químico y mineralógico de muestras en polvo obtenidas de la superficie directamente, o a través de un pequeño taladro instalado en el brazo robótico, se utiliza un instrumento que mediante la difracción y la fluorescencia de rayos X,

<sup>7</sup> Ver video en: <https://www.youtube.com/watch?v=E37Ss9Tm36c>

cuantifica y analiza la estructura de los minerales contenidos en una muestra (CheMin). Para la búsqueda de componentes orgánicos se utiliza un instrumento que combina la espectroscopía de masas, la cromatografía de gases y la espectrometría láser ajustable (SAM).

Finalmente, el rover también cuenta con su propia estación meteorológica (REMS<sup>8</sup>), y con dos detectores de radiación (RAD y DAN) que miden la radiación espacial y solar que recibe Marte y la potencial presencia de agua en la superficie, respectivamente.

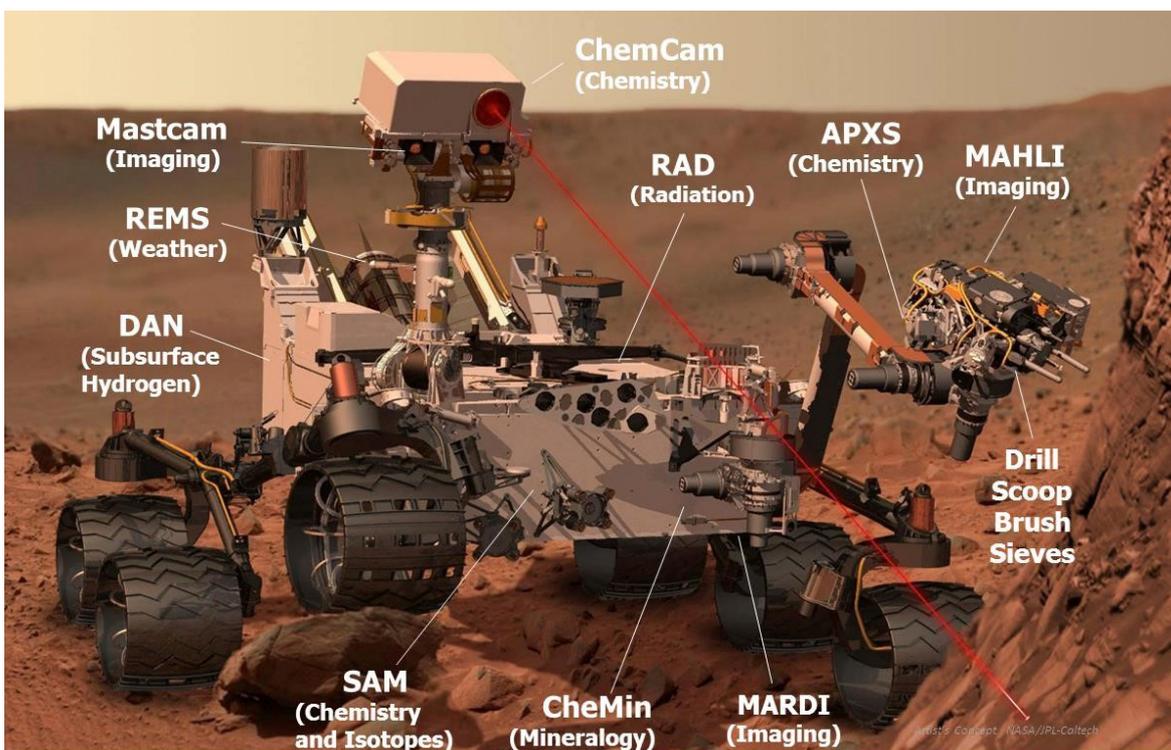


Figura 1-13: Instrumentos científicos del *Rover Curiosity*. NASA

Si bien la misión se está desarrollando exitosamente tanto desde un punto de vista tecnológico y de operación, así como de la caracterización geológica, geoquímica, o de las investigaciones atmosféricas y de radiación presente en Marte, con unos resultados de gran interés científicos. Sin embargo, en la evaluación y comprensión de los procesos biológicos, los resultados obtenidos no están alcanzando los objetivos que se fijaron originalmente en la misión debido principalmente a la dificultad para interpretar de forma inequívoca los resultados científicos.

#### 1.1.4 EL FUTURO EN LA EXPLORACIÓN MARCIANA

<sup>8</sup> Instrumento español desarrollado por el CAB-INTA

Parece claro que las nuevas misiones en el horizonte de la exploración marciana, el Rover de ExoMars de la ESA y Mars2020 de la NASA, están llamadas a seguir escribiendo páginas importantes en la exploración de Marte. Sin embargo, para poder alcanzar objetivos realmente relevantes desde un punto de vista científico, en la búsqueda de trazas orgánicas, es necesario buscar en sitios diferentes.

Por una parte, la adecuada selección de los lugares de aterrizaje resulta fundamental para la obtención de resultados diferentes, por lo que deben buscarse zonas más interesantes para explorar, aunque eso suponga una mayor dificultad para el aterrizaje y la navegación. Por otra parte, cada vez resulta más evidente la necesidad de ampliar la zona de estudio en una tercera dimensión, y poder acceder así a zonas bajo la superficie marciana, que no hayan sido afectadas por la radiación espacial y que, por tanto, preserven potenciales trazas orgánicas para su análisis.

Pero después de ExoMars y Mars2020, ¿qué? Hoy en día, en el cambiante panorama socio-económico mundial, nuevos actores parecen llamados a compartir protagonismo en el futuro de la exploración planetaria, con las Agencias Occidentales (NASA, ESA, JAXA...) y Rusia. Por una parte, potencias económicas y demográficas emergentes como China o India, que siguen dando continuidad a su propia carrera espacial y que mantienen Marte como uno de sus objetivos; o economías árabes del Medio Oriente inundadas por petrodólares, que están dando sus primeros pasos importantes en esta industria; y que por su capacidad económica podrían fácilmente jugar un papel relevante en un futuro.

Por otra parte, en el otro extremo de este tablero, en el mundo occidental parece que en la industria espacial privada se va haciendo con el hueco que las administraciones públicas está dejando; una incipiente industria, cuyos máximos exponentes son las empresas *SpaceX* o *Blue Origin*, quienes basan los nuevos desarrollos en la reutilización de los lanzadores, el desarrollo de nuevos combustibles (que sean fácilmente generables desde la Luna o Marte), nuevos materiales o nuevos conceptos de misión; y que en el caso de *SpaceX* se ha fijado la meta de realizar su primera misión a Marte en 2022, para llevar provisiones y reservas de combustible, para que pudiesen ser utilizados en la siguiente misión, tripulada, en 2024.



Figura 1-14: Representación de un despegue desde la superficie marciana de un cohete BFR (*Big Falcon Rocket*)

## 1.2 EXOMARS. LA PRIMERA MISIÓN DE LA ESA EN LA SUPERFICIE DE MARTE

### 1.2.1 LOS ORÍGENES DE LA MISIÓN EXOMARS

Las actividades de exobiología en la ESA comenzaron en la década de 1980 con la preparación de experimentos para el ERA: *Exobiology and Radiation Assembly* (Construcción de Exobiología y Radiación). ERA voló en 1992, a bordo de la misión Eureka, y estuvo activo durante casi un año. Proporcionó resultados sobre la exposición de invertebrados, microorganismos, moléculas orgánicas y hongos a las condiciones espaciales a largo plazo: luz ultravioleta, radiación y vacío.

Como una progresión lógica de ERA en la investigación de la exobiología en bajas órbitas terrestres, un equipo científico para el estudio de la astrobiología (exobiology), el *Astrobiology Science Team*, fue nombrado por la Dirección de la ESA de Vuelo Espacial Tripulado y Microgravedad en septiembre 1996, con la misión de evaluar el estado de las investigaciones en exobiología y campos relacionados en aquel entonces, y luego formular recomendaciones a la ESA para una búsqueda futura de vida en otras partes del Sistema Solar. Los resultados completos se publicaron en la ESA SP-1231, en octubre de 1999, con el nombre de: '*Exobiología en el Sistema Solar y la búsqueda de vida en Marte. Informe del Estudio de Equipo de Exobiología de la ESA 1997-1998*' el que resultó llamado "*El Informe Libro Rojo*".

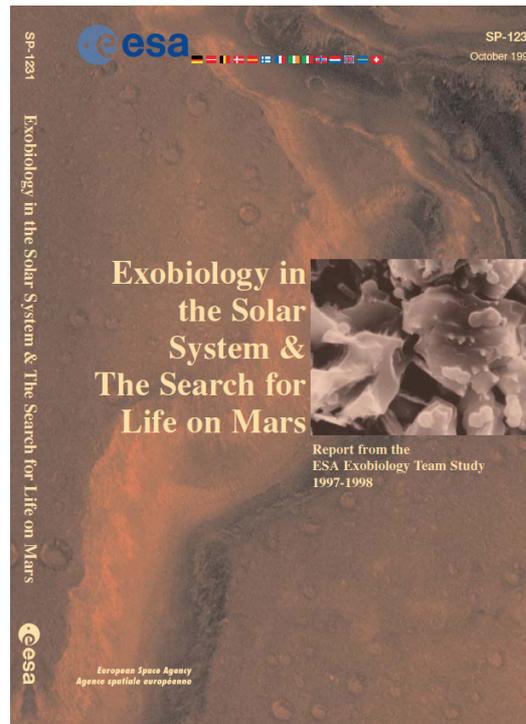


Figura 1-15: Portada de 'El Libro Rojo' de ExoMars. ESA

Desde un punto de vista científico fue la primera vez que en Europa, se reunieron y analizaron con gran detalle los diversos aspectos relevantes de una posible búsqueda de la vida en otros lugares. Además, en dicho documento se planificaron razonablemente los experimentos espaciales de exobiología que debían llevarse a cabo, con la limitación de recursos propios de la ESA, para realizar esa búsqueda.

De esta manera se trataba de dar respuesta a una serie de grandes preguntas para esta investigación:

#### ¿Dónde buscar?

Donde haya habido evidencias de la existencia de agua líquida, bajo la superficie de un planeta rocoso. La respuesta es, evidentemente, en Marte, y éste se definió como objetivo prioritario para la ESA. Así, se dedica un capítulo que cubre más de la mitad del documento ESA SP-1231 a la búsqueda de vida en Marte

#### ¿Qué buscar?

Se entiende que, dado que las posibilidades de encontrar un flujo hidrotermal bajo la superficie son remotas, lo más fácil será encontrar evidencias de vida extinta, en modo de fósiles, evidencias geoquímicas o mineralógicas de biotrazas, o residuos de origen orgánico. Y dado que las misiones *Viking* mostraron que la alta oxidación en la superficie destruía cualquier posible traza orgánica y que, además, en la superficie existía una elevada exposición a la radiación cósmica, la recomendación fue la de buscar pruebas de vida desaparecida debajo de la superficie de Marte.

#### ¿Cómo buscar?

Evidentemente, y siguiendo el ejemplo de las últimas misiones Apolo estadounidenses, el objetivo deseable hubiese sido el retorno de muestras marcianas para poder someterlas a un estudio exhaustivo en la Tierra. Sin embargo, era evidente de que el insuficiente desarrollo tecnológico, y también un desconocimiento de las muestras más interesantes a retornar, lo hacían inviable. Por ello se propuso integrar un conjunto de seis instrumentos a bordo de un *rover*. Todos ellos eran adaptaciones de instrumentos que estaban en desarrollo o que ya habían volado en otras misiones espaciales y, juntos, formaban un paquete integrado de equipo de análisis que debería ser capaz de proporcionar una respuesta convincente a la pregunta: "¿Hay evidencia aquí, en este sitio particular de aterrizaje, de que haya existido vida anterior o de que pueda haber vida en el presente?"

En este informe se plasma la idea de que si ese conjunto de instrumentos<sup>9</sup> (que fue provisionalmente llamado 'Pasteur' en homenaje al químico y microbiólogo francés del SXIX que demostró la existencia de vida donde otros sólo veían química) pudiese probar lo mismo en Marte, entonces el esfuerzo humano y económico para Europa habrá valido la pena. Y si el resultado fuese negativo de manera concluyente, también sería de gran valor ya que, además, se obtendrá una enorme cantidad de información sobre la geoquímica y mineralogía sub-superficiales, adquirida como parte de la búsqueda de vida extinta, y eso ya sería en sí mismo un logro científico importante.



*'Dans le champs de l'observation le hasard ne favorise que les esprits préparés'*

- Louis Pasteur, 1854.

*('Where observation is concerned, chance favours only the prepared minds')*

*En el campo de la observación, la suerte sólo favorece a las mentes preparadas*

La cuidadosa selección de la instrumentación para situar a bordo del *rover* de ExoMars era crítica, ya que debía ser capaz de proporcionar evidencias concretas (a favor o en contra) a la pregunta de si existen biomarcadores, tras una prueba realizada a una muestra obtenida en un punto determinado. Y, de esa forma, evitar a toda costa medidas ambiguas o no claras, que pudiesen derivar en un descrédito de la exobiología.

Con estas premisas, se identificaron tres requisitos fundamentales para la misión de búsqueda de vida en Marte:

- El sitio de aterrizaje debería tener un alto potencial astrobiológico, lo que no había sucedido hasta entonces (misiones *Viking* o *Pathfinder*). Los sitios con depósitos sedimentarios y relativamente libres de arena arrastrada por el viento serían los principales objetivos.
- Las muestras deberían tomarse en varios lugares, a ser posible libres de oxidación superficial. La existencia de un *rover* se consideró imprescindible para acceder a diferentes puntos a lo largo de la superficie. El vehículo tendría que estar equipado con un taladro para llegar hasta el subsuelo y poder perforar las rocas de la

<sup>9</sup> Llamado 'Pasteur' en homenaje al químico y microbiólogo francés del SXIX que demostró la existencia de vida donde otros sólo veían química

superficie, además de contar con un sistema que preparase las muestras para su análisis por los distintos instrumentos.

- Las mediciones integradas deberían realizarse sobre las muestras en el mismo lugar en el que se obtuviesen.

El paquete de astrobiología debería contar entonces con:

- Un microscopio para el examen general de las muestras con una resolución de 3  $\mu\text{m}$  (más una cámara de proximidad con una resolución de 50  $\mu\text{m}$ )
- Un espectrómetro Raman infrarrojo para identificar moléculas minerales y orgánicas, con excitación IR cercano para estudios biológicos y geoquímicos
- Un espectrómetro de rayos-X de protones alfa para identificar elementos químicos
- Un espectrómetro Mössbauer para medir la composición del hierro y los estados de oxidación
- Un cromatógrafo pirolítico de gas y un espectrómetro de masas para la composición molecular isotópica, elemental, orgánica e inorgánica, y medidas de quiralidad
- Y sensores para peróxido de hidrógeno y otros oxidantes

Durante los años 1999 y 2000, la NASA tenía planes muy ambiciosos para la exploración de Marte, con misiones que se iban a lanzar cada dos años, y la ESA vio un potencial de cooperación científica a través de la contribución de uno o más elementos de carga útil a una futura misión americana. El resultado de estos estudios fue un concepto de diseño preliminar para lo que se llamó la Instalación de Explotación Multi-Usuario de Exobiología (*Exobiology Multi-User Facility* (EMF)).

A la vista de una posible colaboración con la NASA, en 1999 la ESA publicó un Anuncio de Oportunidad (AO) solicitando propuestas para experimentos de exobiología que se realizarían en Marte utilizando la EMF, aunque no se había identificado todavía ninguna oportunidad de vuelo específica en ese momento. La Agencia norteamericana proporcionaría la infraestructura necesaria para los diversos instrumentos: mecánicos, de control, de energía, térmicos y de comunicaciones. También aportaría una unidad de perforación y un sistema de distribución y preparación de muestras. Los investigadores debían proponer los instrumentos científicos. Este AO consiguió una reacción limitada y, en total, se recibieron 13 propuestas a modo de respuesta. Fueron examinadas y evaluadas por un grupo independiente de revisores, con el resultado de que una propuesta se consideró excepcional y otras cuatro fueron catalogadas como altamente recomendables.

Lamentablemente, la desafortunada pérdida de las misiones de NASA *Mars Polar Lander* y *Mars Climate Orbiter*, a finales de 1999, colocó el escenario de la misión conjunta en espera. La NASA emprendió una revisión crítica de su programa de exploración de Marte y sus misiones FBC. El resultado fue una revisión de la secuencia de las misiones, con menos viajes y una menor frecuencia de lo previsto anteriormente. Todos los aterrizajes después de los *rovers* gemelos MER 2003 (*Mars Explorer Rovers: Spirit & Opportunity*), dedicados al estudio de la mineralogía superficial, se pospusieron a 2009 y años posteriores. A la vista de estos acontecimientos, las condiciones para participar en una

misión estadounidense, tal como se definían en la AO de Exobiología de 1999, dejaron de ser realistas.

En este contexto internacional, Europa se vio empujada a tomar la iniciativa en la exploración marciana, y así las actividades de exobiología en la ESA recibieron un fuerte impulso en noviembre de 2001 cuando los ministros europeos aprobaron la financiación de dos nuevos programas espaciales importantes: ELIPS y Aurora.

La mayor parte del Programa Europeo de Vida y Ciencias Físicas en el Espacio (ELIPS: *European Life & Physical Sciences*) estaría dedicado a la investigación en la Estación Espacial Internacional, y a la investigación de exobiología en el entorno de la baja órbita terrestre. Sin embargo, el programa Aurora se creó con el objetivo de formular un plan europeo a largo plazo para la exploración robótica y humana de nuestro Sistema Solar, en particular de aquellos cuerpos prometedores para la vida. La aprobación de estos dos programas marcó el firme compromiso de los estados europeos miembros de la ESA, de continuar apoyando la investigación exobiológica y garantizar la consolidación del papel de Europa como socio de gran relevancia en la exploración planetaria.

Con un planteamiento a largo plazo, el Programa Aurora se marcó como objetivo prepararse para la futura exploración humana de Marte. Para lograr esto, primero deberían desarrollar las tecnologías necesarias mediante la realización de una serie de misiones robóticas que validasen los avances tecnológicos. Pero también deberían resolver cuestiones científicas importantes relacionadas con la exobiología, como la protección planetaria y la respuesta de los seres humanos a las estancias prolongadas en Marte.



Figura 1-16: Ilustración del Programa Aurora. ESA

El Comité Consultivo del Programa de Exploración (EPAC), en su calidad de consejo asesor del Programa Aurora, elaboró una hoja de ruta que definía los principales hitos a lo largo de la vida del programa. Las tres primeras misiones contempladas en la hoja de ruta son, en orden cronológico:

- 1) Una misión con un Rover dedicada a la exobiología
- 2) Una misión de retorno de muestras de Marte (MSR)
- 3) Y finalmente, una misión de Utilización de Recursos In Situ (ISRU)<sup>10</sup>

Así, durante los primeros meses de 2002, en la Instalación de Diseño Concurrente (CDF), la ESA emprendió un esfuerzo de diseño de más 4 meses y el que involucró a más de 30 expertos para definir la primera hoja de ruta para la misión de la primera fase de la programa Aurora, apodada ExoMars09.

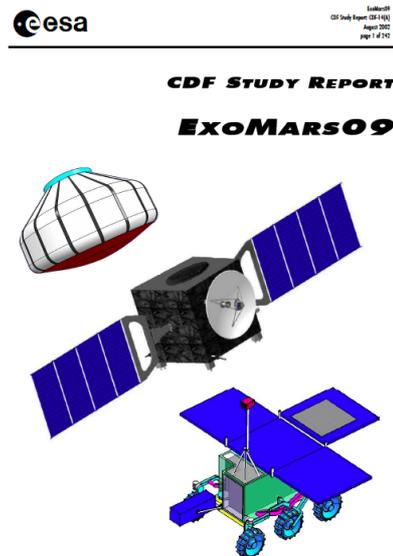


Figura 1-17: Portada del Estudio Preliminar de la Misión ExoMars. ESA

Para la definición de la misión ExoMars se tomó como referencia todas las actividades anteriores a este estudio: desde la investigación de exobiología, pasando por el trabajo del *Red Book Team* hasta contratos industriales encargados para el estudio de viabilidad de la Fase A.

El informe CDF ExoMars09, abarcaba todos los aspectos de ExoMars, haciendo un primer ejercicio realista de diseño de la misión completa. Así, se evaluaban costes, planificación o riesgos globales de la misión. Se estimó la duración prevista de la misión y, por lo tanto, en la cantidad de ciencia obtenida, se proponía el lugar de amartizaje (lo que potencialmente afectaría a la calidad-relevancia de dicha ciencia); y finalmente, se fijaban ciertas limitaciones, principalmente en masa y potencia en función del lanzador, que se trasladaban al *rover* y a los instrumentos de la carga de pago Pasteur.

Lo que siempre estuvo claro, desde el inicio de la definición de la misión ExoMars, eran los cometidos con los que debía cumplir el *rover*, para cumplir con los requisitos científicos:

<sup>10</sup> Mediante la utilización de los recursos disponibles en Marte (CO<sub>2</sub> y H<sub>2</sub>O) ser capaces de generar el combustible necesario (CH<sub>4</sub>) para retornar una misión tripulada

- En primer lugar debía ser capaz de conducir y navegar por la superficie hasta una posición definida, penetrar hasta 2 metros en la superficie marciana con un taladro, y adquirir una cantidad de muestra suficiente, a una profundidad determinada
- Debía preparar esta muestra para análisis posteriores por parte de los instrumentos de Pasteur
- Y finalmente debía presentar dicha muestra a los diferentes instrumentos

Fueron estos requisitos, los que a lo largo de todos los cambios que ha ido sufriendo la misión hasta la actualidad, siempre se han mantenido como inalterados ya que constituían el alma de la misión: obtener muestras del subsuelo marciano, y que estas fuesen analizadas “en modo colaborativo” por diferentes instrumentos, de forma que la respuesta a la pregunta de si existen trazas orgánicas en esa muestra, sea no ambigua y fiable.

### 1.2.2 LA MISIÓN EXOMARS EN LA ACTUALIDAD

Tras numerosos vaivenes que a punto estuvieron de llevarse por delante la misión ExoMars finalmente la ESA recabó el apoyo de la agencia estatal Rusa Roscosmos, y la misión ExoMars, en la configuración actual fue aprobada en 2014.

En este último concepto la misión ExoMars se divide en dos partes: por un lado, durante la ventana de lanzamiento de 2016 se envió la primera parte de la misión: el TGO (Trace Gas Orbiter), junto con el módulo demostrador de EDL (Entry, Descend and Landing) denominado Schiaparelli. El TGO tiene una doble función, por una parte alberga una importante carga de pago científica, encargada del estudio de la atmósfera marciana con instrumentación de última generación y el mapeo detallado de la superficie marciana; y por otra, sirve de comunicador entre el futuro *rover* y La Tierra. El demostrador de entrada, descenso y aterrizaje Schiaparelli, sufrió un problema durante el descenso y no pudo completar su función de demostrar la secuencia completa.



Figura 1-18: Logo Misión ExoMars: Orbitador TGO, Módulo EDL, Plataforma Superficial y Rover. ESA

La otra parte de la misión está prevista para ser lanzada en Julio de 2020, y albergará la plataforma superficial (cuyo diseño corre a cargo de Roscosmos), y el *rover* bajo responsabilidad de la ESA.

La plataforma superficial tiene como principales objetivos científicos el obtener imágenes que permitan contextualizar el sitio de aterrizaje, realizar estudios a largo plazo del clima marciano, y analizar las características atmosféricas. Su duración prevista es de 1 año terrestre.

El *rover* será el encargado de permitir la movilidad a lo largo de la superficie marciana, y proporcionar potencia mediante sus paneles solares. Desde un punto de vista de la colección de muestras, debe ser capaz de taladrar hasta 2 metros bajo la superficie (ver Figura 1-19), extraer la muestra, introducirla en el laboratorio analítico (ALD); y llevarla al SPDS (*Sample Preparation and Distribution System*) para molerla, depositarla en los contenedores del carrusel, alisarla y presentársela a los diferentes instrumentos que allí se encuentran, MicrOmega, Raman y MOMA, para que en ese orden pueda ser analizada de forma “colaborativa” entre los tres instrumentos. Es decir, que los tres instrumentos serán capaces de estudiar los mismos elementos superficiales de las muestras.

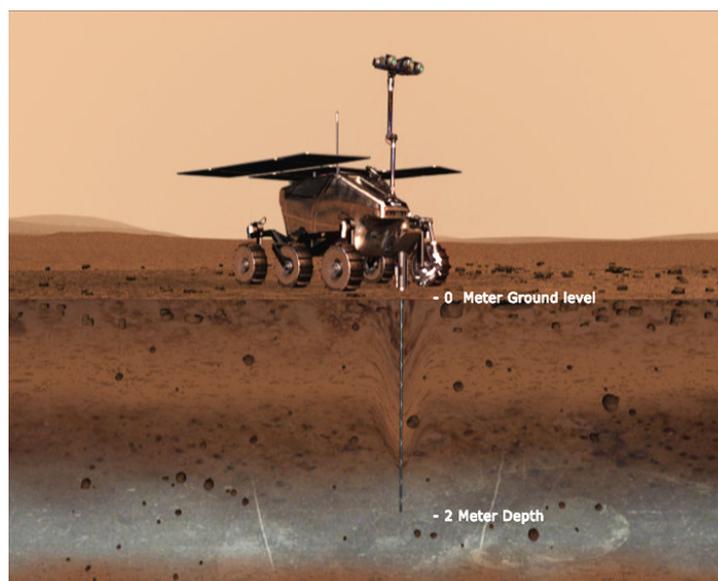


Figura 1-19: Representación de perforación del rover de ExoMars. ESA

Es importante reseñar que, a pesar de todas las dificultades económicas y políticas que ha sufrido la misión, a la hora de tomar decisiones para la redefinición del *rover* y su carga de pago, siempre ha prevalecido el criterio de maximizar el retorno científico de la máxima calidad. En este sentido, pocos elementos o instrumentos se han visto tan respaldados a lo largo de estos años como el taladro por la novedoso de la ciencia que podría aportar o el espectrómetro Raman por su alta calidad científica. En todas las configuraciones del *rover* este instrumento se ha mantenido siempre como parte fundamental de su diseño.

### 1.2.3 EL ROVER DE LA MISIÓN EXOMARS

#### 1.2.3.1 Evolución de la instrumentación del Rover. Call for Ideas

El 14 de Febrero de 2003, se lanzó la Convocatoria de Ideas para la definición de la carga de pago Pasteur. Los miembros de los Grupos de Trabajo de Pasteur tendrían una oportunidad única, mediante la definición de los instrumentos a embarcar, de dar forma al resultado científico de la misión ExoMars.

Uno de los puntos más importantes en los estudios preliminares de la misión ExoMars, fue la definición de la carga Pasteur, teniendo en cuenta los últimos avances de los instrumentos en cuanto a prestaciones y recursos considerados necesarios. Así, las principales características que se les requirió a los instrumentos integrantes del paquete Pasteur, para ser compatibles con la misión deberían de ser:

Ligeros: la envuelta de masa de las cargas de pago estaba en el centro de la discusión de los lanzadores rusos a utilizar, y del tipo de órbitas para aproximarse al objetivo.

Rápidos: se debían operar durante un periodo de tiempo reducido y apagarse inmediatamente, tras un procesado simple de los resultados in situ

Eficientes: De bajo consumo ya la selección de la fuente de energía para el *rover* (principalmente la masa que ésta requería), también estaban en el centro del debate que dimensionaba la misión

Fiabiles: se debían poder calibrar, y en el caso de que fuese necesario, aportar los medios para su auto-calibración.

Simples: debían proporcionar resultados claros, y con una necesidad de descarga de datos limitada por la capacidad de transmisión Instrumento-Rover, Rover-Orbitador, Orbitador-Tierra

Robustos: compatibles con el exigente ambiente térmico y de presión marciano; con las cargas mecánicas transmitidas durante el despegue de la Tierra, y la entrada, descenso y aterrizaje en Marte; y con exposición a la radiación durante las fases de crucero y operación en la superficie marciana

Estériles: y compatibles con los métodos de esterilización impuestas por las políticas de Protección Planetaria<sup>11</sup>, que persigue evitar falsos positivos.

---

<sup>11</sup> Protección planetaria : principio rector en el diseño de una misión interplanetaria, con el objetivo de evitar la contaminación biológica de ambos, el cuerpo celeste blanco y la Tierra. Esta guía refleja tanto la naturaleza desconocida del entorno espacial, como el deseo de la comunidad científica para preservar la naturaleza prístina de los cuerpos celestes hasta que puedan ser estudiados en detalle



Figura 1-20: AO de Shackleton para la Expedición Polar Endurance.  
Fuente no confirmada.

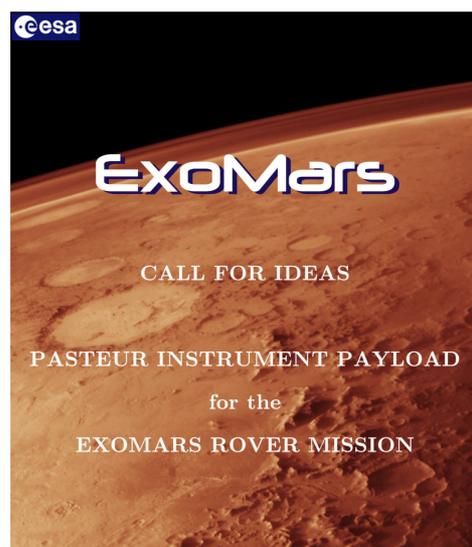
... y además, maximizar el retorno científico.

El objetivo del programa Aurora es prepararse para la exploración humana de Marte.

Para poder alcanzar este hito de la exploración planetaria se considera un requisito previo y necesario para enviar a astronautas, el establecer si alguna forma de vida estuvo, o todavía está activa en Marte hoy en día. Y esta es también, por si misma, una cuestión del más alto interés científico.

Por lo tanto, - ***El objetivo científico de ExoMars es buscar signos de vida pasada y presente en Marte*** -

Tras este objetivo principal, se consideraron intereses secundarios el poder identificar posibles peligros superficiales para los humanos, y caracterizar la distribución de agua/geoquímica a lo largo de su superficie.



Proposals due: 14 May 2003

Announcement: CI-Pasteur-2003  
Date of Release: 14 February 2003

Figura 1-21: Llamada para Ideas de carga de pago para el rover de ExoMars

La revisión de las propuestas de los equipos de trabajo, fue hecha por grupos de expertos independientes provenientes de la comunidad científica internacional. La evaluación estuvo basada en la relevancia de la propuesta para el objetivo científico de ExoMars y en su mérito científico, observando la viabilidad técnica y el grado de preparación de la propuesta.

Desde un punto de vista científico, los principales aspectos a considerar en la revisión de las propuestas fueron:

1. Su relevancia científica desde los puntos de vista de " búsqueda de vida" y "peligros para seres humanos"
2. Que tuvieran el enfoque adecuado para obtener los resultados que se buscan. Desde un punto de vista del marco teórico, del diseño experimental, del análisis de datos o de la interpretación de los mismos; asegurarse de que estaban adecuadamente desarrollados, bien integrados y que se adecuaban a los objetivos de la misión
3. Su innovación a la hora de emplear conceptos, enfoques o métodos, en la definición de la ciencia, para que ésta resultase novedosa; y que los objetivos científicos buscados fuesen originales e innovadores. Que se propusiera superar conceptos existentes o se desarrollasen nuevas metodologías o tecnologías para la exploración planetaria
4. Que el personal que se propusiese estuviera adecuadamente formado y con experiencia; que se tratase de un equipo con un nivel científico alto y homogéneo, y demostrada capacidad

Pero las ideas requerían también que los instrumentos propuestos fuesen sometidos a una evaluación técnica preliminar, desde un punto de vista de la ingeniería; y así en una segunda fase de la revisión, se buscaría la viabilidad de dichos experimentos/instrumentos, respondiendo a las siguientes cuestiones técnicas:

1. Requisitos Funcionales: ¿Tendría la misión ExoMars los recursos que requiere el experimento/instrumento, desde el punto de vista de las necesidades de procesar las muestras para su análisis?... Y esos requerimientos al Rover y a la Misión, ¿se podrían desarrollar a tiempo para las oportunidades de ventanas de lanzamiento fijadas?
2. Necesidades de Recursos de la Misión: ¿Cuántos de los recursos disponibles del Rover (masa, volumen, potencia...) según está proyectado, consumiría el experimento/instrumento propuesto?, ¿requiere este experimento una cantidad tan grande de recursos que condicionarían la realización de otros experimentos? ¿Podría desarrollarse dicho instrumento en un plazo razonable?
3. Seguridad: ¿Existe algún elemento dentro de las actividades o desarrollo de componentes propuestos que planteen problemas para la salud y seguridad del personal y/o de la misión? ¿Podrían ser minimizados o evitados?

4. Protección Planetaria: ¿Hay algo en el experimento/instrumento propuesto que pudiera dificultar el cumplimiento de los requisitos de protección planetaria?

Y como punto de partida, y con los condicionantes previamente descritos, se propusieron los siguientes instrumentos para las cargas de pago Pasteur:

1. Una cámara panorámica estereoscópica multi-espectral (PanCam) en un mástil elevado 2 metros sobre el suelo. Para caracterizar el entorno geológico, identificar posibles rastros superficiales de actividad biológica, y para ayudar en la selección de objetivos para una investigación más detallada.
2. Una sonda electromagnética sub-superficial, posiblemente integrando varios instrumentos complementarios. Para mapear la distribución subterránea de agua/hielo, para ayudar a decidir dónde perforar, determinar estratigrafía subterránea, y para proporcionar lecturas desde tierra para radares en orbitadores
3. Taladro para la adquisición de muestras. Desde el subsuelo hasta 2 metros de profundidad, o de dentro de rocas superficiales.
4. Sistema de preparación y manejo de muestras (SPHS)
5. Microscopio óptico de color con dos aumentos. Para realizar estudios morfológicos sobre los microfósiles/organismos, y para la investigación mineralógica.
6. Espectrómetro Raman + Espectrómetro de Disrupción Inducida por Láser (LIBS). El espectrómetro Raman obtiene el análisis molecular de compuestos orgánicos y minerales. Y el LIBS proporciona información sobre la composición elemental de la muestra.
7. Cromatógrafo de gas combinado/Espectrómetro de masas (Oxi-GC/MS), incluyendo:
  - Pirólisis
  - Derivación Química
  - Cromatografía de gases de múltiples columnas con capacidades de detección de quiralidad
  - Espectroscopía de masas
  - Detección de oxidantes

#### **1.2.3.2 Instrumentación final del Rover de ExoMars**

El resultado de la carga de pago Pasteur, a bordo del Rover de ExoMars hoy en día, obedece a una serie de circunstancias que vienen de los ámbitos económico, técnico y político.

Por una parte, como ya se ha mencionado anteriormente, la crisis económica supuso un obstáculo para muchos equipos de instrumentos, que les impidió desarrollarse en el grado necesario para ser capaces de superar las diferentes revisiones a las que desde un primer momento se sometieron regularmente a los instrumentos.

Por otra parte, el acuerdo que la ESA alcanzó con Roscosmos para que Rusia se hiciera cargo de los lanzamientos, y el módulo de descenso, entrada y aterrizaje, supuso, además de incorporar de nuevo una Plataforma Superficial con una serie de instrumentos fijos, el incorporar al Rover dos instrumentos Rusos.

Así, la configuración final quedó:

1. PANCAM (PANoramic CAMera): Cámara panorámica instalada en el mástil del Rover. Permitirá el mapeo digital del terreno de la superficie de Marte, y ayudará así a la navegación del Rover durante su recorrido. También permitirá seleccionar potenciales objetivos para su estudio.
2. ISEM (Infrared Spectrometer for ExoMars): Espectrómetro infrarrojo, que permitirá el estudio de la composición mineralógica de aquellas muestras que se encuentren en la superficie marciana. En colaboración con Pancam, permitirá la selección de muestras para su estudio por otros instrumentos.
3. CLUPI (CLOse UP Imager): Un sistema de cámara para adquirir imágenes en color, en primer plano de alta resolución de rocas, afloramientos, polvos tras la perforación, o las propias muestras en bruto de la perforación.
4. WISDOM (Water Ice and Subsurface Deposit Observation On Mars): Un radar de penetración superficial para caracterizar la estratigrafía debajo del Rover. Wisdom se usará con el instrumento Adron, que puede proporcionar información sobre el contenido de agua sub-superficial, para decidir dónde recolectar muestras del subsuelo para su análisis.
5. ADRON: Para buscar agua subterránea y minerales hidratados. Adron se usará en combinación con Wisdom para estudiar la sub-superficie debajo del rover y para buscar áreas adecuadas para la perforación y la recolección de muestras.
6. Ma\_MISS (Mars Multispectral Imager for Subsurface Studies): Espectrómetro visible e infrarrojo instalado en el mismo taladro del Rover, para el análisis de las muestras bajo la superficie marciana, sobre las paredes que va formando el taladro. Ma\_MISS contribuirá al estudio de la mineralogía marciana y la formación de rocas.
7. MICROMEGA: Situado en el Laboratorio Analítico, se trata de un espectrómetro de imagen infrarroja, y visible para estudios de mineralogía en muestras marcianas.
8. RLS (Raman Spectrometer): Espectrómetro Raman instalado en el Laboratorio Analítico, que permite determinar composición mineralógica e identificar pigmentos orgánicos.
9. MOMA (Mars Organic Molecule Analyser): Posee dos modos complementarios de operación, el cromatógrafo de gases y espectrómetro de masas, y el desorción láser y espectrómetro de masas. Además de analizar muestras provenientes del taladro en el Laboratorio Analítico, también analizará gases de la atmósfera marciana.

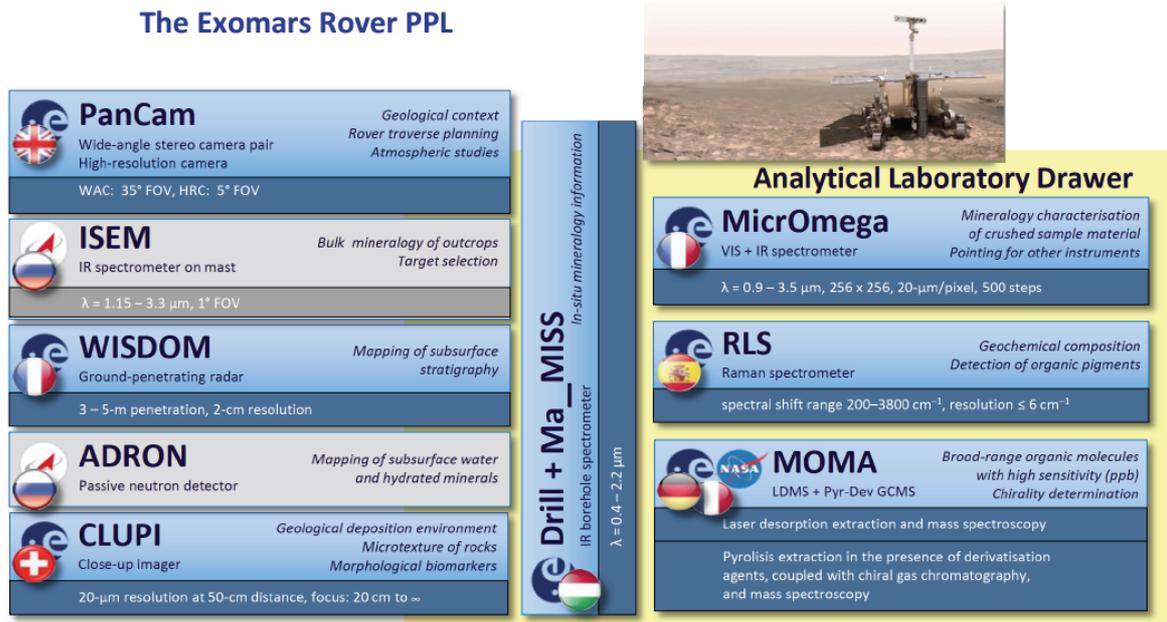


Figura 1-22: Carga de Pago del Rover de ExoMars

## 1.3 LA ESPECTROSCOPIA RAMAN APLICADA AL ESTUDIO DE MARTE

### 1.3.1 BREVE INTRODUCCIÓN A LA ESPECTROSCOPIA RAMAN

Cuando un material es iluminado por una fuente monocromática, como por ejemplo un laser, este material reemite una porción de la luz incidente, como reflejo y también como dispersión con la misma longitud de onda de la incidente. Este es un efecto conocido desde hace largo tiempo. Pero resulta menos conocido, que el material también reemite una fracción de la luz que le ilumina con distinta longitud de onda. Esta radiación es una ínfima parte (del orden de  $1/10^7$  a  $1/10^{10}$ ) de la incidente y se denominó radiación secundaria después de que la descubriera por primera vez el 28 de Febrero de 1928 Chandrasekhara Venkata Raman y su colaborador K. S. Krishnan en una serie de experimentos realizados en la Universidad de Calcuta (Raman, C.V. and Krishnan K.S. (1928), A new type of secondary radiation. Nature, 121(3048): p. 501-502). Este descubrimiento le significó el premio Nobel de Física en 1930.

La radiación secundaria, también conocida como dispersión inelástica, tiene una gran trascendencia, ya que la diferencia entre la energía reemitida e incidente se corresponde con la energía de las vibraciones atómico-moleculares del material irradiado.

De esta forma, iluminando un material podemos obtener información sobre su composición atómico-molecular y su estructura, solo observando la radiación secundaria.

Cuando esta radiación se analiza a través de un espectrómetro, el resultado se conoce como espectro Raman y es una secuencia de bandas, generalmente finas cuyas posiciones se corresponden con las frecuencias de vibración experimentadas por los enlaces interatómicos.

Estas vibraciones dependen simultáneamente de la composición química (elementos químicos que se ponen en juego en una vibración) y de la estructura (geometría) del conjunto atómico-molecular. Y por tanto, pueden usarse para identificar al compuesto de forma precisa.

La radiación secundaria había sido predicha por Smekal en 1923 y analizada teóricamente por Kramers y Heisemberg en un trabajo sobre la dispersión inelástica de la radiación en 1924. Pero su descubrimiento experimental hubo de esperar a los trabajos de laboratorio de Raman y los de otros grupos de investigadores en Rusia y Francia.

Pocas veces se ha dado en la historia un sincronismo tan marcado en el descubrimiento de un nuevo fenómeno físico con el de la dispersión inelástica de la luz. Junto a C. V. Raman y sus colaboradores, de manera independiente, Leonid Mandelstam and Grigory Landsberg en Rusia (Landsberg G. and Mandelstam L. (1928) A novel effect of light scattering in crystal. Naturwissenschaften, 16, 557-558.) y Jean Cabannes, Aimé Cotton e Yves Rocard en Paris (Rocard M.Y. (1928), Les nouvelles radiations diffusées. Comptes Rendus, 186, 1107) trabajaban en el mismo tipo de experimento. Y descubrieron el mismo resultado, un poco antes los rusos y con dos meses de diferencia los franceses.

Durante mucho tiempo en la literatura rusa, el efecto se llamó Langsberg-Mandelstam y en la francesa Cabannes hasta que el auge de la lengua inglesa en la literatura científica,

el hecho de presentar la primera publicación en Febrero de 1928 y el recibir el premio Nobel posteriormente, acabaron por consagrar el nombre de C.V. Raman como único descubridor de la radiación secundaria o dispersión inelástica de la luz.

### 1.3.2 ¿POR QUÉ UTILIZAR ESPECTROSCOPÍA RAMAN PARA EXPLORACIÓN PLANETARIA?

La espectroscopía Raman resulta una técnica muy poderosa para el análisis mineralógico y de grupos moleculares, independientemente de la naturaleza orgánica/inorgánica o estado (sólido, líquido, gas) de las muestras.

La principal ventaja de ésta técnica espectroscópica reside en la nitidez de las bandas espectrales, que por la propia naturaleza de la técnica, generalmente resultan muy estrechas; y si el instrumento está bien calibrado proporciona resultados con muy poca ambigüedad en la interpretación, siendo esta un factor decisivo en su prevalencia sobre otros tipos de espectroscopía: visible, infrarrojo, térmico o reflectancia espectroscópica de minerales y compuestos... ya que en todas estas técnicas las respuestas (líneas) espectrales generalmente aparecen superpuestas, dificultando enormemente la interpretación de sus espectros cuando se analizan mezclas. Este efecto resulta crucial cuando se analizan minerales y mezclas de minerales, permitiendo reconocer las características de los componentes mediante la identificación de la fase mineral y su composición molecular, identificándolas mucho más fácilmente.

El concepto de instrumento Raman seleccionado para la carga útil de Pasteur de la misión ExoMars proporcionaba una herramienta poderosa para la identificación y caracterización (compositiva y estructural) de minerales y biomarcadores. El Instrumento Raman permitirá conocer mucho mejor la mineralogía marciana y los conjuntos paragénicos, que a pesar de la gran cantidad de datos geomorfológicos, geodinámicos, geoquímicos y geofísicos obtenidos de las misiones previas a Marte, aún se desconocen en gran medida. La identificación y caracterización mineralógica definitiva de las rocas y los suelos marcianos se considera fundamental para comprender la historia de la evolución de Marte y su potencial habitabilidad (presente o pasada).

Los minerales en las rocas y los suelos no son solo los registradores de la configuración físico-química a largo plazo y sus cambios posteriores, sino que también juegan un papel crucial para la Astrobiología al proporcionar un ambiente potencialmente amigable para la vida que permitiría la aparición de la vida marciana o la preservación de las evidencias de la existencia de la vida marciana extinta o existente. Desafortunadamente, la cantidad de minerales en rocas y suelos inequívocamente identificados en la superficie de Marte aún es extremadamente escasa y sus relaciones texturales no se conocen bien.

Así pues el Instrumento Raman, al mostrarse sensible a la fase (composición y estructura) de los compuestos, proporcionará información mineralógica general para procesos ígneos, metamórficos y sedimentarios, especialmente los procesos geológicos relacionados con el agua (meteorización química y evaporación y deposición de salmueras).

Además, la técnica Raman cuenta con otras muchas ventajas propias de su naturaleza o por su forma de operación, y que resultan una vez más, de gran interés para las ciencias de exploración planetaria.

- Se trata de una técnica no invasiva y no requiere contacto. Así permite ser operado a través de una ventana, como en el caso del Laboratorio Analítico (ALD) de ExoMars, en el caso de que se quiera preservar su “limpieza biológica” original, para evitar falsos positivos
- Puede trabajar en cualquier longitud de onda (En los rangos espectrales del infrarrojo, visible, ultravioleta e incluso Rayos X)
- Es una técnica no destructiva (para su análisis no vaporiza, como el cromatógrafo de gases), y esto permite que otros instrumentos analicen la misma muestra, y complete así el análisis de la misma. Éste es el caso también en esta ocasión, del Laboratorio Analítico de ExoMars; en donde el Instrumento Raman estudiará las muestras tras el análisis de MicrOmega (Infrarrojo), y previo al de MOMA (que vaporizará la muestra para el análisis de sus gases)
- La espectroscopía Raman puede ser aplicada a cualquier fase: sólida (cristalina o amorfa), líquido o gas... esta característica la hace compatible con el análisis en cualquier terreno planetario, e incluso en el caso de encontrar muestras líquidas en la superficie.
- La información que proporciona esta técnica, permite identificar y caracterizar molecularmente las muestras (orgánicas e inorgánicas), y puede incluso (mediante un número de medidas suficientes, a poca distancia relativa unas de otras, proporcionar información a cerca del tamaño de grano de la muestra, su orientación, así como la textura o la asociación mineral del material.
- En general, la información espectral obtenida con un espectrómetro Raman permite su rápido procesado por la inmediatez de los resultados (desde centésimas de segundo, hasta pocos minutos, dependiendo de la eficiencia de la muestra, y la intensidad del láser); esto permite, aprovechando el tiempo disponible para la operación, el tomar muchas muestras de una zona de interés, y poder así identificar compuestos secundarios (focalizando el haz láser, generalmente de pocas micras, sobre la muestra) que no se vean camuflados por compuestos principales (si se usasen haces mayores). También permite optimizar, en función de las características del detector utilizado, el tiempo de integración en cada punto y el número de acumulaciones necesarias.

Además, y mediante un diseño óptico adecuado, la técnica Raman puede ser utilizada en diferentes rangos de distancia en la medida. Puede utilizarse a escala milimétrica, como el que va a utilizarse en el Instrumento Raman para ExoMars, donde la muestra se focalizará a unos 26mm de distancia de la última superficie óptica del cabezal óptico. También puede utilizarse para ser operado en una escala de pocos centímetros, como estaba previsto mediante la instalación de un cabezal óptico externo en el brazo robótico original del Rover de ExoMars. Pero también se ha demostrado la eficacia de la técnica Raman a escala de metros (ver Figura 1-23), lo cual la hace ideal para ser utilizada en plataformas

científicas fijas como un Lander, o a bordo de un Rover para ayudar a la navegación, en la toma de decisiones estratégicas en la selección de potenciales objetivos futuros. Así se planteó en los orígenes de la misión ExoMars, la incorporación de este tipo de operación Raman.

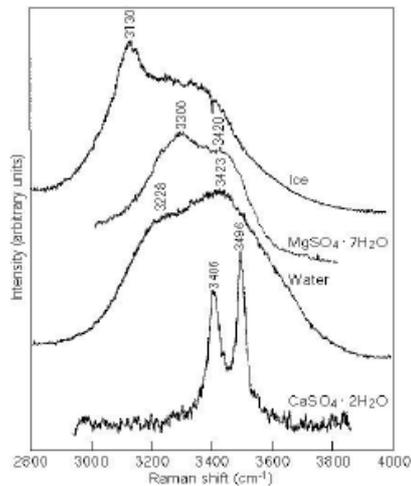


Figura 1-23: Espectros Raman de hielo, sal epsom<sup>12</sup>, agua y yeso medidos a una distancia de 10m

Esta parte del instrumento estaba pensado para utilizarse en la identificación de biogénicos (marcadores como CC, CH<sub>2</sub>, CH<sub>3</sub>, OH, CO y NH) y materiales a-biogénicos, diferentes tipos de hielos, materiales orgánicos e inorgánicos en las superficies de Marte. La estrechez de los picos espectrales Raman de minerales y hielos permite una identificación mucho menos ambigua que otros tipos de espectroscopía. Los espectros Raman de mezclas de minerales permiten una identificación muy clara, ya que los picos no se superponen y así asignan fácilmente a las diversas especies minerales.

Por todas estas características, en lo que se considera el paso intermedio previo a las misiones tripuladas para la exploración humana directa, la técnica Raman también se considera esencial para los casos de una futuras misiones de retornos de muestras, marcianas como MSR (Mars Sample Return) de NASA, o de alguno de sus satélites como MMX (Martian Moons eXploration) la misión japonesa para retornar muestras de Phobos y Deimos... o de cualquier otro cuerpo celeste del Sistema Solar, a la Tierra.

Para este tipo de misión de retorno de muestras, existe la necesidad de seleccionar bien (y no destruir) las muestras que se quieran retornar para un análisis exhaustivo en los laboratorios terrestres. Así, se sabe que generalmente los materiales que se encuentran en las superficies marcianas u otros cuerpos celestes, a poca profundidad, son heterogéneos; y por este motivo, y por la evidente limitación en la selección de las

<sup>12</sup> Sal epsom, sulfato de magnesio o sulfato magnésico, de nombre común sal de Epsom (o sal inglesa), es un compuesto químico que contiene magnesio, y cuya fórmula es Mg SO<sub>4</sub>·7H<sub>2</sub>O. El sulfato de magnesio sin hidratar MgSO<sub>4</sub> es muy poco frecuente y se emplea en la industria como agente secante.

muestras para su retorno a la Tierra, esta selección deberá hacerse de forma extremadamente cuidadosa, buscando las potencialmente más interesantes desde un punto de vista del conocimiento de su textura, su composición química y mineralógica, y que alberguen la posible existencia de biomarcadores. Para esta selección crítica, pocas técnicas se antojan más adecuadas que la espectroscopía Raman.

Así pues, queda patente que la técnica espectroscópica Raman por sí misma, o la posible combinación con otras técnicas (ver epígrafe 7). Líneas futuras en la Espectroscopía Raman para la exploración planetaria), pertenece a la siguiente generación de instrumentación para la exploración planetaria, ya que permitirá dar un salto cualitativo en la identificación de compuestos minerales en cualquier tipo de misión.

### 1.3.3 CONSECUCIÓN DE LOS OBJETIVOS CIENTÍFICOS DE EXOMARS MEDIANTE ESPECTROSCOPIA RAMAN

Tal y como se explicaba en el epígrafe anterior, la espectroscopía Raman se muestra como una técnica que proporciona un salto cualitativo en la calidad de la ciencia a realizar por la instrumentación científica para la exploración planetaria. Pero, ¿cómo se pretende que el instrumento RLS proporcione aportaciones fundamentales a los objetivos científicos de la misión ExoMars?

Tal y como se fijaron en el definición original de la misión ExoMars, los **objetivos científicos de la misión ExoMars son cuatro:**

1. **Identificar compuestos orgánicos y buscar vida**
2. **Identificar los productos minerales y los indicadores de las actividades biológicas**
3. **Caracterizar las fases minerales producidas por los procesos relacionados con el agua. Investigar los climas pasados y actuales en Marte, el papel del agua, la historia hidrológica y evaluar la existencia de un entorno favorable para la vida en Marte**
4. **Caracterizar los minerales ígneos y sus productos de alteración. Vincular las rocas y los regolitos específicos con las características estratigráficas locales y establecer una correlación con la evolución de Marte.**

En los siguientes epígrafes se analizan los objetivos científicos descritos, y cual será la aportación del instrumento RLS:

#### 1.3.3.1 *Identificar compuestos orgánicos y buscar vida*

El espectrómetro Raman proporcionará mediciones de las huellas dactilares moleculares clave (grupos funcionales) para la evaluación directa de compuestos orgánicos con un origen biológico potencial.

Si se encuentran compuestos orgánicos en Marte, la cuestión de su origen se vuelve prominente. Los orgánicos en Marte pueden reflejar procesos biológicos o pueden ser el resultado de insumos<sup>13</sup> meteorológicos o síntesis abiótica. Los orgánicos que se derivan de procesos biológicos (organismos muertos) difieren de los procesos no biológicos en varios aspectos:

- La biología es selectiva y específica en su uso de moléculas, por ejemplo, la vida en la Tierra usa 20 aminoácidos zurdos.
- La biología puede dejar patrones isotópicos característicos.
- La biología a menudo produce moléculas complejas grandes en altas concentraciones. Por ejemplo, las biomoléculas, como los pigmentos productivos y protectores de los organismos fotosintéticos, son buenos biomarcadores en los desiertos antárticos extremos como análogos de Marte temprano.

La espectroscopía láser Raman a longitudes de onda largas que minimizan la fluorescencia es ideal para el análisis remoto de biomoléculas in situ. Los espectros de Raman obtenidos por varios investigadores han demostrado aplicaciones de espectroscopía Raman en astrobiología, estudio de organismos extremófilos y biogénesis de fósiles pre-mineralizados del Precámbrico. Como se describen en, por ejemplo: (*Dickensheets et al., 2000*); (*Ellery y Wynn-Williams, 2003*); (*Jorge-Villar et al., 2005 a, b*); (*Schopf et al., 2005*)

Es probable que las moléculas biológicas en la superficie de Marte estén muy degradadas por la radiación ionizante o por los oxidantes en el suelo. Por lo tanto, ExoMars puede estar buscando fragmentos moleculares o materiales parecidos a los húmicos<sup>14</sup> en la superficie, en lugar de moléculas intactas como proteínas, pero puede encontrar estas biomoléculas conservadas a una profundidad de 2 metros tras extraerlas con su taladro y al operar el instrumento Raman en el interior del Laboratorio Analítico (ALD).

La espectroscopía Raman es ideal para el análisis de moléculas biorgánicas de este tipo. La dispersión de Raman se usa para identificar grupos químicos y puede reconocer la llamada "huella digital" de moléculas orgánicas. Los aminoácidos son los componentes básicos de todas las proteínas en la Tierra y, por lo tanto, son indicativos de moléculas bioorgánicas. Los espectros Raman son sensibles a la conformación de los diversos grupos funcionales que pueden usarse para distinguir los aminoácidos, pero a su vez, son mucho más simples debido a que hay menos problemas con las bandas espectrales superpuestas, lo que es común en la espectroscopía en el infrarrojo.

Como no se sabe nada acerca de cómo podría haberse desarrollado la vida en Marte, debemos asumir que tiene bloques de construcción complejos similares a lo encontrado en la Tierra. La Figura 1-24 muestra los espectros Raman de cuatro aminoácidos simples

---

<sup>13</sup> El insumo es todo aquello disponible para el uso y el desarrollo de la vida, desde lo que encontramos en la naturaleza, hasta lo que creamos nosotros mismos, es decir, la materia prima de una cosa. En general los insumos pierden sus propiedades y características para transformarse y formar parte del producto final.

<sup>14</sup> es aquella parte de la 'materia orgánica' que contribuye a la mejora de las propiedades físicas, químicas y biológicas del suelo y, consecuentemente, al aumento de su fertilidad.

cuyas estructuras comparten características similares que se reflejan en el espectro. Sin embargo, los espectros obtenidos son lo suficientemente únicos para identificar estos compuestos incluso en mezclas. Esta identificación definitiva es una mejora significativa sobre los espectrómetros infrarrojos de imágenes, que no pueden resolver la información espectral detallada entre las mezclas.

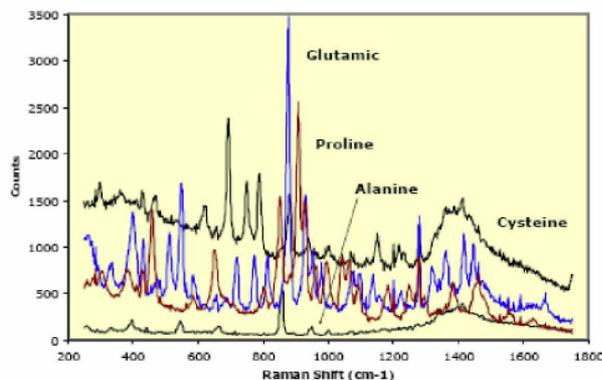


Figura 1-24: Ejemplo de espectros Raman sobre aminoácidos, que permite la identificación de bio-moléculas

La detección de aminoácidos o grupos funcionales de aminoácidos en Marte sería una fuerte evidencia de vida, suponiendo que ésta fuese similar a la de la Tierra. Sin embargo, la detección de moléculas y pigmentos similares a proteínas complejas también indicaría el origen biológico. Afortunadamente, los espectros Raman de proteínas grandes y pigmentos biológicos no son demasiado complejos, mostrando algunas docenas de bandas importantes (*Thomas, 1999*). Las características espectrales de Raman (frecuencia, intensidad, medio ancho y polarización) parecen estar correlacionadas con características estructurales biológicamente importantes (*Overman y Thomas, 1998*). Los espectros de Raman de moléculas grandes similares a proteínas son más simples que los espectros en infrarrojo, mostrando principalmente cadenas laterales peptídicas, aromáticas y sulfuradas con cadenas laterales no aromáticas relativamente débiles.

La interpretación de los espectros de moléculas complejas como las proteínas generalmente se basan en investigaciones espectroscópicas detalladas de compuestos modelo como pequeñas proteínas globulares, péptidos y compuestos orgánicos relacionados para asignaciones fiables de bandas. Afortunadamente, existe una gran base de datos de espectros Raman de compuestos modelo. La identificación de grupos químicos dentro de biomoléculas por espectroscopía Raman, como C-O, N-H en péptidos o aminoácidos, bases de purina y pirimidina (adenina, guanina, citosina, timina y uracilo) y enlaces de proteína S-S es rutinaria. Un grupo amino está presente en los aminoácidos, y siempre se puede encontrar un grupo carboxilo en los ácidos grasos.

Los métodos de identificación se desarrollaron ampliamente y están en uso de forma rutinaria (*Rösch et al 2005, 2006*). En la Figura 1-25 se muestran los espectros de micro Raman de células bacterianas individuales de diferentes cepas con una longitud de onda de excitación de 532 nm. Los espectros Raman muestran una buena relación señal/ruido

SNR, pero son muy similares. Por lo tanto, es necesario utilizar un método de análisis quimiométrico para diferenciar entre los espectros Raman de diferentes cepas. Las bases de datos Raman se crean con la ayuda de máquinas de vectores de soporte y los espectros de Raman de 130 muestras desconocidas se identifican de acuerdo con estas bases de datos.

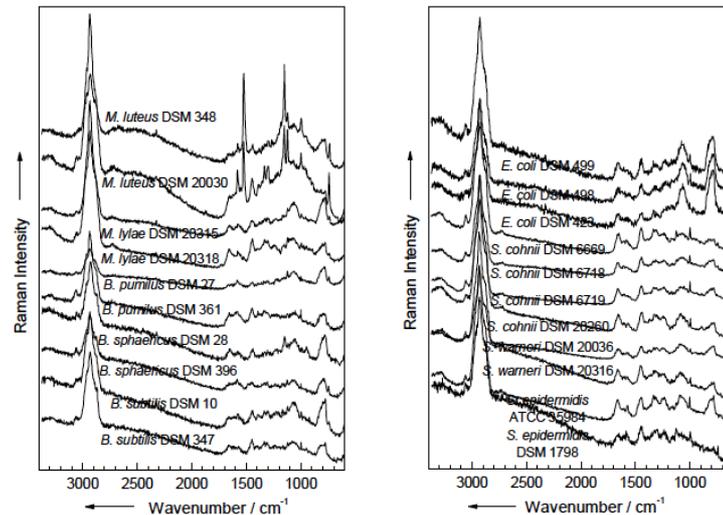


Figura 1-25: espectros de micro Raman de células bacterianas individuales de diferentes cepas con una longitud de onda de excitación de 532 nm

### 1.3.3.2 Identificar los productos minerales y los indicadores de las actividades biológicas.

La investigación a través de la técnica Raman permitirá caracterizar las fases portadoras de carbono, incluida la forma de unión química entre el carbono y otros elementos (H, N, O), y los estados de oxidación del carbono, así como la accesibilidad biológica de H, N, O, P, S y elementos de transición.

Encontrar indicadores minerales de la vida (o procesos relacionados con la vida) tal vez sea una estrategia de exploración más práctica. Algunos polimorfos minerales tienden, a partir de la experiencia terrestre, a corresponderse con orígenes relacionados con la biología. Por ejemplo, el  $\text{CaCO}_3$  depositado por los organismos vivos en el océano es comúnmente en forma de aragonita (estructura ortorrómbica), pero no en forma de calcita (estructura trigonal). La calcita magnesiana con grupos de carbonatos desordenados es otro grupo de biomineral producido por la microorganismos marinos en el océano (*Bischoff et al. 1985*). En algunos de estos restos, los carbonatos biogénicos tienen pigmentos conservados entre las capas de carbonato, por ejemplo, caroteno en coral rosado (*Sharma et al., 1989*). De manera similar, la lepidocrocita ( $\gamma\text{-FeOOH}$ ), un polimorfo de goetita ( $\alpha\text{-FeOOH}$ ), se ve frecuentemente coexistiendo con colonias de cianobacterias. La identificación Raman de estas fases minerales podría arrojar luz sobre las actividades astrobiológicas pasadas en Marte (Figura 1-26).

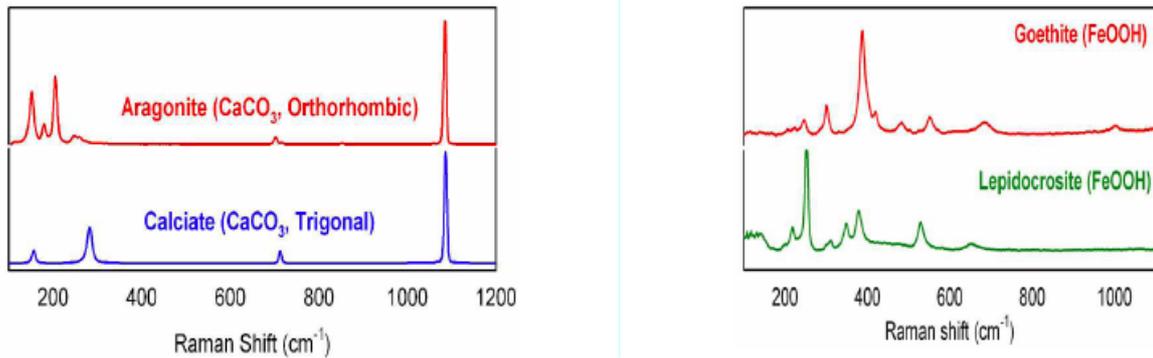


Figura 1-26: Polimorfos biogénicos distinguibles de los no biogénicos (calcita y aragonita) usando la posición de sus picos Raman

Se sabe que Marte tiene agua y carbono en sus capas polares y en la atmósfera. Las fases portadoras de carbono dentro de la superficie y los materiales sub-superficiales, incluida la forma de sus estados de unión y oxidación química, son extremadamente importantes para comprender la fuente, la evolución, el ciclo y la existencia pasada y actual de este elemento relacionado con la vida en Marte.

Los estados de oxidación del carbono pueden variar desde  $4^+$  (por ejemplo en carbonatos) hasta 0 (en grafito o en muchos compuestos orgánicos) o incluso hasta  $4^-$  (carburos, metano). El grafito se produce en ambientes ígneos o como materia orgánica metamorfoseada (sustancias tipo kerógeno). Utilizando un espectrómetro Raman diseñado para la superficie de Marte (Mars Microbeam Raman Spectrometer, MMRS) (Wang *et al.*, 2003), se ha detectado material orgánico metamorfoseado en una roca de 3.500 millones de años dentro de una matriz de cuarzo a concentraciones <50 ppm (Figura 1-27) (Wang *et al.*, 2001a).

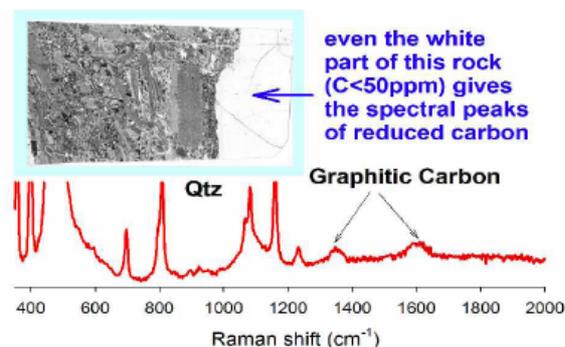


Figura 1-27: El grafito puede ser detectado aun en muy bajas concentraciones

Como la atmósfera de Marte es principalmente  $\text{CO}_2$ , podemos esperar encontrar carbonatos, como precipitados hidrotermales o acuosos. Los productos acuosos observados por los Rover MER indican ambientes ácidos de la superficie no propicios para preservar carbonatos, y los espectrómetros en MER y en Mars Express no han encontrado carbonatos en Marte. Se anticipa que existían o están presentes más ambientes alcalinos en el subsuelo, como lo indican los minerales de carbonato traza que ocurren en los

meteoritos de Marte, por ejemplo: (Cooney et al., 1999); (Gooding et al., 1999); (Saxton et al., 1998); (Bell et al., 1999); (Corrigan CM y Harvey RP 2004); (Rull et al. 2004). El taladro ExoMars extraerá los materiales del subsuelo desde hasta 2 metros de profundidad. Si hubiese carbonatos dentro de los núcleos, la espectroscopía Raman podrá detectarlos fácilmente y también caracterizar los tipos de cationes (Ca-, Mg-, Fe-, carbonatos, por ejemplo, Figura 1-28). El alto enlace covalente de CO en el grupo  $\text{CO}_3^{2-}$  aniónico hace que los carbonatos se detecten fácilmente en matrices complejas; tal y como se ha demostrado en distintos ejemplos de meteoritos marcianos: EETA79001, (Wang et al., 2004); Vaca Muerta, (Rull et al. 2003); Dar al Gani 735 Mars meteorite, (J. Popp et al. 2002). Además de los carbonatos, hidrocarburos y carbonatos reducidos, los clatratos<sup>15</sup> de hielo  $\text{CO}_2$  y  $\text{CO}_2$ - $\text{H}_2\text{O}$  también podrán detectarse fácilmente mediante el instrumento Raman (Figura 1-28, Izquierda). El  $\text{CH}_4$  gaseoso tiene su espectro Raman característico (Figura 1-28, Derecha), así como los clatratos  $\text{CH}_4$ - $\text{H}_2\text{O}$ .

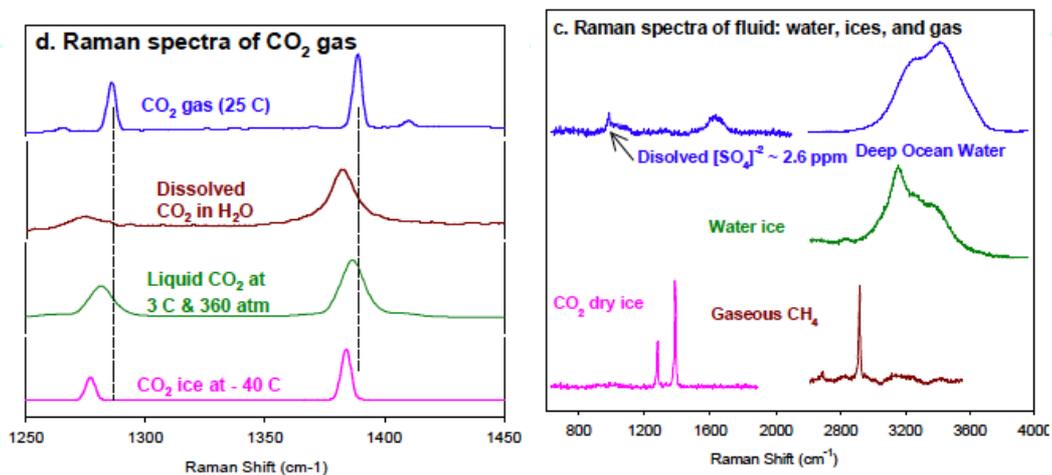


Figura 1-28: Izqda, detección de clatratos. Dcha, detección de  $\text{CH}_4$  gaseoso

### 1.3.3.3 Caracterizar las fases minerales producidas por los procesos relacionados con el agua

Otro de los grandes objetivos que se fijó la misión ExoMars, es la evaluación de si alguna vez hubo (o si hubiese en la actualidad) un entorno favorable para la vida en Marte. Para ello se deberá investigar la climatología pasada y actual en Marte y estudiar la historia hidrológica del planeta, entendiendo el papel que el agua ha tenido durante todos estos procesos.

Los minerales que componen los materiales de superficie y la litosfera de Marte son la clave en el estudio de la historia del agua y nos muestran las condiciones existentes en el pasado y en el presente en la superficie del planeta.

<sup>15</sup> Los clatratos son compuestos en los que las moléculas de un gas están encapsuladas en una red cristalina de moléculas de otro compuesto, usualmente agua.

**El agua es la clave.** Dondequiera que aterricemos en Marte, podemos esperar efectos sorprendentes de la actividad acuosa, y la mineralogía será crucial para comprenderlos. La espectroscopia Raman permite la identificación precisa y definitiva de todos los minerales que tienen algún enlace covalente y observa los picos fundamentales de H<sub>2</sub>O y OH en los espectros (Figura 1-29). La espectroscopia Raman puede identificar el agua como un líquido, un sólido y en clatratos (por ejemplo, CO<sub>2</sub> o CH<sub>4</sub> encerrando H<sub>2</sub>O). Cuando las concentraciones de H<sub>2</sub>O son bajas, es probable que esté en un subconjunto de los minerales, que pueden detectarse como fases portadoras individuales de una mezcla mineral por espectroscopía Raman.

En primer lugar, será necesario la identificación más precisa de los silicatos iónicos primarios que ya fueron descubiertos tanto a través del estudio de los meteoritos marcianos analizados, como de la información obtenida por instrumentación desde orbitadores, o por mediciones de instrumentos superficiales in-situ. Además también se deberán estudiar en detalle alteraciones de minerales secundarios que contienen agua, como filosilicatos hidratados o sulfatos hidratados, o que indican condiciones específicas tales como estado de oxidación (ferroso/óxidos férricos).

Mediante un preciso análisis de estos conjuntos de minerales a través del espectrómetro Raman, se podrá deducir la existencia de unas condiciones que pueden ayudar a evaluar el un entorno, sub-superficial o superficial, que permita afirmar que en su día se dieron las condiciones para albergar o sostener la actividad bioquímica.

Se prestarán especial atención a los sulfatos debido a las recientes identificaciones de las determinaciones en superficie (MER) y orbitales (OMEGA) y el importante papel que desempeñan en la definición de los entornos pasados. Sin embargo, otros minerales hidratados o acuíferos, incluidos los filosilicatos, los oxi-hidróxidos y las zeolitas, por ejemplo, también serán objetivos importantes.

Los sulfatos de Mg, Fe y Ca son componentes abundantes en la superficie marciana y así como en las capas sub-superficiales. Sus características de composición y distribución regional están estrechamente ligadas a los procesos geológicos y geoquímicos locales. Además, su carácter estructural (por ejemplo, la cristalinidad) y especialmente sus estados de hidratación podrían ser indicadores cruciales para la evolución hidrológica a corto y largo plazo en Marte. Los estados de mineralogía e hidratación específicos también son significativos en los ciclos de H<sub>2</sub>O y S de Marte, y juegan un papel clave en el potencial de habitabilidad.

Diversos tipos de sulfatos han sido descubiertos mediante teledetección orbital en Marte del espectrómetro Vis-NIR OMEGA del *Mars Express*. Se identificó kieserita (MgSO<sub>4</sub> · H<sub>2</sub>O), yeso (CaSO<sub>4</sub> · 2H<sub>2</sub>O) y bassanita (CaSO<sub>4</sub> · 0.5H<sub>2</sub>O), junto con un tipo de espectros no especificados para "sulfatos polihidratados". El espectrómetro de neutrones del conjunto de instrumentos GRS (espectrómetro de rayos gamma) en *Mars Odyssey* también identificó altas concentraciones de hidrógeno equivalente a agua (WEH) en dos grandes

regiones ecuatoriales y proporcionó pruebas sólidas de la existencia de minerales portadores de agua en el regolito<sup>16</sup> superficial.

Y también, en todas las misiones sobre la superficie marciana hasta ahora, incluidos *Viking 1 y 2*, *Mars Pathfinder* y los rovers MER, han sido claramente identificados materiales en la superficie ricos en azufre. Durante la exploración superficial tanto por *Spirit* como por *Opportunity* en las zonas de *Gusev Crater* y *Meridiani Planum*, respectivamente, se han encontrado claras muestras de azufre y otros elementos en rocas que indican la existencia de sulfatos de Mg-, Ca- y Fe- (Figura 1-29).

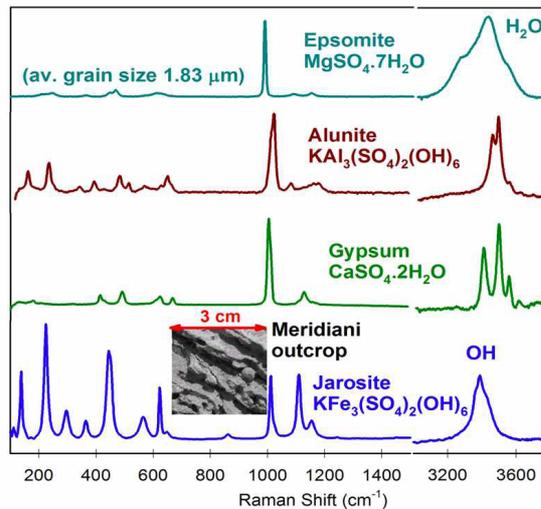


Figura 1-29: Sulfatos con diferentes cationes. Crucial para la identificación de ambientes

Mediante el espectrómetro Mössbauer del *Opportunity*, también se identificó un sulfato férrico, jarosita, en un afloramiento expuesto en un cráter de la superficie de *Meridiani Planum*. Y el también el espectrómetro Mössbauer del *Spirit*, identificó sulfatos férricos no especificados en regolito sub-superficial expuesto durante su travesía en la región de *Columbia Hills* en el *Gusev Crater*. Debido a la importancia de los sulfatos para la evolución de Marte y sus procesos superficiales, la misión de ExoMars debe lograr la identificación y caracterización inequívoca de los sulfatos, incluidos los cationes en los sulfatos y sus estados de hidratación. Para ello, el instrumento Raman proporcionará pruebas definitivas, y con muy alta precisión para este propósito. La Figura 1-29 muestra un conjunto de espectros de Raman típicos de sulfatos de Fe-, Mg-, Ca- y Al-; en los que se muestran patrones espectrales característicos, y sus picos Raman son muy nítidos y permiten distinguir perfectamente una mezcla en el espectro.

La Figura 1-30 muestra un conjunto completo de espectros de Raman de sulfatos de magnesio con diferentes estados de hidratación (desde anhidro, kieserita hasta estados de hidratación intermedia hasta  $\text{MgSO}_4 \cdot 11\text{H}_2\text{O}$  y solución acuosa). El modo de vibración fundamental alrededor de  $1000 \text{ cm}^{-1}$  demuestra un cambio de posición de pico principal

<sup>16</sup> Regolito. Capa de polvo y rocas de pequeño tamaño depositado, que cubre la superficie marciana (u otro cuerpo celeste)

hacia una longitud de onda más baja cuando aumenta el estado de hidratación. Este cambio de posición del pico se acompaña de cambios en las posiciones pico principal del agua y sus picos secundarios (*Wang et al. 2006, a, b, c, d, e*).

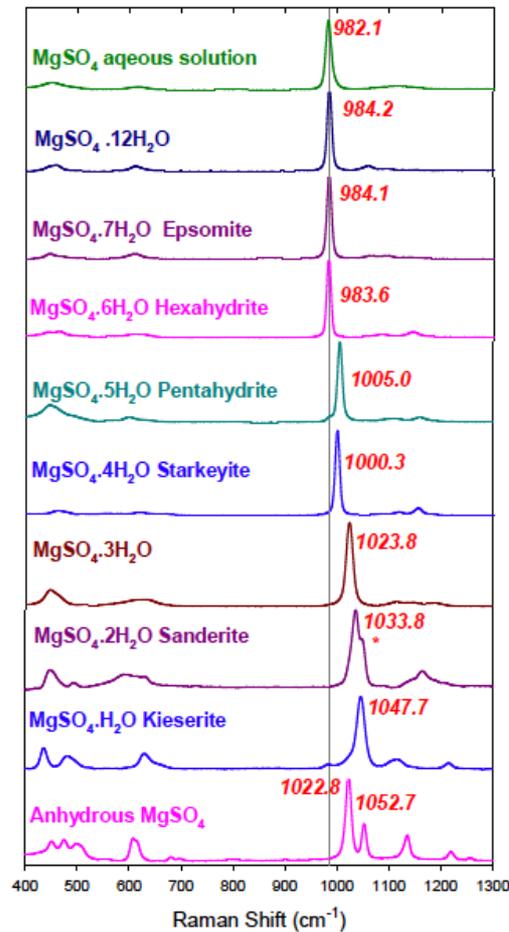


Figura 1-30: Sulfatos de Mg con diferentes grados de hidratación (*Wang et al, 2006*)

#### 1.3.3.4 Caracterizar los minerales ígneos y sus productos de alteración

La caracterización de minerales ígneos y sus productos de alteración, y vincular las rocas y los regolitos específicos con las características estratigráficas locales, es crucial para poder establecer una correlación con la evolución que ha sufrido Marte.

La superficie marciana parece estar dominada por basaltos, con exposición ocasional de sulfatos y filosilicatos (*Christensen et al., 2000*); (*Bibring et al., 2006*). Las rocas ígneas forman la mayor parte de la corteza, y conocer en detalle este tipos de rocas, nos dirá cómo se formó la corteza. Las rocas volcánicas profundamente derivadas, como los basaltos, proporcionan información sobre el interior del planeta, es decir, el manto; y los minerales ígneos se toman como el punto de partida para entender la alteración de productos y sedimentos superficiales.

Los principales tipos de rocas ígneas identificadas hasta el momento en Marte son basálticas (*Christensen et al., 2000*); (*McSween et al., 2004*), y consisten principalmente en olivino, piroxenos y plagioclasa. Aunque algunas rocas fueron encontradas en la superficie por el rover *Spirit* en el cráter *Gusev*, no hay evidencia de una corteza rica en feldespatos precoz (como en la Luna) o un reciclaje significativo para producir rocas ígneas altamente evolucionadas como el granito (como en la Tierra). Algunos aspectos de los basaltos marcianos pueden reflejar la presencia de agua en el manto (*McSween et al., 2004*), y las interacciones cercanas a la superficie con el agua han producido los sedimentos en los regolitos y revestimientos rocosos vistos por los rovers MER (*McSween et al., 2004, 2006*), (*Squyres et al., 2006*), (*Haskin et al., 2005*); (*Wang et al., 2006a, 2006b*). A través de las investigaciones del instrumento Raman para ExoMars, se podrá determinar los tipos y variedades de rocas ígneas y sus variaciones de composición.

Para comprender la evolución ígnea de Marte, necesitamos conocer los tipos y las proporciones de los minerales así como las texturas de las rocas. Es necesario conocer la textura de los basaltos, para comprender la composición del interior marciano. Estas texturas que evidencian la formación primigenia del planeta, ha podido ser estudiada a partir de meteoritos marcianos en la Tierra. Se ha documentado la evidencia de amorfización inducida por choque de plagioclasa en meteoritos marcianos con técnica de micro-Raman (*Wang et al., 1998*); (*Cooney et al., 1999*). Esta información también es esencial para comprender las composiciones y los orígenes de rocas y suelos marcianos (por ejemplo, principalmente material local o principalmente polvo global transportado por el viento) y es el punto de partida para interpretar los procesos anteriores de hidrotermia y erosión superficial.

El basalto rico en olivino se observó tanto en el cráter *Gusev* como en *Meridiani Planum* (*McSween et al., 2004*). La meteorización química del olivino en estas rocas fue identificada por el espectrómetro Mössbauer a bordo de los rovers *Spirit* y *Opportunity* (*Morris et al., 2006*). La caracterización del olivino y sus productos de alteración tiene una importancia de primer orden para evaluar los procesos relacionados con el agua en el pasado.

El instrumento Raman también contribuirá a la identificación de peligros potenciales para futuras misiones humanas. Caracterizará las propiedades químicas del carbono inorgánico y orgánico, y podrá identificar minerales que contengan compuestos como Cr, Pb, Cd y As para comprender su abundancia, estado de oxidación y distribución para la evaluación de la habitabilidad biológica e identificar peligros para futuras misiones humanas.

## 2 OBJETIVOS DE LA TESIS

Hasta la fecha ningún espectrómetro Raman ha sido nunca enviado al espacio; a pesar de que esta posibilidad se comenzó a barajar a finales de los años noventa del siglo pasado para participar en misiones de exploración planetaria durante los estudios de viabilidad de los *rovers* gemelos *Spirit* y *Opportunity*, y posteriormente para ser incorporado en el siguiente *rover*, el *Curiosity* (Wang A., Haskin A. L., Cortez E., (1998), “A Raman spectroscopic sensor for in situ mineral characterization on planetary surface”, *Applied Spectroscopy*, Vol. 52, p477-487); (Refxx Wang A., Haskin L. A., Lane A. L., Wdowiak T. J., Squyres S. W., Wilson R. J., Hovland L. E., Manatt k. S., Raouf N., and Smith C. D. (2003) *Development of the Mars Microbeam Raman Spectrometer (MMRS)*, *J. Geophys. Res.* 108(E1), 5005-5025).

En todas estas ocasiones, la NASA reconoció que el grado de desarrollo tecnológico existente suponía un riesgo demasiado elevado como para incorporarlo como carga de pago. Por tanto, no sería hasta la definición de la Misión europea ExoMars, cuando se apostó definitivamente por incorporar este tipo de instrumento científico a bordo de una plataforma científica.

Sin embargo hoy en día, en prácticamente cualquier futura misión de exploración planetaria (aprobada o bajo estudio de viabilidad); ya sea en las múltiples misiones previstas para la exploración de Marte o a alguna de sus lunas; o para la primera misión que aterrice en el satélite joviano Europa (*Europa Lander Mission*<sup>17</sup>); o bien para futuras misiones a Encélado<sup>18</sup>; o en el regreso (tripulado o no) a la Luna... no se concebiría dicha misión sin la incorporación de un espectrómetro Raman para su estudio científico.

Así pues, a lo largo de las siguientes páginas se mostrará cómo, a partir de un diseño basado en conceptos comerciales del instrumento, utilizado de forma extensiva para aplicaciones científicas terrestres, se fue desarrollando el diseño a lo largo de los años, hasta alcanzar el diseño actual con TRL8.

Mediante este planteamiento de la tesis, se desarrollarán en paralelo una doble visión (que es la misma que se ha seguido a lo largo de todos los años del programa): por una parte se mostrará cómo los requisitos científicos identificados como críticos, han sido el más importante factor de diseño en los esfuerzos para transformar la tecnología Raman, en un instrumento real, adaptado a la misión ExoMars; y por otra parte, se hará un repaso al desarrollo técnico y tecnológico llevado a cabo hasta alcanzar el diseño final de lo que es el Instrumento RLS que volará a Marte.

---

<sup>17</sup> La Futura Misión de NASA *Europa Lander Mission*, contempla incluir entre sus cargas de pago un espectrómetro vibracional basado en el diseño de RLS, tal y como recoge el *Europa Lander Study 2016 Report* (JPL D-97667)

<sup>18</sup> Una de las lunas de Saturno bajo las que su superficie helada se ha descubierto un océano líquido

Este desarrollo técnico, basado en una política de modelos según estándares de la ESA, tuvo que adaptarse de forma continua a los distintos condicionantes impuestos por la misión (masa, volumen, consumo de potencia, transferencia de datos...); así como a su acomodamiento en el interior del ALD del *rover*, y al medio de acceso a las muestras para ser analizadas por parte de la misión.

## 2.1 DEMOSTRACIÓN DE LA CAPACIDAD CIENTÍFICA DEL INSTRUMENTO RLS PARA EXOMARS

Además de las ventajas comparativas con otras técnicas, para la exploración planetaria tal y como han sido detalladas en el epígrafe 1.3, basadas en la riqueza y precisión de la información que este tipo de espectroscopía proporciona (información simultánea de la composición molecular y la estructura, de las muestras), compatible con todo tipos de materiales (minerales o biológicos); y por ser no destructiva y muy rápida en el análisis y obtención de resultados; se mostrará cómo la calidad de la información obtenida en la identificación de óxidos o grupos OH, con la alta precisión y resolución del instrumento, permite definir este instrumento como esencial en la consecución de los ambiciosos objetivos científicos que se marca la misión ExoMars del 2020 sobre la superficie de Marte. Así como la idoneidad de esta técnica para su aplicación en el campo de la exploración planetaria futura (ver ANEXO I).

Estos resultados científicos que se prevé que proporcione durante su operación en Marte, han quedado patentados mediante los resultados obtenidos en Tierra por el modelo de ingeniería y calificación (EQM) del instrumento; a lo largo de las distintas campañas de análisis, calibración y caracterización, llevadas a cabo y mostradas en esta tesis (ver epígrafe 4).

Además, en el futuro de la exploración de nuestro Sistema Solar, cada vez está más claro la tendencia hacia la operación automática de los instrumentos; cada vez las distancias a las que se envían las misiones planetarias son mayores: Luna, Marte, lunas de Júpiter, lunas de Saturno... Esto provoca una muy alta dificultad para comunicar (por bajos factores de vista entre los instrumentos y sus orbitadores y la Tierra) y cuanto ésta es posible, aumentando enormemente los tiempos para la comunicación, y por tanto la dificultad para la misma; y disminuyendo la capacidad de transferencia de datos de ida y vuelta para la toma de decisiones. Por otra parte, cada vez la disponibilidad de energía es más limitada (para misiones a cuerpos más alejados del Sol que la propia Tierra los paneles solares pierden eficiencia; y las fuentes de energía basadas en reactores nucleares o radioisótopos son muy pesadas, lo cual limita enormemente la misión... Así, a todas las capacidades científicas demostradas por parte del instrumento RLS, hay que añadirle la ventaja que supone el hecho de la incorporación del modo de operación autónoma, y la algoritmia necesaria para la realización de ciencia en modo "automático", mediante la que se permite optimizar la ciencia obtenida, y así de forma rápida y eficiente, poder maximizar el retorno científico minimizando los recursos. Esta rapidez en

la obtención de resultados, además permitirá aumentar el número de puntos a analizar, lo que en una muestra con una enorme área a analizar (el *sample container* del ALD presentará un área efectiva de varios cm<sup>2</sup> de muestra triturada), frente a un tamaño del foco del láser en la muestra de apenas 50 micras de diámetro, resulta de gran importancia para ser capaces de evaluar el mayor número de puntos posible en la muestra, y así aumentar las probabilidades de encontrar puntos de interés<sup>19</sup>.

## 2.2 DEMOSTRACIÓN DE LA ADECUACIÓN TÉCNICA DEL INSTRUMENTO RLS PARA EXOMARS

El objetivo de esta tesis es también mostrar desde un punto de vista técnico, los retos que se afrontaron y las soluciones que se adoptaron, hasta ser capaces de cumplir con las necesidades científicas identificadas, y alcanzar así las prestaciones que se requerían desde el equipo científico; y que ha permitido alcanzar la solución de diseño del que será el primer espectrómetro Raman en el espacio.

El diseño final del RLS en su configuración en el ALD, es el resultado de innumerables iteraciones con la Agencia Espacial Europea, por los muchos cambios que sufrió la misión ExoMars durante los primeros años (ver epígrafe 1.2); y de las negociaciones para acordar su acomodo dentro del ALD con la empresa contratista encargada de alojar la carga de pago, Thales Alenia Space Italia.

Para ser capaces de alcanzar el diseño final del instrumento, se siguió la política de modelos tal y como exigía los estándares de la ESA, y se adecuó a la especificidad de la misión ExoMars.

El primer modelo requerido, para el funcionamiento y operación de la técnica en condiciones de ambiente espacial fue un modelo experimental "*breadboard*" con suficiente grado de representatividad del instrumento final. Este modelo no era entregable a ESA pero con él se cubrieron diversos objetivos, sobre todo, la evaluación de las capacidades científicas del concepto propuesto. Sirvió además para establecer el grado de cooperación con todo el consorcio multinacional que contribuía al desarrollo del instrumento y permitió identificar aquellas interfaces críticas entre los integrantes del equipo.

Más tarde, y con el diseño ya congelado se procedió a la fabricación y ensayo del STM (*Structural and Thermal Model*) para demostrar que el diseño permitía soportar las cargas mecánicas y térmicas del ambiente previsto en la misión ExoMars, además de permitir verificar las predicciones tanto de masa, como de volumen, estimadas mediante las herramientas de modelización.

---

<sup>19</sup> Definidos en los algoritmos como trazas en el espectro, en zonas de alto interés científico para la misión, como pueden ser óxidos, carbonatos o grupos OH.

El siguiente modelo, el más importante dentro del plan general de desarrollo antes de fabricar el modelo que vuela, es el EQM (*Engineering and Qualification Model*). Este modelo debe demostrar que el instrumento garantiza todas las funcionalidades y prestaciones requeridas, y que además permite obtener unos excelentes resultados científicos, manteniendo la robustez térmica y mecánica alcanzada con el STM.

A este modelo se le sometió también, a todas las cargas mecánicas y térmicas, y además se demostró su compatibilidad electromagnética con el ambiente del *rover* de ExoMars. Además en este modelo se pusieron en práctica todas las medidas de protección planetaria necesarias para demostrar la preparación de procesos, instalaciones y personal, que harían del modelo de vuelo un equipo estéril para su uso en el *rover*. Será sobre este modelo en particular, sobre el que se muestren en esta tesis la mayor parte de los resultados tanto científicos como técnicos obtenidos.

Y finalmente se fabricó y ensayó el FM (*Flight Model*) y el FS (*Flight Spare*), el cual solamente pasa ensayos térmicos y mecánicos de aceptación para no estresar al equipo, y garantizar su total operatividad a lo largo de su vida útil en la superficie marciana. Además, naturalmente, de la limpieza y esterilización bajo las estrictas reglas de protección planetaria de la misión.

### 2.3 POETENCIAL DE LA TÉCNICA ESPECTROSCÓPICA RAMAN PARA EL FUTURO DE LAS MISIONES DE EXPLORACIÓN PLANETARIA

Así mismo, dentro del contenido de esta tesis se dedica un anexo completo (ver ANEXO I), a ilustrar cómo la técnica Raman, en su forma convencional con diferentes longitudes de onda de excitación, o en cualquiera de sus múltiples variantes (SERS, RRS...)<sup>20</sup>; o bien combinada con otras técnicas ya contrastadas para la exploración planetaria (como la espectroscopía infrarroja, LIBS o rayos X...), demuestra ser una herramienta idónea y de enorme futuro para la obtención de información altamente precisa de la composición molecular y la detección de trazas biológicas en las muestras a analizar.

En este capítulo además se analizarán potenciales mejoras que se han identificado para incorporar al diseño del instrumento RLS actual, que en su día bien por motivos de limitaciones de masa o de envuelta dentro del ALD no se pudieron incluir en el diseño; o simplemente mejoras dadas por la misma evolución de las tecnologías y los componentes<sup>21</sup>.

---

<sup>20</sup> SERS: Surface-enhanced Raman Spectroscopy; RRS: Resonance Raman Spectroscopy... variantes de la técnica Raman convencional, que buscan mejorar algún aspecto particular, como la sensibilidad (en el caso de SERS) o adquirir información específica en una longitud de onda determinada (RRS). A cambio suelen penalizar otras ventajas de la técnica estándar, como la no necesidad de preparación de la muestra, o la capacidad de abarcar grandes rangos espectrales.

<sup>21</sup> Hay que tener en cuenta, que desde que se diseñó el instrumento seleccionando sus componentes, hasta el momento en el que opere en la superficie marciana, habrán pasado más de diez años

Se mostrarán en este capítulo también, como se puede adaptar el instrumento y la tecnología Raman a diferentes alcances, según lo requiera el tipo de misión: alcance microscópico (como RLS) para análisis en un 'laboratorio' en un *rover* o *lander*; medio alcance, instalado en un brazo robótico, que permita una inspección de muestras sobre la superficie, también sobre un *rover* o *lander*; o de largo alcance (telerman), para realizar mediciones hasta varias decenas de metros de distancia.

Y finalmente se analizará cómo el instrumento RLS podría ser adaptado a futuras misiones actualmente en estado de estudio de viabilidad, como son: ELM: *Europa Lander Mission* (de NASA), o MMX: *Martian Moons eXploration* (de JAXA y CNES-DLR)...

### 3 INSTRUMENTO RAMAN PARA EXOMARS: ANTECEDENTES, EVOLUCIÓN HISTÓRICA Y CONFIGURACIÓN FINAL

#### 3.1 EL INSTRUMENTO RAMAN LASER SPECTROMETER (RLS): ANTECEDENTES Y EVOLUCIÓN HISTÓRICA

##### 3.1.1 EL PRIMER ESPECTRÓMETRO RAMAN PARA APLICACIONES ESPACIALES

Dadas las excelentes capacidades que muestra la espectroscopía Raman para la exploración planetaria, entre ellas su alta capacidad de identificar compuestos de forma inequívoca, hizo que, ya desde la definición de las cargas útiles de los rovers de la misión MER (*Spirit & Opportunity*), o la del MSL '*Curiosity*', la opción de incluir un espectrómetro Raman para el análisis de muestras marcianas, siempre estuviera encima de la mesa.<sup>22</sup>

Sin embargo, el bajo nivel de madurez de desarrollo tecnológico que esta técnica espectroscópica presentaba, para la adaptación de este tipo de instrumentos a una misión espacial, hacía que siempre se descartase su uso para la exploración planetaria. Por una parte, la necesidad de un reducido volumen y masa, pero garantizando la robustez del diseño para soportar las cargas típicas mecánicas y térmicas, limitaba las prestaciones ópticas del instrumento. Además, la necesidad, no garantizada, de una fuente de excitación láser de altas prestaciones en cuanto a la resolución espectral y estabilidad, tanto en longitud de onda como en potencia óptica, elevaba la incertidumbre en los resultados que se pudiesen obtener. Este cúmulo de factores y riesgos siempre concluyó que con esta tecnología no estaba madura para las distintas misiones previstas para el futuro.

A pesar de todos estos inconvenientes, desde los primeros momentos de la definición de la misión ExoMars siempre se consideró que dentro de la carga de pago de instrumentación científica era necesario incluir un espectrómetro Raman a bordo del *rover*. En un principio, el instrumento estaba pensado para que se combinase también con la técnica espectroscópica LIBS (Maurice S., Rull F. (2003), EXLIBRIS: EXomars Laser Induced Breakdown/Raman Integrated Spectrometers. CALL FOR IDEAS PASTEUR INSTRUMENT PAYLOAD FOR THE EXOMARS ROVER MISSION), y que tuviese capacidad de operar en dos modos de funcionamiento: 1) externo, desde el brazo robótico con el que iría equipado el *rover*, para analizar el polvo y rocas superficiales; y 2) interno, para analizar las muestras que el taladro del *rover* obtendría de hasta 2 metros bajo la superficie marciana.

Así, el instrumento RLS de la misión ExoMars, se ha convertido en el primer espectrómetro con tecnología Raman en ser incluido en una misión espacial.

Posteriormente, MARS2020 el próximo *rover* de NASA, también ha incluido dos espectrómetros Raman, uno con una fuente de iluminación de 532nm (misma longitud de

---

<sup>22</sup> Se evaluó como carga de pago para el Rover Curiosity (MSL), en forma de Mars Microbeam Raman Spectrometer (MMRS) (Wang, A., et al., 2003)

onda que RLS) en SuperCam, instrumento que además tiene combinados un espectrómetro LIBS, y una micro-cámara; y otro espectrómetro Raman con un láser ultravioleta: SHERLOC<sup>23</sup>, como parte de su instrumentación para el análisis de la superficie marciana.

### 3.1.2 EVOLUCIÓN DEL ESPECTRÓMETRO RAMAN EN LA MISIÓN EXOMARS

En 2003, como respuesta a la Convocatoria de Ideas de ExoMars, se recibieron 50 propuestas de instrumentos, en los que participaron 580 científicos, de más de 260 universidades, centros de investigación y empresas; provenientes de 30 países.

En dicha convocatoria, se solicitaban ideas para un Instrumento que combinase las técnicas de espectroscopía LIBS (Laser Induced Breakdown) y Raman, tal y como solicitaba la convocatoria, surgieron como resultado dos propuestas:

1. EXLIBRIS: EXomars Laser Induced Breakdown and Raman Integrated Spectrometer (Maurice S., Rull F. (2003), EXLIBRIS: EXomars Laser Induced Breakdown/Raman Integrated Spectrometers. CALL FOR IDEAS PASTEUR INSTRUMENT PAYLOAD FOR THE EXOMARS ROVER MISSION)
2. GENTNER: a Miniaturised Laser Instrument for Planetary *in-situ* Analysis (Gessberger E., Castellucci E.M., 2003, GENTNER - a Miniaturised Laser Instrument for Planetary *in-situ* Analysis. CALL FOR IDEAS PASTEUR INSTRUMENT PAYLOAD FOR THE EXOMARS ROVER MISSION)

Ambas propuestas mostraban una combinación de tecnologías LIBS/LIBS con Raman, esbozaban diseños preliminares de dichos propuestas de instrumentos, y daban una primera aproximación de cómo adaptarse a las restricciones impuestas en términos de masa, volumen, potencia, datos...etc.

En la propuesta EXLIBRIS se proponía un instrumento compacto que combinase las espectroscopías LIBS (Laser Induced Breakdown Spectroscopy) y Raman; y que permitiese abordar todos los objetivos específicos que se proponían en la Llamada de Ideas de ExoMars:

- 1) Determinar si alguna vez hubo vida en Marte (búsqueda de sustancias orgánicas)
- 2) Caracterizar la composición geoquímica de los suelos cercanos a la superficie y rocas con una mejor precisión, incluyendo distribución de agua,
- 3) Aumentar la información mineralógica de la superficie marciana en la escala sub-milimétrica
- 4) Evaluar los riesgos superficiales que permitiesen prepararse para la exploración humana (datos químicos y ambientales).

---

<sup>23</sup> *Scanning Habitable Environments with Raman and Luminescence for Organics and Chemicals*

Desde un punto de vista científico, la propuesta EXLIBRIS mostraba que ambas capacidades eran perfectamente complementarias, y fundamentaba dicha propuesta en un buen número de referencias científicas que sustentaban la potencialidad de las dos técnicas para alcanzar los objetivos fijados por ExoMars, e incluso su óptimo uso en las condiciones marcianas y sobre blancos remotos.

En su propuesta técnica, los espectrómetros LIBS y Raman se integrarían de un modo bastante sencillo en un solo instrumento. El instrumento constaba de dos unidades principales: un cabezal óptico sensor (con el láser y enfoque óptico montado sobre una torreta) y un cuerpo (espectrógrafos, detectores, y procesadores, electrónica y fuentes de alimentación). La electrónica a bordo, identificaría un objetivo y apuntaría la torreta en elevación y azimut. Para poder aplicar la máxima energía en el objetivo para la técnica LIBS, y para que Raman maximice colección de luz, el cabezal requeriría de un ajuste preciso en la etapa de enfoque. Para operar la parte Raman, un actuador 'push-pull' movería un doblador sobre el haz láser. Un pequeño láser pulsado Nd:KGW dispararía varias veces a través del sistema óptico sobre el objetivo, y la emisión de retorno se recogería a través de la misma óptica, enfocada y dividido hacia dos fibras ópticas. Estas fibras se conectaban a 2 espectrógrafos, uno dedicado a LIBS, el otro para Raman. Acumulando los registros de señal del CCD en una fila, se enviaban a la electrónica para el promediado de la señal y el procesamiento a bordo.

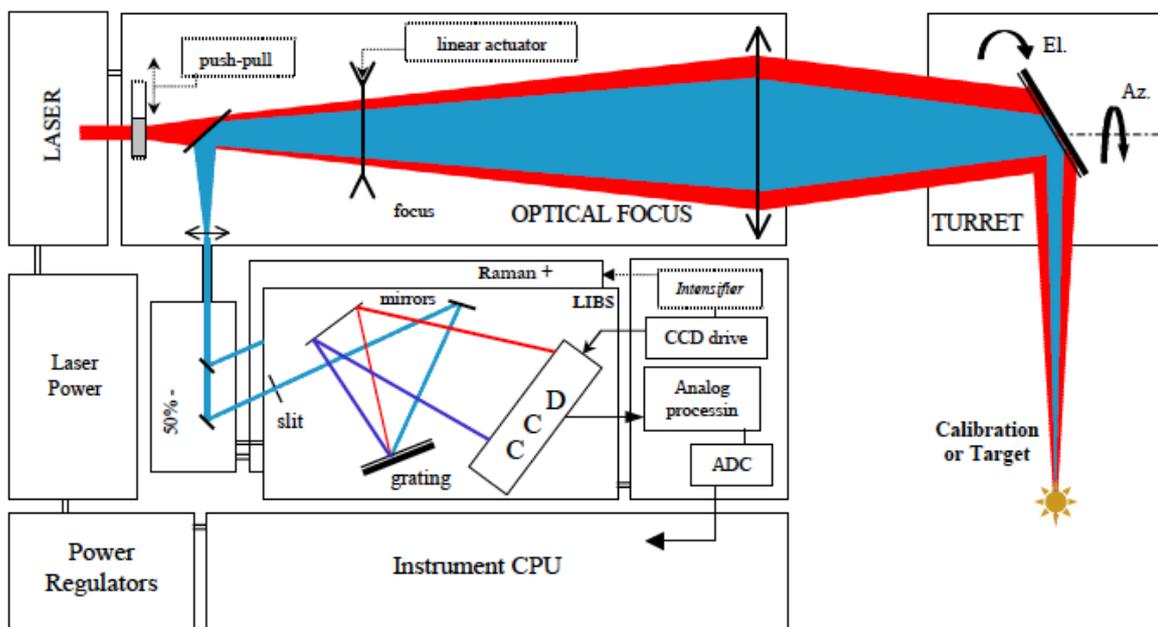


Figura 3-1: Propuesta de diagrama funcional de EXLIBRIS

El sistema permitiría mediciones cuantitativas, en pocos minutos, sobre objetivos determinados por el Rover, situados hasta una distancia de 2,5 metros del instrumento (montado sobre el brazo robótico en el exterior del *rover*); y por lo tanto, haría posible

analizar un potencial sitio de perforación, pero también el entorno *rover* para el evaluarlo, sobre aquellos recién expuestos por las ruedas del *rover* o el taladro.

En el momento de la Convocatoria de Oportunidad, el uso de las técnicas LIBS y Raman se consideraban ordinarias en laboratorio. Y durante los últimos años, se había demostrado que funcionaban perfectamente a distancias remotas bajo condiciones atmosféricas marcianas (*Lacour et al., 2003*); (*Wiens et al., 2002*); (*Sharma et al., 2002*). En cuanto al hardware, LIBS tenía actualmente un TRL<sup>24</sup> (Technology Readiness Level) de 6 debido al trabajo realizado en el Programa de Desarrollo de Instrumentos de Marte (MIDP) en el Laboratorio Nacional de Los Alamos, con un prototipo basado en elementos comerciales que fue integrado en el rover K9 y probado en el campo (*Wiens et al., 2002*). Por otra parte, un prototipo del instrumento Raman remoto de la Universidad de Hawaii mostró espectros útiles a distancias de varios metros usando muestras relevantes (*Sharma et al., 2002*), y por lo tanto se encontraba en un TRL de 4. Y las pruebas de un sistema LIBS/Raman combinado se habían llevado a cabo con éxito en Hawaii, en LANL y en Francia, aunque el sistema aún no se había demostrado en un ambiente térmico similar al de Marte. Ambas técnicas, apoyadas por prototipos, se consideraban lo suficientemente maduras como para pasar a su desarrollo hasta alcanzar nivel de vuelo.

Ambas propuestas de un espectrómetro LIBS, combinando Raman remoto (EXLIBRIS) y Raman local (GENTNER), obtuvieron por parte del equipo revisor de la ESA una calificación "Excelente". No obstante, el concepto EXLIBRIS fue finalmente retenido por la ESA, como el más indicado para liderar el desarrollo de la técnica en Exomars. Y en consecuencia la agencia espacial, preparó un lanzamiento de oportunidades para el desarrollo de un modelo experimental (Elegant Breadboard) basado en este concepto. A esta llamada se presentó un consorcio liderado técnicamente por TNO-Industry y científicamente por el IP español (Prof. F. Rull) y con una contribución importante de la industria española en el desarrollo del láser (Monocrom). (*Bazalgette Courreges-Lacoste G., Ahlers B. And Rull F. (2007)*)

Además, ESA recomendó al equipo de EXLIBRIS establecer colaboración con el de GENTNER y también con el de MIRAS (una tercera propuesta basada en un espectrómetro Raman-UV, liderada por el Prof. J. Popp) (*Popp J., Thomas N. (2003)*).

De esta forma se pretendía aunar esfuerzos, consolidar un equipo internacional y facilitar la contribución de diferentes países al desarrollo del instrumento. El modo de operación se fijó en la combinación del análisis de muestras en la superficie usando un brazo robótico o mástil exterior (como Instrumento de Contacto) y el análisis de muestras en bruto en el interior del Rover (como parte del Laboratorio Analítico) usando ambas tecnologías Raman y LIBS.

---

<sup>24</sup> El nivel de madurez de instrumentos, subsistemas o componentes para su uso en espacio, se clasifican conforme al TRL "*Technology Readiness Level*" desde el 1 (sin ningún tipo de madurez tecnológica para su uso en espacio) hasta el 9 (demostrado su uso en espacio de forma satisfactoria)

Sin embargo, ya a finales del 2007, y de cara a una revisión de cargas de pago de la ESA, el exceso de masa presupuestado para el instrumento combinado Raman-LIBS, interno y externo, y el bajo nivel de madurez tecnológica de algunos componentes críticos hizo necesario un primer *trade-off* para aligerar el instrumento y simplificarlo. Esta modificación del concepto original estuvo condicionada principalmente por la decisión de descartar el brazo robotizado del *rover*, con lo que el análisis ya solo podía ser interno.

En dicho análisis, se evaluaron de forma independiente, y para cada una de las posibles opciones, la complejidad tecnológica y la masa del instrumento resultante, así como su potencial valor científico. Estas evaluaciones fueron ponderadas y como resultante de dicho análisis se concluyó descartar también el Instrumento LIBS interno.

Y no mucho más tarde, a principios de 2009, cuando la crisis económica mundial alcanzaba su punto álgido, la NASA retiraba su contribución a la misión ExoMars y a la ESA no le quedó más remedio que realizar una nueva revisión de la misión, para tratar de simplificarla y abaratarla, y además, proceder a una consolidación de todos los aspectos técnicos y científicos, exigiendo a los distintos instrumentos un esfuerzo en la demostración de su madurez tecnológica de forma que fueran compatibles con un lanzamiento en 2016.

Como parte de las acciones para conservar la viabilidad general y la fiabilidad de la misión reducida, se puso en marcha una nueva evaluación independiente de todos los instrumentos candidatos de ExoMars, llevada a cabo por un grupo de expertos científicos. El objetivo era identificar las configuraciones de carga útil que se pueden acomodar en la misión ExoMars de acuerdo con el nivel de recursos disponibles, priorizando el potencial retorno científico.

Así, se identificó como objetivo prioritario para la misión la capacidad de obtener muestras de hasta 2 metros bajo la superficie, y se mantuvo el taladro como parte fundamental de la misión. Sin embargo, se eliminó la capacidad de análisis en el ALD de las muestras en bruto tras su obtención antes de que fuesen molidas. Sólo se analizarían las muestras dispuestas en el carrusel (reduciendo el campo de análisis de la muestra a un único grado de libertad) y en polvo.

Por otra parte, se acometió una drástica reducción de las cargas de útil de ExoMars, que en el momento de la Revisión consistía en 23 instrumentos: 12 incluidos en la carga útil de Pasteur del Rover y 11 en el Lander (Humboldt del módulo de aterrizaje y GEP).

Así pues, se eliminaron los instrumentos en el Lander<sup>25</sup> y se eliminó el brazo robótico del Rover por entender que era prioritaria y más novedosa la potencial ciencia obtenible con las muestras del taladro analizadas en el ALD, frente a la que se pudiese obtener

---

<sup>25</sup> en primera instancia, aunque más adelante, en 2013, con la participación Rusa a la misión, se recuperaría la opción de albergar una serie de instrumentos en el *lander* que, por una parte proporcionarían datos, principalmente meteorológicos, de la superficie marciana; y que además permitiese la ciencia combinada entre *rover* y *lander*, mediante la adquisición de imágenes de uno al otro.

directamente sobre muestras en la superficie por los instrumentos instalados en el exterior.

Y así, de un plumazo, el Instrumento Raman-LIBS perdió su contribución LIBS, y Raman externa; y cambió su operación interna a muestras en polvo sobre las que perdería la capacidad de analizar en el plano, ya que sólo podría moverse a lo largo del arco de circunferencia proporcionado por el carrusel. Estos cambios en la configuración de la misión, a la larga tuvieron un gran impacto en el diseño del instrumento, y en su forma de operar.

### 3.1.3 EVOLUCIÓN DEL INSTRUMENTO RLS

Evidentemente, los cambios sufridos por la misión tuvieron un gran impacto en el diseño y el desarrollo del Instrumento RLS. Desde el año 2003 en el que comenzó su andadura la misión ExoMars, hasta la actualidad, la configuración del instrumento original ha sufrido diversas modificaciones impuestas por necesidades de reducción de masa y cambios en la misión: desde el Raman/LIBS con cabezal externo e interno inicial, hasta el Raman interno actual.

Desde un primer momento, en la definición de la carga de pago Pasteur al instrumento conjunto espectrómetro combinado Raman-LIBS, en una primera aproximación, se le asignó una masa máxima de 1,5kg, una envuelta de 160x160x160mm (~ 4000 cm<sup>3</sup>), un consumo de potencia de 2,5W, una operación nominal de 90 segundos para 200 espectros, y una tasa de transferencia de datos de 90000kbits.

Hoy en día, en la configuración final, el modelo de vuelo pesa 2,483kg, tiene un volumen total de unos 4500 cm<sup>3</sup> repartido en tres unidades principales (SPU, iOH e ICEU) conectadas por cableado eléctrico y óptico; puede llegar a consumir cerca de 30W, y la duración nominal de su operación es de 6 horas, tras las que descargará unos 500Mbits.

En la evolución del diseño, el hecho de que el instrumento estuviese dividido en tres unidades principales, y la flexibilidad mostrada en las distintas configuraciones del ALD, resultó clave para encontrar la solución que permitió acomodar al instrumento de forma segura, y sin que resultasen penalizadas sus prestaciones.

Este proceso de iteración constante, retrasó enormemente la congelación del *baseline* del diseño, y durante esta primera época se puso todo el esfuerzo científico y técnico, a subir el TRL del instrumento, demostrando que el nivel de madurez tecnológica de las partes claves era suficiente; y por otra parte a adaptar las interfaces del instrumento a los continuos vaivenes de la misión y del ALD.

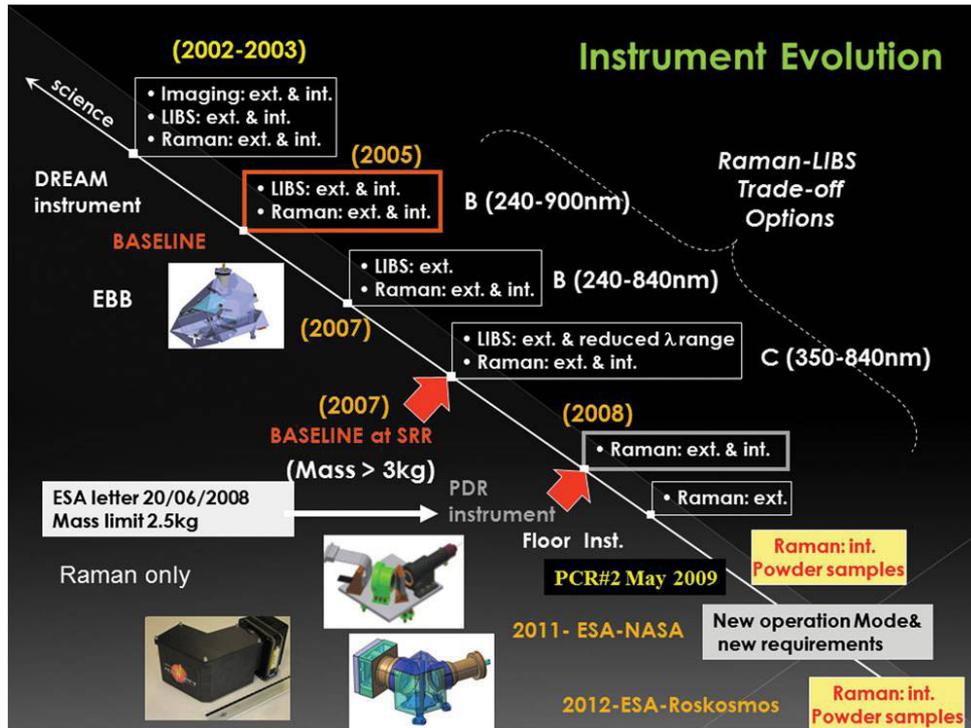


Figura 3-2: Evolución instrumento RLS

La evolución del concepto del instrumento se llevó a cabo en 2005 a través del estudio de *trade-off* del Instrumento. Este proceso de evolución que sufrió el instrumento, se puede decir que finalizó en 2009, tras la realización de otro *trade-off*, en este caso que afectaba al concepto de la unidad del espectrómetro (SPU).

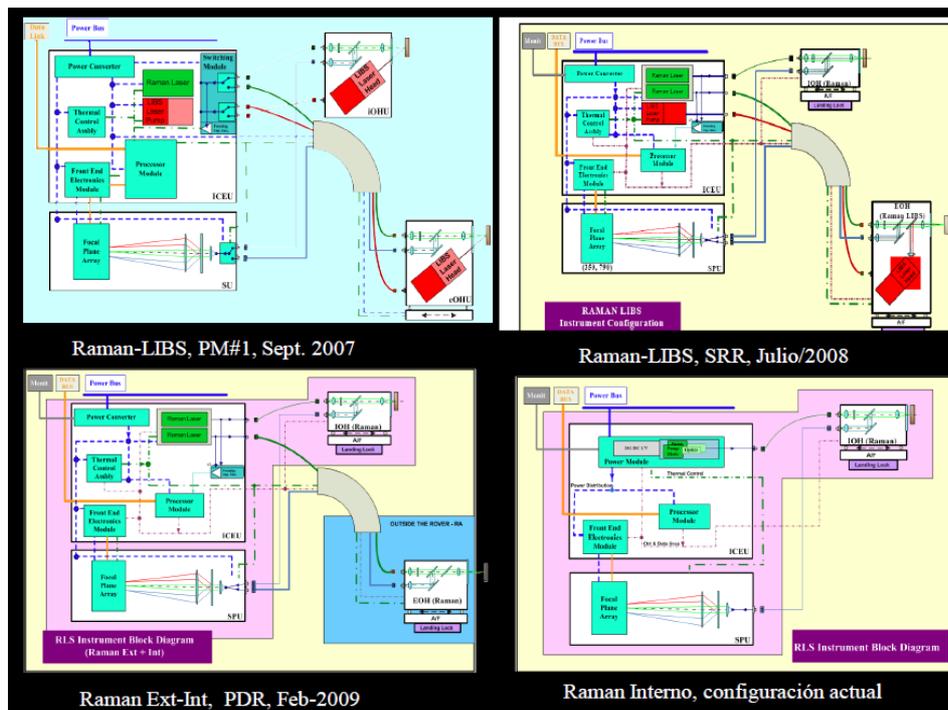


Figura 3-3: Secuencia de diagramas mostrando la evolución instrumento RLS

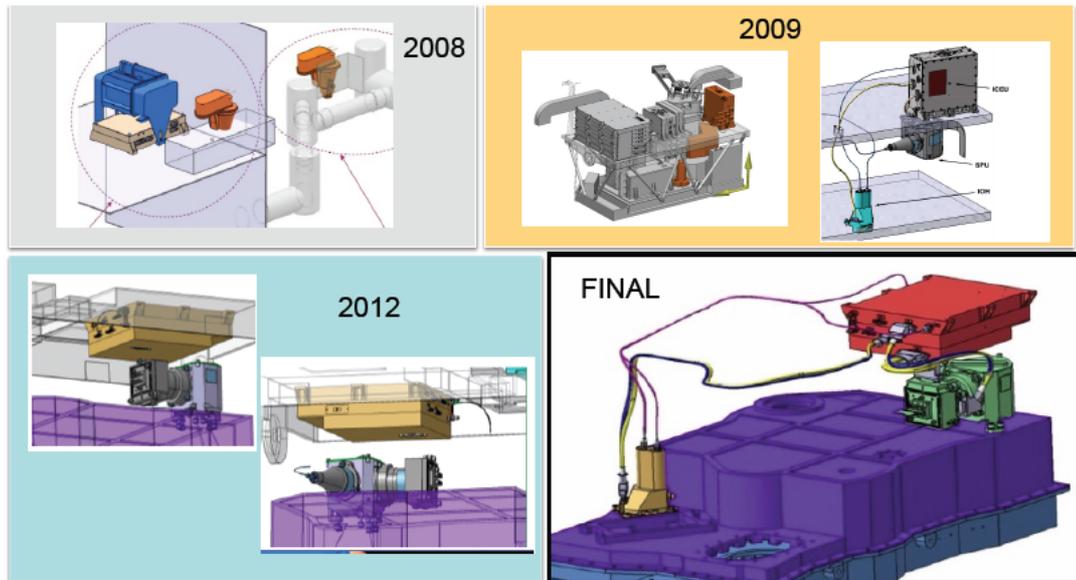


Figura 3-4: Evolución de la disposición de RLS en el ALD

Desde un punto de vista de la gestión del proyecto, el consorcio y el equipo español también fue evolucionando: desde una contribución menor en el consorcio, y con una muy alta participación industrial; hasta la configuración final, en la que la oficina de proyecto y la gestión del consorcio internacional del instrumento, y buena parte de las labores de ingeniería, se llevan a cabo en el INTA. Esta evolución se fue realizando de forma gradual para no incumplir los compromisos con la ESA.

### 3.2 CRITERIOS Y CONDICIONANTES PARA EL DISEÑO DE RLS

En la definición del diseño de cualquier instrumento que vaya a estar sometido a un ambiente espacial, se toman como punto de partida de los objetivos funcionales y de prestaciones científicas que pretenden alcanzarse a lo largo de la vida de dicho instrumento, y las condiciones que deberá soportar durante su vida hasta finalizar la operación.

Estos objetivos y estos condicionantes, se derivarán como requisitos concretos hacia el instrumento, que se documentarán en forma de especificaciones; éstas especificaciones se tomarán como referencia para implementarlas en el diseño, y finalmente todos estos requisitos se verificarán para mostrar la satisfacción de dicho diseño.

En muchas ocasiones, la tecnología existente o el nivel de la misma no está lo suficientemente desarrollada como para poder asegurar que los requisitos impuestos en el diseño del instrumento se cumplirán en las condiciones espaciales. En esas ocasiones se deberán acometer una serie de desarrollos tecnológicos para tratar de cumplir con las necesidades definidas en el instrumento. Para ello, modelizar con diferentes

herramientas, o la utilización de prototipos, que permitan anticipar los resultados del nuevo desarrollo antes de su implementación en el diseño, resulta fundamental.

Finalmente, en algunas ocasiones, la necesidad de incorporar cambios en el diseño por otros condicionantes externos provenientes, por ejemplo de la configuración de la plataforma o de la propia evolución de la misión. Este caso se dio también en el instrumento RLS, que sufrió cambios sustanciales a lo largo de la misión ExoMars, en los que el instrumento debió hacer frente mostrando su flexibilidad y adaptabilidad, asumiendo alguna penalización en sus prestaciones siempre y cuando la ciencia obtenible siga siendo de máximo nivel. (Ver epígrafe 3.5.1 condicionantes a la operación)

Para poder generar un conjunto de especificaciones, en primer lugar se identifican aquellos requisitos que definen la razón última del instrumento, que son los requisitos científicos, éstos serán los que definan las prestaciones finales requeridas al instrumento; ya que serán estas las que decidirán si el retorno científico obtenido alcanza la calidad suficiente como para justificar el desarrollo necesario y, además se relacionarán con el coste total de dicho desarrollo.

Posteriormente se deben tener en cuenta aquellos requisitos funcionales que el instrumento requiere (calentar, enfriar, enfocar, procesar...), para poder alcanzar las prestaciones identificadas; y finalmente todo el instrumento deberá ser compatible con los recursos disponibles (masa, volumen, potencia, datos...) y con el entorno (mecánico, térmico, radiativo, EMC...) que le rodeará desde el comienzo de su vida, durante la integración y ensayos en tierra, hasta el final de la misma, en su último día de operación.

No siempre se pueden cumplir todos los requisitos a la primera (ni por tanto, alcanzar todos los objetivos), a veces ni si quiera tras varias iteraciones, y excepcionalmente algún requisito, o parte del mismo, se ve penalizado y se queda por el camino. Otras veces, los cambios en la misión u otros condicionantes externos, modifican las interfaces o los recursos asignados, impactando también en las prestaciones del instrumento, y los objetivos iniciales pueden tener que reducirse o adaptarse.

El Instrumento Raman para ExoMars, no ha sido una excepción y ha sufrido numerosos cambios que debido, por una parte, al enorme esfuerzo del equipo RLS y su alta capacidad para adaptarse a las diferentes situaciones a lo largo de los cambios en la misión como por otra, a la robustez demostrada de la tecnología Raman en todas sus configuraciones han permitido que el diseño del RLS sea capaz de alcanzar todos los objetivos principales, científicos y técnicos, que se fijaron al comienzo del desarrollo.

### **3.2.1 PRINCIPALES REQUISITOS CIENTÍFICOS**

Para cumplir con los objetivos científicos que se habían fijado a nivel instrumento, y de acuerdo con las necesidades de la misión ExoMars, desde el equipo científico se impusieron unos pocos requisitos al instrumento, en forma de prestaciones que el instrumento debía alcanzar, para obtener como resultado la ciencia en Marte con un mínimo requerido de calidad.

En muchos casos, para ser capaces de alcanzar dichas prestaciones, prácticamente resultaba obligado tomar ciertas decisiones en el diseño del instrumento. Y fue aquí donde la amplia experiencia del equipo científico en la técnica de la espectroscopía Raman, jugó un papel fundamental en la toma de decisiones críticas como podrían ser: la longitud de onda seleccionada para la excitación láser, la potencia de salida en muestra, el concepto óptico de dispersión Raman del espectrómetro, o la selección del CCD...

Así, los principales requisitos científicos que se impusieron al instrumento RLS fueron:

- Rango espectral<sup>26</sup>: Cubrir un rango espectral mínimo de 200 a 3800  $\text{cm}^{-1}$ , considerando como deseable ampliarlo a un rango de 150 a 4000  $\text{cm}^{-1}$ . Con este rango se considera que se pueden detectar todas las bandas espectrales importantes en la exploración marciana.

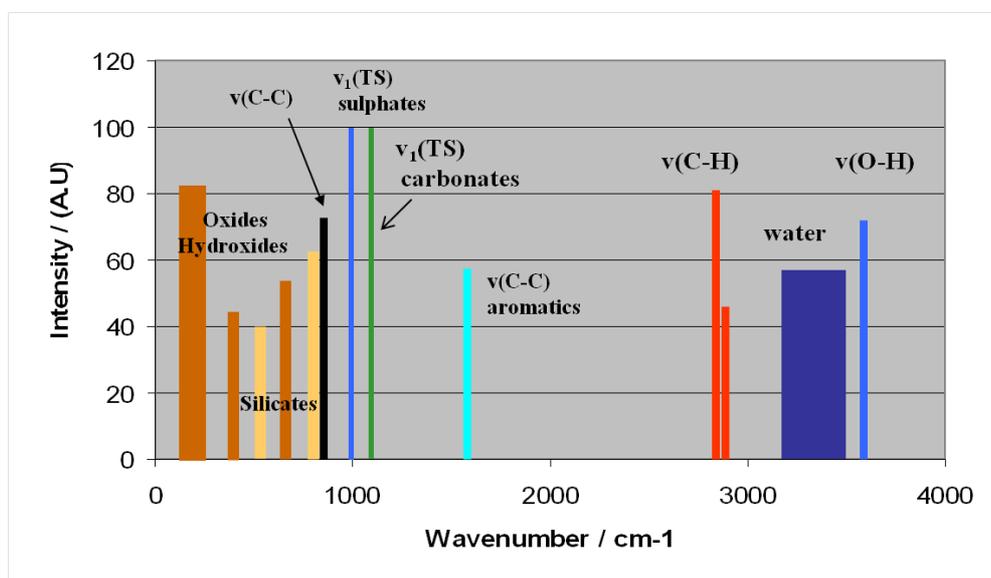


Figura 3-5: rango espectral del RLS y principales compuestos detectables

- Resolución espectral: El requisito se fijó en un mínimo de 6  $\text{cm}^{-1}$  para números de onda de hasta 2000  $\text{cm}^{-1}$ , y de mínimo 8  $\text{cm}^{-1}$  para números de onda superiores a 2000  $\text{cm}^{-1}$ . Este requisito es de suma importancia para que el instrumento sea capaz de discernir entre dos bandas Raman muy próximas una de otra, y que no se solapen de una forma difuminada ocultando información, o falseándola creando un pico de mayor espesor que el que le correspondería.

<sup>26</sup> El rango espectral en espectroscopia Raman se mide en  $\text{cm}^{-1}$  denominado número de onda que es una magnitud de frecuencia. En espectroscopia resulta más útil emplear los ciclos por centímetro (o centímetros recíprocos,  $\text{cm}^{-1}$ ) que otros tipos de unidades

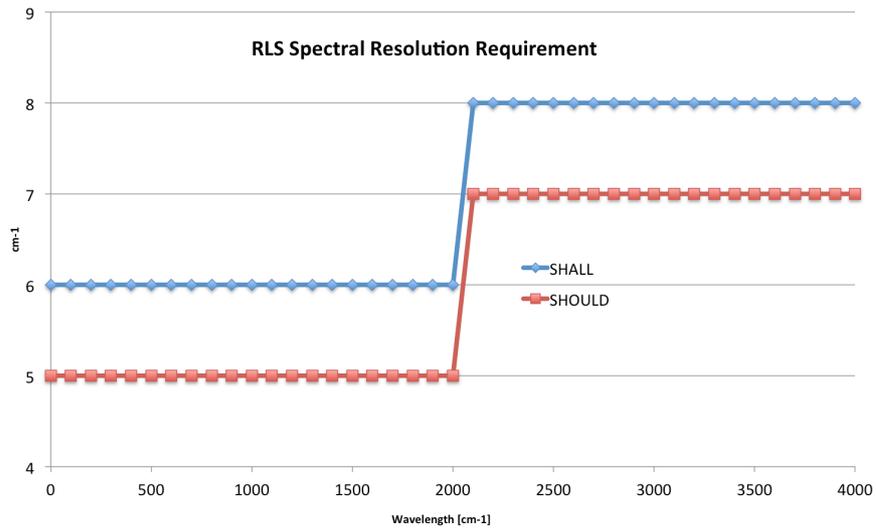


Figura 3-6: requisito de resolución espectral

- Precisión espectral:** La necesidad de conocer de forma precisa la posición de las distintas bandas Raman, se vio plasmada en un requisito de precisión espectral de  $1 \text{ cm}^{-1}$ , equivalente a un conocimiento del pico espectral de  $0,027 \text{ nm}$  para la longitud de onda próxima al bombeo. Esta capacidad permitirá al instrumento ser capaz de identificar los futuros compuestos recogidos en Marte con una fiabilidad muy alta. Para ello, la función de calibración resulta fundamental, así como el procesado que se haga antes y después de la operación de la muestra de calibración del instrumento.

En definitiva, para ser capaces de cumplir con estos requisitos, no será suficiente identificar el pixel más luminoso de un pico e identificar su posición si no que será necesario utilizar técnicas más potentes. Además, ya que cada pixel en el rango espectral sobre el CCD, es equivalente a  $4 \text{ cm}^{-1}$ , para contar con una precisión de  $1 \text{ cm}^{-1}$  la posición de un pico Raman, será necesario calcular el centroide de dicho pico teniendo en cuenta todos los píxeles adyacentes es decir de ser capaces de resolver sub-pixel.

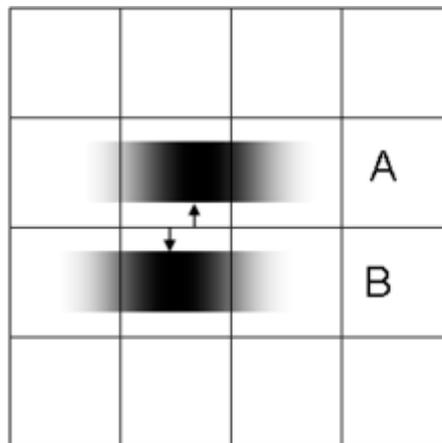


Figura 3-7: Ejemplo de resolución sub-pixel

- Relación Señal-Ruido o SNR (Signal to Noise Ratio): Finalmente, se puede contar con la capacidad de distinguir dos picos próximos, o se puede requerir conocer con alta precisión su posición dentro del rango definido, pero para poder hacer una ciencia de calidad es fundamental poder distinguir las distintas bandas características con una intensidad mínima respecto al nivel de ruido electroóptico propio del sistema, de eso se encarga el requisito de SNR.

Así, se define el requisito de relación señal/ruido, como el valor de intensidad de un pico de señal Raman, medido desde el nivel de la base de ruido del espectro, dividido entre la desviación estándar de los valores de dicho espectro, a lo largo de  $100\text{cm}^{-1}$  en las zonas donde no hay señal Raman (evitando suficientemente las zonas en las que el espectro decae, alejándonos unos  $30\text{cm}^{-1}$  del pico a cada lado)

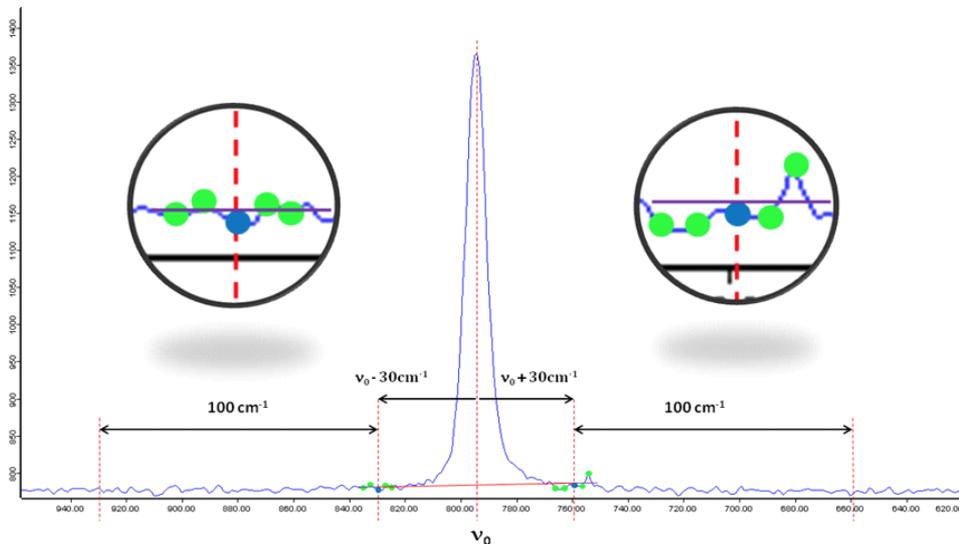


Figura 3-8: Definición del requisito de SNR

Este requisito se verifica sobre unas muestras patrón (estándares para el instrumento: calcita, silicio, hematita o PET: Tereftalato de polietileno), que presenta diferentes eficiencias Raman, en las que el instrumento debe ser capaz, de obtener un espectro lo suficientemente “limpio” como para poder identificar la señal del pico sobre su fondo de ruido en un determinado tiempo máximo de exposición. El instrumento debe contar con un valor de SNR mejor que el fijado en el requisito.

En general, el instrumento, deberá diferenciar entre los denominados picos principales de una muestra, y los picos secundarios, que en muchas ocasiones resultan muy complicados de detectar por ser ocultados por el ruido. La relación de alturas o SNR entre picos principales y secundarios, también proporciona información de gran valor científico para identificar compuestos y así deben ser especificados en los requisitos científicos.

| Sample                                     | Sample reference characteristics |                       |                     | Spectrum acquisition parameters |                             | Requirement |
|--|----------------------------------|-----------------------|---------------------|---------------------------------|-----------------------------|-------------|
|  | Relative Raman Efficiency        | Fundamental Band      | Peak width          | Acquisition time                | Irradiance on sample KW/cm2 |             |
| <b>Silicon</b><br>(silicon wafer standard) | Assumed $10^{-6}$ (TBC)          | 521 $\text{cm}^{-1}$  | 7 $\text{cm}^{-1}$  | 1s                              | 0.6                         | 110         |
|  |                                  |                       |                     |                                 | 0.8                         | 130         |
|  |                                  |                       |                     |                                 | 1.0                         | 160         |
|  |                                  |                       |                     |                                 | 1.2                         | 200         |
| <b>Cyclohexane</b><br>(standard)           | Assumed $10^{-7}$ (TBC)          | 815 $\text{cm}^{-1}$  | 7 $\text{cm}^{-1}$  | 1s                              | 0.6                         | 680         |
|  |                                  |                       |                     |                                 | 0.8                         | 900         |
|  |                                  |                       |                     |                                 | 1.0                         | 1000        |
|  |                                  |                       |                     |                                 | 1.2                         | 1200        |
| <b>Calcite</b><br>(crystallised bulk)      | Assumed $10^{-7}$ (TBC)          | 1086 $\text{cm}^{-1}$ | 4 $\text{cm}^{-1}$  | 1s                              | 0.6                         | 550         |
|  |                                  |                       |                     |                                 | 0.8                         | 650         |
|  |                                  |                       |                     |                                 | 1.0                         | 800         |
|  |                                  |                       |                     |                                 | 1.2                         | 950         |
| <b>Hematite</b><br>(solid)                 | Assumed $10^{-11}$ (TBC)         | 405 $\text{cm}^{-1}$  | 15 $\text{cm}^{-1}$ | 10s                             | 0.6                         | 15          |
|  |                                  |                       |                     |                                 | 0.8                         | 20          |
|  |                                  |                       |                     |                                 | 1.0                         | 25          |
|  |                                  |                       |                     |                                 | 1.2                         | 30          |

Figura 3-9: Requisito de SNR para picos principales para RLS

| Sample                                | Sample reference characteristics |   |                    | Spectrum acquisition parameters |                             | Requirement |
|---------------------------------------|----------------------------------|---|--------------------|---------------------------------|-----------------------------|-------------|
|                                       | Raman peak                       | Relative intensity with respect to the main band at 1086 $\text{cm}^{-1}$ | Peak width         | Acquisition time                | Irradiance on sample KW/cm2 |             |
| <b>Calcite</b><br>(crystallised bulk) | 714 $\text{cm}^{-1}$             | 7.5%  | 6 $\text{cm}^{-1}$ | 0.7s                            | from 0.6 to 1.2             | 50          |
|                                       | 1437 $\text{cm}^{-1}$            | 1.8%  | 6 $\text{cm}^{-1}$ | 0.7s                            | from 0.6 to 1.2             | 12          |
|                                       | 1750 $\text{cm}^{-1}$            | 2.0%  | 6 $\text{cm}^{-1}$ | 0.7s                            | from 0.6 to 1.2             | 11          |

Figura 3-10: Requisito de SNR para picos secundarios para RLS

Tal y como se explicaba al inicio de este epígrafe, durante las primeras fases del diseño del instrumento, la intervención directa del equipo científico resultó fundamental para la futura consecución de estos objetivos. Esta aportación científica se centró fundamentalmente en los dos aspectos más críticos del instrumento: la definición del láser y el diseño óptico de la unidad del espectrómetro: SPU (*Spectrometer Unit*).

Así, los requisitos científicos que se le impusieron al láser, para que el instrumento pudiese alcanzar sus objetivos fueron:

- **Longitud de onda:** la selección de la longitud de onda del láser se fijó en 532nm. La amplia experiencia del equipo científico permitió identificar claramente la necesidad de que la fuente de excitación para RLS fuese el láser verde <sup>27</sup>.

Según se recoge en la literatura la excitación de 785 nm tiene una eficiencia Raman generalmente baja<sup>28</sup> y muy a menudo induce picos fluorescentes fuertes a partir de vidrios basálticos en  $1000-2000\text{ cm}^{-1}$  que interferirían con la caracterización de especies de Carbono. También es de destacar que, aunque la excitación de 325 nm (ultravioleta) a veces puede evitar la interferencia de la señal fluorescente (emisión Rayleigh) de las arcillas bio-contaminadas, su eficacia Raman para la mineralogía es en general de 1-2 ordenes de magnitud más bajas que las de las excitaciones de láseres en el espectro visible. La ventaja de  $1/\lambda^4$  para UV-Raman se ve disminuida por el bajo rendimiento de los componentes ópticos en UV y por la profundidad de penetración superficial de los fotones UV en muestras geológicas.

Entre las longitudes de onda del láser visibles, la excitación de 532 nm no solo tiene un gran rendimiento para la geología en general, sino que también estimula las señales de resonancia Raman ( $10^{3-4}$  veces más fuertes que las normales) en biomoléculas. Estas observaciones, además de la madurez de la tecnología láser de hoy en día, confirmaron que la longitud de onda láser 532 nm es la más adecuada para la espectroscopía Laser Raman planetaria.

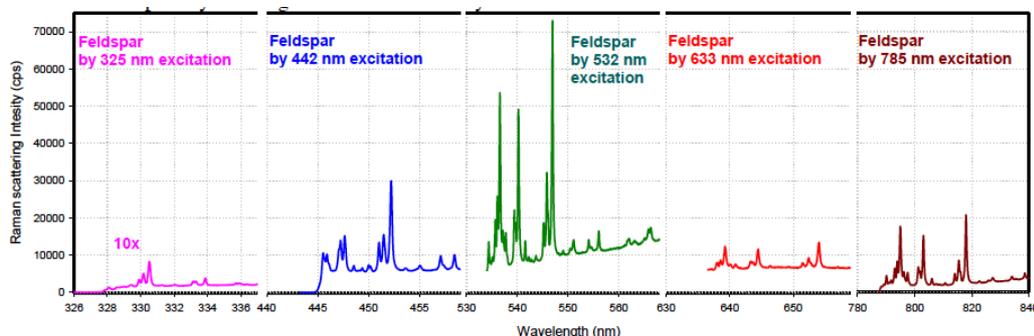


Figura 3-11: Distintas eficiencias de distintas longitudes de onda de láseres (A. Wang, 2012)

- **Requisitos de estabilidad y ancho del pico láser:** Para ser capaces de alcanzar los requisitos de resolución y precisión del instrumento, resulta fundamental que la fuente de excitación tenga una muy alta estabilidad, y que sea extremadamente estrecha. Así los requisitos que se fijaron para RLS fueron de una estabilidad a lo

<sup>27</sup> (A. Wang en 43rd Lunar and Planetary Science Conference (2012). In situ Laser Raman Spectroscopy for Mars Sample Return Mission. 2149)

<sup>28</sup> Ya que la intensidad de la señal Raman, es proporcional a  $1/\lambda^4$  (siendo  $\lambda$  la longitud de onda de excitación)

largo de una medida típica (10 minutos) mejor que  $\pm 10$  pm, y un ancho por debajo de 30 pm en su altura media o FWHM (Full Width at Half Maximum). La razón de estos requisitos tan estrictos, es que si el láser no es estable en longitud de onda durante la medida puede inducir a obtener picos más anchos de lo debido ya que si la excitación se desplaza, el espectro lo hará con ella. Por el mismo motivo, es necesario tener un pico de excitación lo más estrecho posible, que no ocupe muchas longitudes de onda, para que los picos obtenidos como resultado, no aparezcan ensanchados por este motivo.

- **Potencia máxima sobre la muestra:** en este caso, se debe alcanzar una solución de compromiso entre el necesidad de excitar la muestra con la mayor potencia posible, de forma que la señal Raman emitida por la muestra se maximice, y la limitación impuesta por el riesgo de quemar la muestra, y perder así la información que pudiese proporcionar.

Además, en la potencia de salida del láser, influye de forma muy importante el estado de los distintos elementos de micro-óptica que lo componen; así los efectos que la radiación intensa puede provocar en la transmitancia de los mismos, y por tanto su pérdida de eficiencia, se debe tener en cuenta así como los efectos relacionados con la dispersión de la luz por los acabados superficiales obliga a definir dicho requisito en un rango de valores que permita tener en cuenta estos efectos. Además, a todo esto hay que añadir la diferente potencia obtenible desde comienzo de vida útil del instrumento hasta el final de la misma, que debe ser prevista con alta seguridad. Con todo esto el requisito se definió con un valor de irradiancia en muestra (tras atravesar todos los elementos: vidrios, fibra, ventana del ALD...) de entre  $0,4 - 0,8$  kW/cm<sup>2</sup>, con un tamaño de spot, en su posición enfocado, de  $50 \pm 2$  micras.

En la obtención de este valor, el hecho de que la muestra se presente a RLS triturada, ha supuesto un importante inconveniente ya que en condiciones de presión marciana (6-8 milibares) la disipación térmica por convección es prácticamente nula, y obliga a reducir la potencia para no volatilizar la muestra. Además, la incertidumbre y la variabilidad del tamaño de grano que es capaz de obtener la trituradora, obligó a ser conservativos con el valor de la irradiancia, penalizando la posibilidad de obtener una mejor ciencia por parte del instrumento.

Y en lo que respecta a los requisitos científicos que se le impusieron al espectrómetro SPU, para que el instrumento pudiese alcanzar sus objetivos fueron los siguientes:

- **Diseño óptico de transmisión:** (frente al de reflexión) esta selección no se llevó a cabo hasta el año 2009, tras un análisis comparativo (*trade-off*) que concluyó con la asunción de la responsabilidad de desarrollar el SPU por parte de España (INTA), algo que hasta entonces era responsabilidad de Holanda (TNO). En este análisis, resultó fundamental la experiencia previa del equipo científico en este tipo de diseños, y el detallado y excelente trabajo llevado a cabo por el equipo técnico

(INTA. LINES) en el nuevo desarrollo y concepción de esta unidad, con este cambio conceptual tan importante, y que fue el que finalmente ha permitido al instrumento alcanzar los requisitos de resolución y precisión. El detalle de este trade-off se explica más adelante en el epígrafe 3.3.2.

- **Selección del CCD:** a pesar de ser parte del diseño óptico del espectrómetro, la selección del CCD merece capítulo a parte, por la gran influencia que tiene en las prestaciones últimas del instrumento. Este paquete de trabajo del conjunto del plano focal FPA (*Focal Plane Assembly*) es responsabilidad de la Universidad de Leicester (UK). El CCD tiene 2048x512 píxeles de 15 $\mu$ m de tamaño de lado, y con estas características permite cubrir todo el rango espectral requerido, y permite alcanzar perfectamente la resolución espectral. Además, es de iluminación NIMO (Non Inverted MOde), lo que rebaja sus niveles de ruido significativamente, y tiene una capacidad (profundidad del pozo) por pixel FWC (Full Well Capacity) de 150.000 e<sup>-</sup>/pixel (que una vez digitalizado se convierte en 16838 cuentas por pixel). Estas características son fundamentales para la consecución de los niveles de SNR requeridos. Además, y para mejorar estos niveles, el CCD en su FPA dispone de un TEC para bajar su temperatura hasta -40°C, y así bajar significativamente los niveles de ruido, mejorando así sustancialmente los valores de SNR.

### 3.2.2 PRINCIPALES REQUISITOS FUNCIONALES

Para ser capaces de obtener las prestaciones científicas requeridas, deben desarrollarse una serie de capacidades funcionales dentro del instrumento, que aunque no constituyen en si mismas necesidades primarias del instrumento, sí resultan fundamentales para que durante su funcionamiento se alcancen las prestaciones deseadas.

Se podrían hablar de

- Control térmico láser: Para poder operar el láser, es necesario que los diodos de bombeo (fuente emisora) se encuentren a una temperatura de entre 15°C y 45°C. En condiciones normales operativas en Marte, se prevé que el láser, en el interior de la ICEU pueda sufrir temperaturas bajo cero; así pues, antes de poder ser encendido, necesita ser calentado hasta entrar en el rango de temperaturas anterior. Y una vez el láser se enciende, para alcanzar los exigentes requisitos en cuanto a longitud de onda y ancho del pico del láser, es imprescindible mantener el resonador láser bajo unas condiciones térmicas muy estables. Para ello se utiliza un TEM (Thermo Electrical Module) el cual se controla en ciclo cerrado mediante un sensor situado en el mismo módulo láser, y permite su estabilización térmica mejor que  $\pm 0,1^\circ\text{C}$  respecto a la temperatura comandada. Así mismo, para apagar el láser y no someterlo a altos gradientes térmicos que pudiesen ponerlo en riesgo, el apagado también se hará de forma controlada, siendo llevado por el TEM hasta una temperatura próxima a la temperatura ambiente, sin alcanzar gradientes térmicos excesivos.

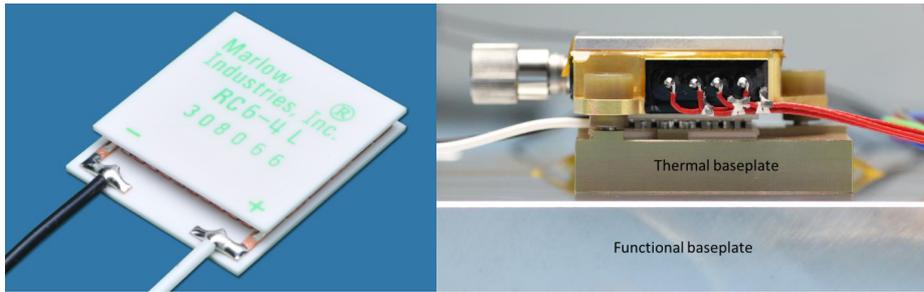


Figura 3-12: Foto TEM (izqda.). Integrado con el láser (dcha.)

- Control térmico del CCD: Para ser capaces de rebajar los niveles de ruido fotónico en el detector del SPU, y alcanzar los requisitos de SNR, es necesario enfriar el CCD. Para ello se utiliza un TEC (Thermo Electrical Cooler) que permite bajar el detector hasta los  $-40^{\circ}\text{C}$ . Por su parte, el calor que evacúa, lo conduce a través de una trencilla a la superficie del ALD. De igual modo que el TEM del láser, en el momento de apagar el TEC, éste deberá ser controlado para no inducir elevados gradientes térmicos que puedan poner en riesgo la integridad del CCD.

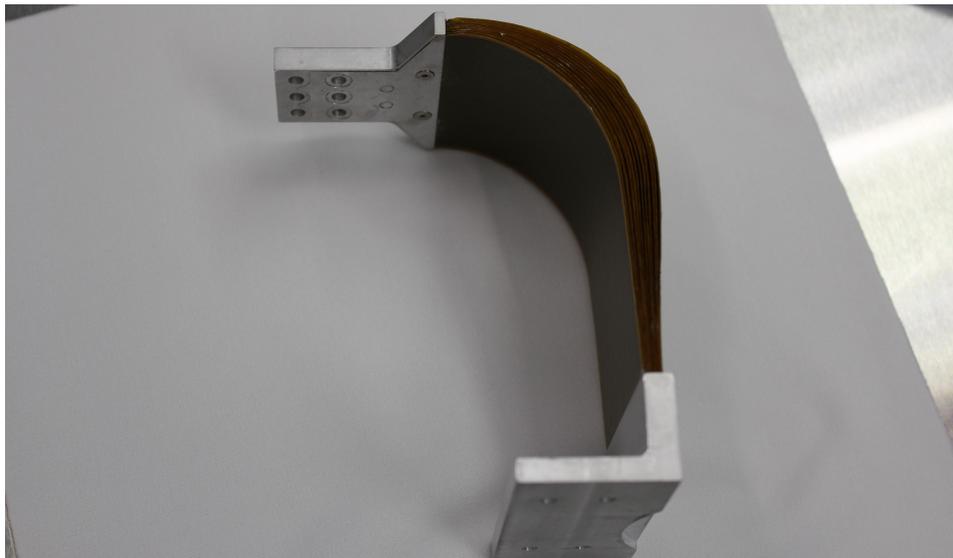


Figura 3-13: Foto trencilla del SPU

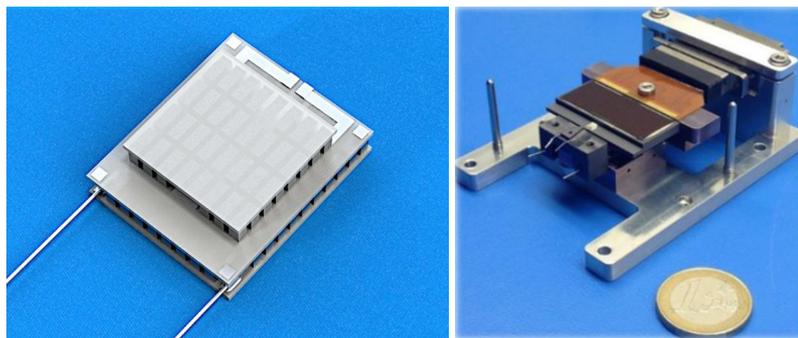


Figura 3-14: Foto TEC (izqda.). Integrado con el FPA (dcha.)

- Control de potencia del láser: Otro parámetro crítico, como se ha explicado anteriormente, para la prestación del láser es la potencia óptica de salida. Para poder absorber posibles pérdidas por los efectos de la radiación, o de desalineamientos en su óptica, se dispone de un fotodiodo que mide un 4% de la potencia que emite cada láser, a través de un “beam-splitter”, que refleja el otro 96% hacia la salida a la fibra. De este modo, y en ciclo cerrado, se puede variar la corriente con la que se alimenta al respectivo diodo de bombeo, para asegurar que siempre se irradia al objetivo con una potencia constante, y que esta es la más alta posible, sin riesgo de quemar la muestra.

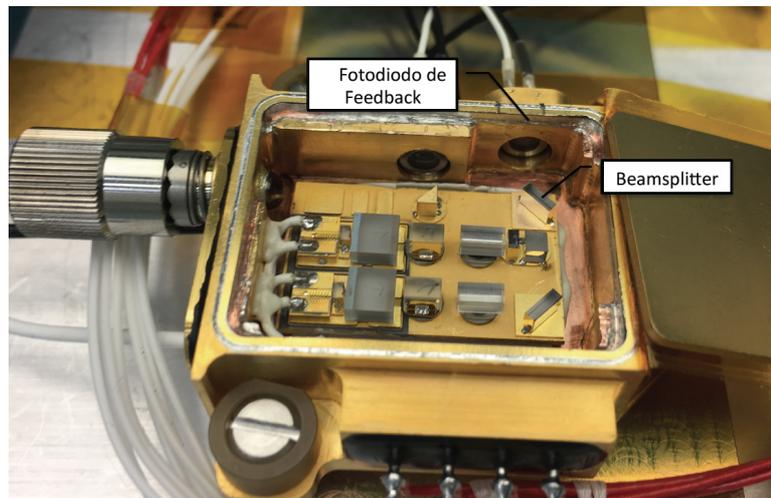


Figura 3-15: Fotodiodo de feedback Láser

- Capacidad de Autoenfoco: Otra funcionalidad muy importante para el óptimo funcionamiento del instrumento, es la de ser capaces de irradiar las muestras desde una posición enfocada. Para ello es fundamental el disponer de un mecanismo que permite desplazar, en el sentido de fuera de plano de la muestra, el conjunto óptico del barril de enfoque en el iOH. El desplazamiento lineal requerido es de  $\pm 1\text{mm}$ , con una resolución sub-micra. Esta capacidad nos permitirá obtener siempre la máxima señal Raman, independientemente de la altura a la que la muestra se presente, o si esta altura no es uniforme. También se podrán absorber posibles efectos termoelásticos entre el carrusel y el ALD. Para ello, se recogerá en el fotodiodo de autoenfoco del láser, la luz láser reflejada en la muestra, y que realiza el camino inverso hasta el láser, dónde será medida, y mediante el SW del instrumento se analizará en qué posición del actuador esta señal es máxima, para volver a esa distancia para realizar ahí las medidas con el espectrómetro.

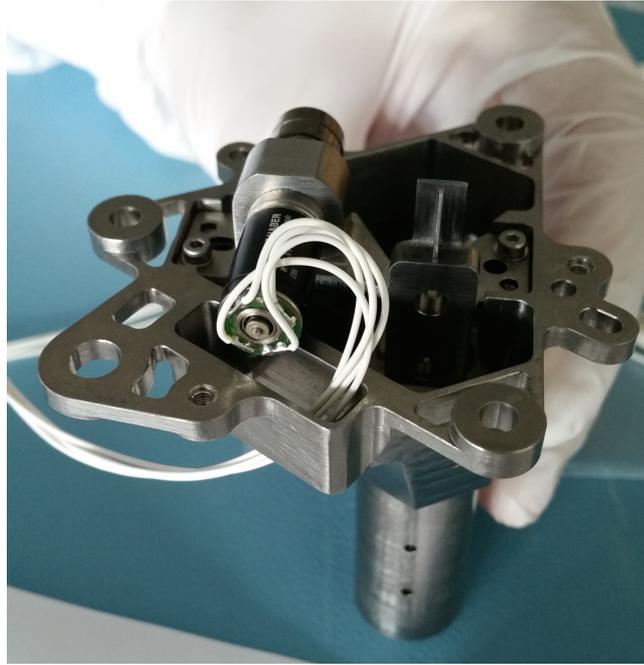


Figura 3-16: Conjunto del mecanismo de AF en el iOH

Existen otras muchas funcionalidades importantes dentro del instrumento RLS, como sería la capacidad de procesado, o la implementación de los algoritmos en el ASW o el hecho de que el láser, por su criticidad, deba ser redundado; que se describirán más adelante en la descripción actual del instrumento.

### 3.2.3 PRINCIPALES REQUISITOS DE INTERFAZ

Existen una serie de limitaciones o condicionantes que un instrumento tan sofisticado y complejo como RLS debe cumplir si va a ser integrado en un vehículo de transporte (*rover*) con recursos de potencia, masa y movilidad limitados. Los principales condicionantes en cuanto a disponibilidad de recursos en el *rover* son:

- Masa: La masa total del instrumento de vuelo no puede exceder los 2,5 kg. Para asegurarse de que se cumple en el momento de la entrega, a lo largo de las distintas fases del proyecto, se ha ido obligando a los instrumentos a cumplir con este requisito incluyendo unos márgenes (20%, 10%, 5%...) que se van fijando a lo largo de los distintos momentos del proyecto en el que se encuentre el instrumento, y el nivel de madurez del diseño.
- Potencia: El *rover* es el encargado de suministrar la potencia necesaria para la operación del instrumento, sin embargo la potencia a bordo del *rover* es un bien preciado y escaso. El *rover* de ExoMars dispondrá de una batería de radioisótopos, y paneles solares en su superficie, para disponer de la mayor energía posible. El requisito de RLS es de un consumo por debajo de 30 vatios, dependiendo de la temperatura exterior y del modo operacional. El consumo de RLS está siempre por debajo de ese requisito, entre 20 (operación nominal) y 30 vatios (pico).

- Volumen: La envuelta de las distintas unidades principales del instrumento se acordó de forma progresiva con el resto de instrumentos y con el ALD, hasta lograr encajar todas las partes. La gran modularidad de RLS, repartiendo su masa y volumen en sus tres unidades principales (SPU, iOH e ICEU) ha supuesto una gran ventaja para este proceso.
- Tiempo de operación: Este parámetro viene definido por la hoja de ruta de operación del *rover*, que asigna distintos tiempos a cada instrumento, para ser operados distintos soles<sup>29</sup>. El tiempo de operación de cada sol viene dado por la necesidad de alcanzar una temperatura mínima antes de encender los equipos para ahorrar energía, para eso hace falta que sea durante el periodo central de los días marcianos. Así la operación nominal de RLS está dividida en dos soles consecutivos, y puede llegar a durar 6 horas cada uno de los soles. Durante este tiempo se deberá poner operativo el instrumento y analizar todos los puntos que sea posible, en función de la selección de los parámetros de tiempo de integración y número de acumulaciones en cada punto de la muestra (Ver descripción de los Algoritmos de RLS en el epígrafe 3.4.7)
- Memoria y transferencia de datos disponible: Otro factor limitante para la operación del instrumento en Marte es la memoria de la que dispone el instrumento para acumular espectros, y la tasa de transferencia de datos desde el *rover* al TGO, su ancho de banda, para poder enviar toda la información disponible. Actualmente el *rover* es capaz de almacenar hasta 200Mbits de información de Raman, y ayuda al instrumento con la ejecución de algunos algoritmos de operación, y con la compresión de datos.

### 3.2.4 PRINCIPALES REQUISITOS AMBIENTALES

El ambiente espacial al que se ve sometido un instrumento para exploración planetaria es bastante cambiante y agresivo como para permitir la correcta operación del mismo, e incluso a veces puede poner en riesgo su propia integridad.

En primer lugar, el instrumento debe ser capaz de soportar las cargas mecánicas asociadas al lanzamiento que dependen del lanzador a utilizar y de las cargas mecánicas asociadas al aterrizaje que deben ser previamente consideradas durante el diseño del instrumento. Esto se traduce en la presencia de una serie de cargas estáticas y de vibración dinámicas en cada eje X, Y, Z del instrumento.

En el caso del instrumento Raman de ExoMars, estas cargas (incluyendo los correspondientes márgenes de calificación) son:

---

<sup>29</sup> Se llama 'sol' a un día marciano, un movimiento de rotación completo del planeta en torno a su eje, equivalente a 24 horas, 39 minutos y 35 segundos

| ROVER MISSION 2020                       |       |       |       |
|--|-------|-------|-------|
| INSTRUMENT EQUIPMENT DESIGN LOAD FACTORS |       |       |       |
| ITEM                                     | X [g] | Y [g] | Z [g] |
| RLS SPU                                  | 20    | 20    | 25    |
| RLS iOH                                  | 20    | 20    | 25    |
| RLS ICEU                                 | 20    | 20    | 25    |

Figura 3-17: Tabla cargas estáticas por unidades y ejes

| RLS Instrument In-Plane |           | RLS Instrument Out of Plane |           |
|-------------------------|-----------|-----------------------------|-----------|
| Freq [Hz]               | Level [g] | Freq [Hz]                   | Level [g] |
| 5                       | 1         | 5                           | 1         |
| 30                      | 20        | 30                          | 25        |
| 100                     | 20        | 100                         | 25        |

Figura 3-18: Tabla de cargas sinusoidales por unidades y ejes

| RANDOM QUALIFICATION LEVEL |                      |                      |
|----------------------------|----------------------|----------------------|
| Frequency                  | In Plane             | Out of Plane         |
| [Hz]                       | [g <sup>2</sup> /Hz] | [g <sup>2</sup> /Hz] |
| 20-40                      | +6dB/oct             | +6dB/oct             |
| 40-450                     | 0,16                 | 0,16                 |
| 450-2000                   | +6dB/oct             | +6dB/oct             |
| Overall                    | 11,00 grms           | 11,00 grms           |

Figura 3-19: Tabla de cargas random por unidades y ejes

Además, otras cargas mecánicas puntuales pueden afectar al instrumento a lo largo de su vida, provenientes de la actuación de pirotécnicos para despliegue de mecanismos, o de la suelta de etapas durante el lanzamiento, o del mismo aterrizaje... estas cargas se definen como choques puntuales, y cada unidad del instrumento debe ser capaz de soportarlas, en cada eje, con sus correspondientes márgenes de calificación. En el caso de RLS son:

| ROVER MISSION 2020 |                        |
|--------------------|------------------------|
| SHOCK TEST LEVELS  |                        |
| Frequency          | Qualification SRS q=10 |
| [Hz]               | [g]                    |
| 5                  | 1                      |
| 30                 | 20                     |
| 100                | 20                     |

Figura 3-20: Tabla de cargas choque SRS por unidades y ejes<sup>30</sup>

<sup>30</sup> Los valores de choque SRS en la ICEU, se vieron incrementados hasta los 3000g, debido al mecanismo pirotécnico de apertura de la compuerta del rover por la que se introducen las muestras extraídas con el taladro

Otro tipo de carga mecánica, que debe soportar el instrumento, es aquella relacionada con la despresurización que sufre el instrumento durante su escape de la Tierra y por tanto de la atmósfera terrestre; y por otro la presurización que sufrirá cuando aterrice en Marte y entre en su atmósfera. El diseño para poder cumplir estos requisitos, debe contemplar pequeños orificios de venteo en las unidades, de forma que no se formen bolsas de aire y permita su salida, esto es especialmente crítico en los bloques ópticos ya que este proceso puede afectar al foco de estos conjuntos si el venteo se produce indebidamente.

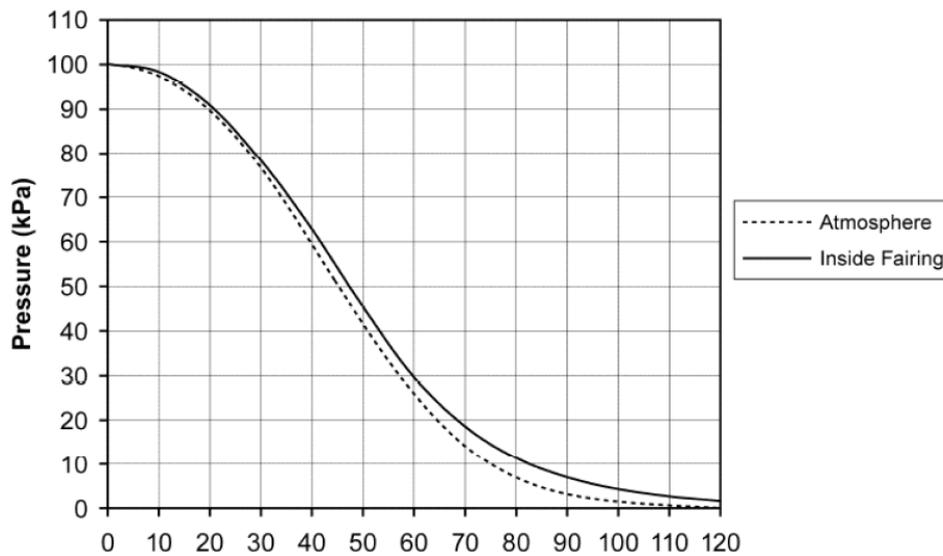


Figura 3-21: Curvas de despresurización durante el lanzamiento para el RLS

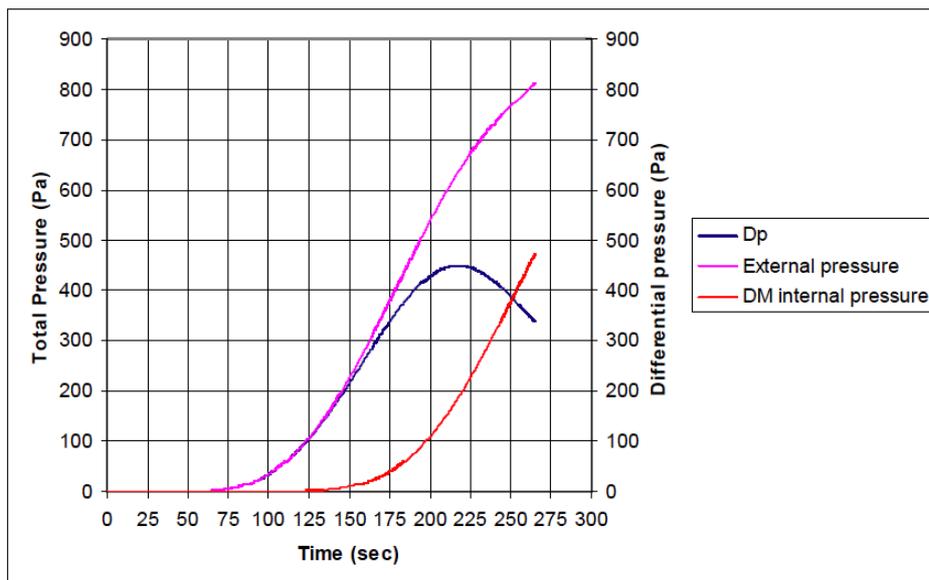


Figura 3-22: Curvas de presurización durante la entrada en la atmósfera marciana

Además, el instrumento debe ser capaz de soportar un determinado ambiente térmico durante la vida útil del instrumento. Este ambiente será definitivamente el que vaya a sufrir en las condiciones Marcianas durante el transcurso de su operación, pero también deberá ser el entorno térmico que se aplique durante los ensayos en Tierra, o aquellas condiciones térmicas que deberá soportar el instrumento para permitir una esterilización del mismo.

En este sentido, se debe diferenciar entre un ambiente No Operativo, donde al instrumento sólo se le requiere que sobreviva, generalmente en su modo apagado; o un ambiente Operativo, donde al instrumento además de sobrevivir, debe ser capaz de alcanzar sus prestaciones nominales. Igual que en el caso de las cargas mecánicas, para la definición de los requisitos térmicos, también se aplican unos márgenes de calificación.

| ROVER MISSION 2020                       |                     |                 |                 |                     |
|--|---------------------|-----------------|-----------------|---------------------|
| INSTRUMENT EQUIPMENT DESIGN TEMPERATURES |                     |                 |                 |                     |
| TEMPERATURE                              | Min. Non Op<br>[°C] | Min. Op<br>[°C] | Max. Op<br>[°C] | Max. Non Op<br>[°C] |
| TRP1 (ICEU)                              | -50                 | -40             | 30              | 60                  |
| TRP2 (SPU)                               | -50                 | -40             | 0               | 60                  |
| TRP3 (iOH)                               | -50                 | -45             | 0               | 60                  |
| TRP4 (CCD Cold Strap)                    | -50                 | -40             | 6               | 60                  |

Figura 3-23: Tabla de temperaturas Operativas y No Operativas por unidades

Otro efecto térmico a tener en cuenta durante el diseño, son las deformaciones termoelásticas que se producen en componentes mecánicos con las variaciones térmicas. Estos efectos no deben afectar a las prestaciones finales del instrumento (e.g. prestaciones de los conjuntos ópticas); ni deben poner en riesgo su integridad estructural, debido a deformaciones diferenciales entre materiales diferentes, altos gradientes térmicos transitorios, o por la aparición de efectos de fatiga en componentes expuestos a ciclos continuados.

Una vez que RLS comience su fase de crucero y hasta el final de su vida útil, el instrumento estará expuesto a la radiación cósmica y a cualquier evento solar. Este bombardeo de partículas pesadas e ionizantes, del que en la Tierra estamos protegidos por su campo magnético, puede generar fallos en elementos electrónicos produciendo defectos; y pérdida de transmitancia en componentes ópticos que provoquen una pérdida de eficiencia. Así, todos los componentes del instrumento, deben ser compatibles con este tipo de ambiente, o estar suficientemente protegidos para soportarlo a lo largo de su vida útil.

Finalmente, el instrumento debe ser compatible con el ambiente electromagnético (EMC) definido por la misión. Debe ser compatible (no susceptible) con potenciales interferencias, bien conducidas a través del cableado eléctrico con el que el *rover*

alimenta al instrumento, bien radiadas por el propio *rover* u otros instrumentos durante su operación; y al mismo tiempo debe no emitir, ni de forma conducida a través del cableado, ni de forma radiada, radiación electromagnética que pueda interferir en el *rover* o en cualquier otro instrumento.

### 3.3 DESARROLLO TECNOLÓGICO PARA RLS

Como ya se ha descrito a lo largo de epígrafes anteriores, la idea de embarcar a bordo de un *rover* marciano un espectrómetro Raman, estuvo presente para las misiones MER de NASA, y volvió a estudiarse hasta prácticamente el último momento para MSL. Sin embargo, este tipo de instrumento no fue aceptado debido a su bajo nivel de desarrollo tecnológico en esos momentos, y por tanto por el elevado riesgo que hubiese supuesto incorporar un instrumento no suficientemente probado.

Pero la ESA, en su afán por llegar con ExoMars a donde todavía nadie había llegado, decidió apostar por esta técnica, en un principio combinada con LIBS. Y así, sólo cuando los problemas de masa obligaron a reducir la carga de pago, haciendo que se conservaran únicamente aquellos instrumentos considerados fundamentales, se decidió retirar la contribución de LIBS, y mantener el espectrómetro Raman en solitario.

Los puntos más críticos en este diseño, eran la unidad del espectrómetro y la del láser, donde el nivel tecnológico existente era más bajo para ser empleado con éxito para la técnica Raman, y fue aquí donde hubo que poner el máximo esfuerzo durante la etapa de desarrollo del instrumento, para conseguir elevar el nivel tecnológico de estas dos unidades.

Además, a lo largo de todo el proceso de desarrollo del instrumento RLS, se han calificado para demostrar su compatibilidad con el ambiente espacial de Marte, un buen número de materiales, componentes, procesos, montajes... Simplemente, y por enumerar algunos de los más relevantes, se ha sometido a campañas de radiación (protones e iones) todos los vidrios y componentes ópticos de los diseños del SPU e iOH, los resonadores láser, las fibras, el CCD... Se han calificado mecánica y térmicamente el conjunto mecánico del actuador del iOH, el FPA del SPU, la red de difracción en su soporte.... Y se han calificado para espacio procesos de pegado de lentes, de soldadura de cables, y hasta el sellado hermético para el láser...

#### 3.3.1 EVOLUCIÓN DEL NIVEL TECNOLÓGICO DEL RLS

Durante las fases más tempranas de la misión ExoMars, cuando todavía no estaba clara la viabilidad técnica de muchos instrumentos, la ESA exigía a todas las cargas de pago, alcanzar un mínimo TRL en cada una de las distintas revisiones. Para ello, se cumplimentaba un formulario con distintas preguntas relativas a la madurez tecnológica de todos y cada uno de los aspectos que conformaban el diseño del instrumento.

Así, en la revisión del diseño preliminar PDR (*Preliminary Design Review*) se exigía un TRL5, es decir, ser capaces de demostrar con un prototipo o '*Breadboard*' que el diseño cumplía con las especificaciones científicas, en un ambiente relevante.

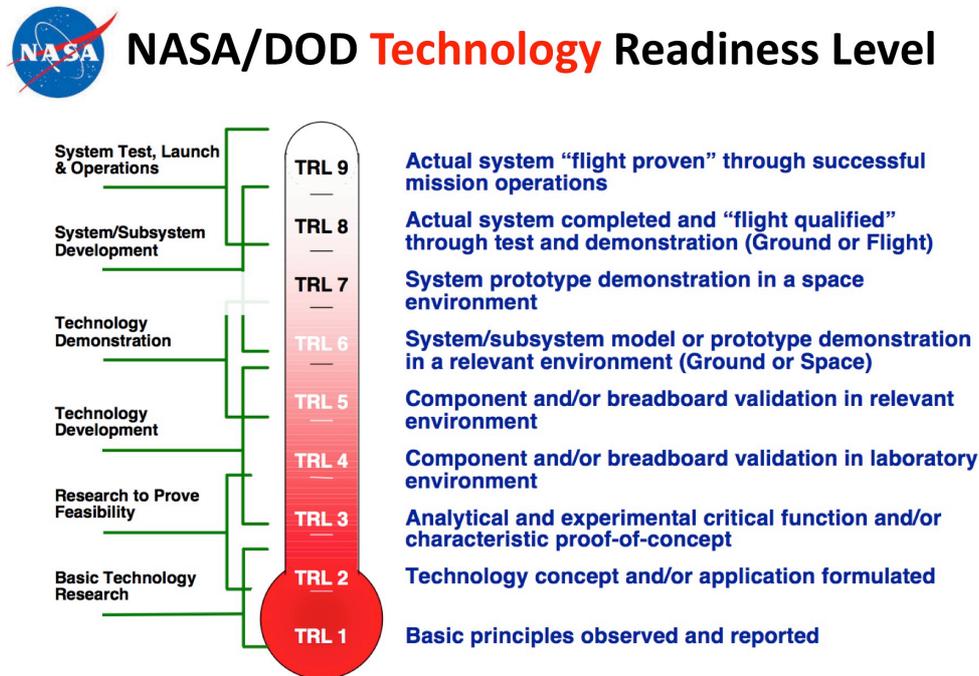


Figura 3-24: Niveles de TRL según su nivel de desarrollo. NASA

De este modo, antes de la celebración formal del PDR de RLS que se celebraría en Febrero de 2009, tuvo lugar una pre-PDR tras el verano de 2008. En dicha revisión se obtuvo un valor de TRL de 3,7, y la indicación por parte de la ESA de que de cara a la PDR era necesario un gran esfuerzo para elevar esa nota. Finalmente, y gracias al esfuerzo llevado a cabo en ese periodo, en la PDR, RLS alcanzó un TRL de 4,6; y se recibió la recomendación, para incrementar ese valor, de realizar un *breadboard* a nivel sistema, y ayudarse de alguna herramienta de modelado de prestaciones científicas, que permitiese anticipar estos resultados, y si fuese necesario intervenir sobre aquellos aspectos que resultasen más críticos para su mejora.

Finalmente, y debido a la posterior redefinición de la misión, con la eliminación del brazo robótico en el *rover*, y la presentación de la muestra en el ALD directamente triturada, fue necesaria, en Febrero de 2014, una delta-PDR.

Hoy en día, con la demostración de la capacidad técnica y científica del instrumento a través de su modelo de ingeniería y calificación EQM (*Engineering and Qualification Model*), se ha alcanzado TRL8; y cuando finalmente el modelo de vuelo FM (*Flight Model*) alcance la superficie marciana y sea capaz de operar allí, se obtendrá el TRL9 del instrumento.

### 3.3.2 DESARROLLO TECNOLÓGICO DEL SPU

Tras la primera selección de las cargas de pago para ExoMars, con la unión de las propuestas GENTNER y EXLIBRIS, la responsabilidad de desarrollar la unidad del espectrómetro (SPU) había recaído en Holanda y en la empresa TNO, a la que años antes la ESA le había concedido un proyecto para dicho desarrollo.

El diseño original de TNO, estaba basado en un concepto de óptica de reflexión, que obligaba a un empaquetado óptico voluminoso, y resultaba muy sensible a potenciales variaciones térmicas, que inducirían un des-alineamiento en sus componentes ópticos.

Por otra parte, durante el desarrollo de su concepto de espectrómetro, TNO fabricó un prototipo EBB (*Elegant Breadboard*), con el que poder realizar algunas pruebas de las prestaciones que se iban a poder alcanzar.

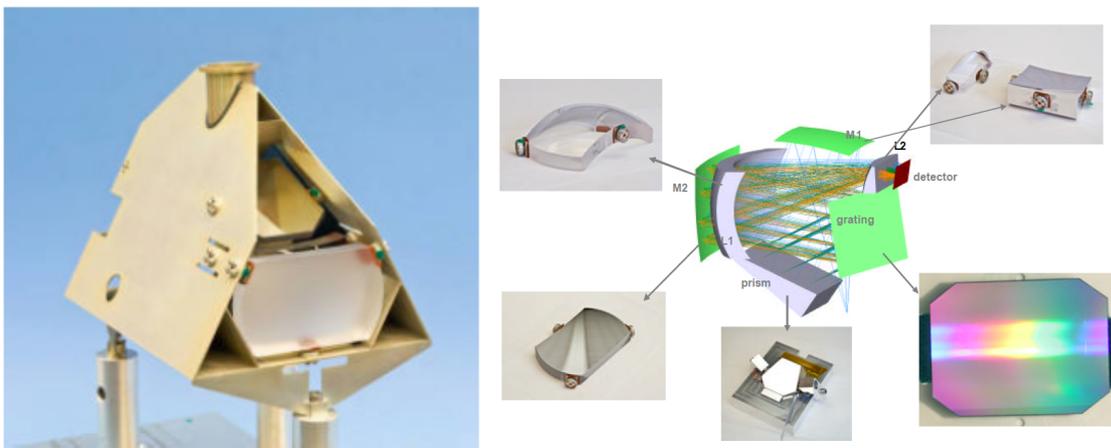


Figura 3-25: EBB original (izqda.) y su diseño óptico basado en reflexión (dcha.). TNO

Los resultados científicos mostrados con dicho EBB que incluían el rango espectral extendido para dar servicio a la técnica LIBS, resultaron decepcionantes por su baja eficiencia general.

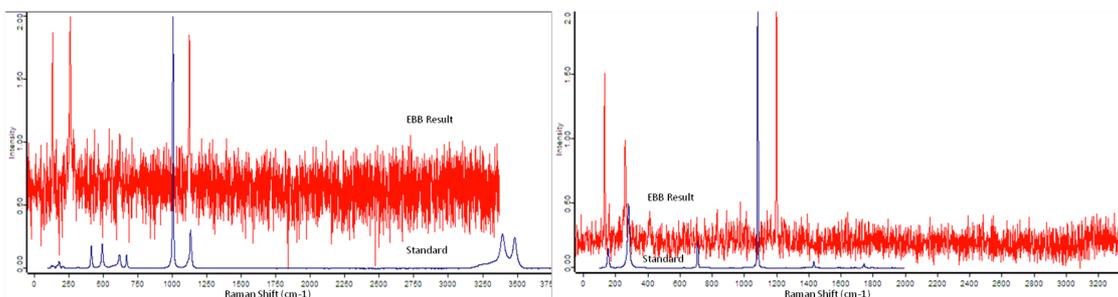


Figura 3-26: Comparación de resultados del EBB frente a *standards* UVa. Yeso (izqda.)- Calcita (dcha.)

Además, durante la PDR del instrumento, celebrada a principios de 2009, se identificó como un problema crítico la falta de un análisis termoelástico del SPU, en el que se pudiese evaluar las posibles pérdidas de eficiencia a lo largo de las excursiones térmicas (de hasta 50°C) que la unidad iba a observar a lo largo de su operación.

Esto, sumado al hecho de que durante los meses previos a la PDR, y también como conclusión de la misma revisión, la ESA manifestó la necesidad de una reducción significativa de la masa del instrumento, y la eliminación de la contribución LIBS del instrumento, hizo necesaria un replanteamiento completo de la unidad.

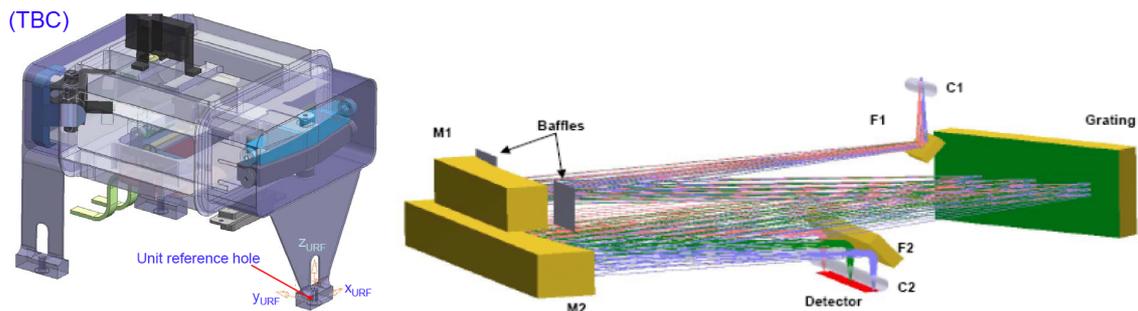


Figura 3-27: Diseño del SPU presentado durante la PDR. TNO

Así, en Septiembre de 2009, se decidió llevar a cabo un *trade-off* entre el diseño considerado hasta entonces, basado en un diseño óptico de reflexión, y un nuevo concepto, con óptica de transmisión, que proponía INTA.

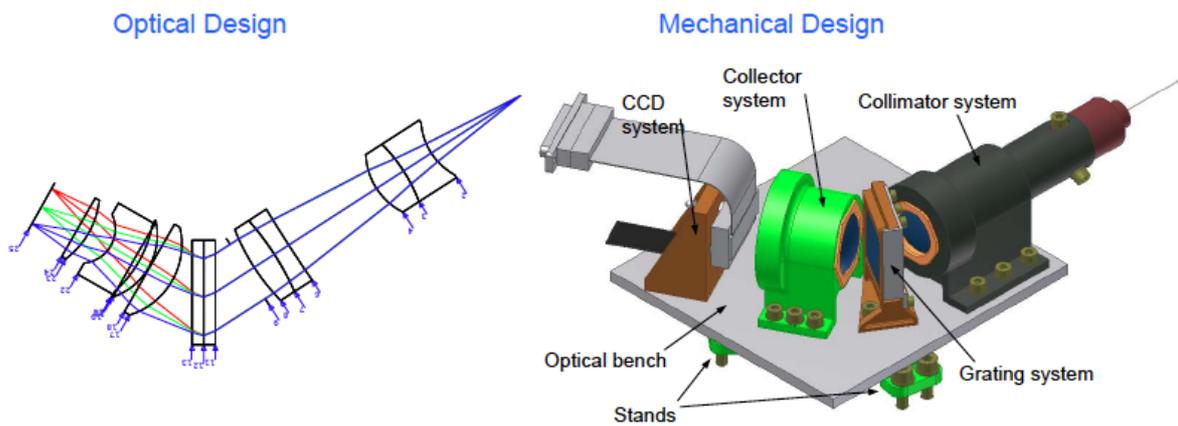


Figura 3-28: Diseño preliminar del SPU con óptica de transmisión propuesto por INTA

Las conclusiones de dicho *trade-off* fueron las siguientes:

- El concepto óptico de la transmisión es más eficiente que el de reflexión, lo cual conduciría a un espectrómetro mucho más luminoso, que con los mismos recursos (señal Raman a la entrada) obtendría mejores prestaciones científicas.
- El concepto óptico de transmisión, permite un mejor empaquetado de la óptica a implementar en el diseño, lo cual se traduce en menos volumen y masa.
- Este menor volumen en la disposición mecánica de sus componentes, permitiría soportar la óptica desde una estructura central, que a la vez que se muestra robusta desde un punto de vista mecánico, absorbería todos los efectos termoelásticos permitiendo a la óptica evitar gradientes térmicos, sin necesidad de incorporar controles activos.

Así, como conclusión a la evaluación de las dos opciones, se decidió cambiar el concepto del SPU a una óptica de transmisión.

Esta decisión suponía también asumir ciertos riesgos y compromisos, ya que el concepto de espectrómetro de transmisión, para aplicaciones espaciales, nunca había sido desarrollado. Por tanto se identificó como primera necesidad, la fabricación y ensayo en un ambiente térmico relevante de un prototipo de espectrómetro basado en este concepto, que permitiese validar todas las estimaciones realizadas hasta entonces. Se puso en marcha entonces el plan del *breadboard* del SPU.

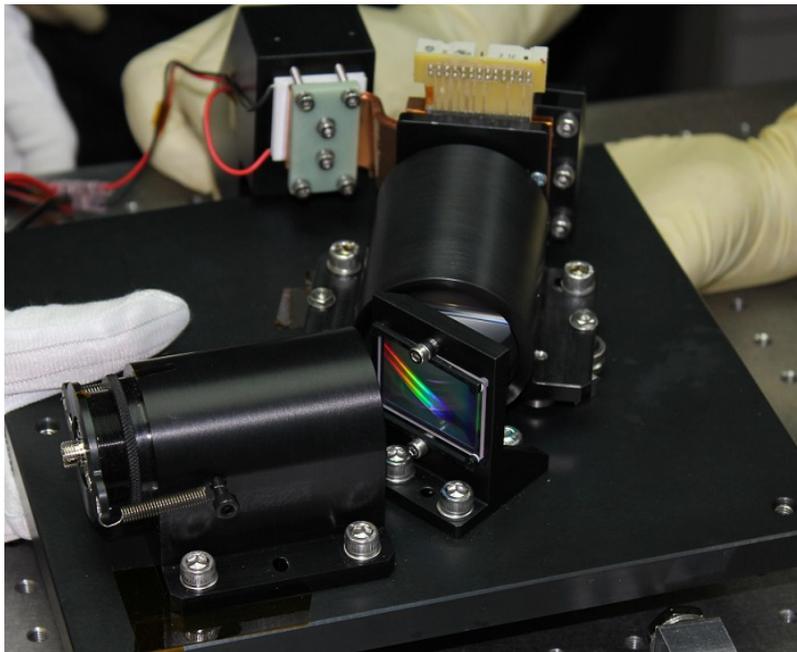


Figura 3-29: *Breadboard* del SPU

El resultado final de todo este proceso fue alcanzar, en el SPU, un grado de madurez tecnológica TRL (Technological Readiness Level) por encima de 5, y contribuir de forma fundamental al TRL general del instrumento, que en la delta-PDR acreditó el TRL global requerido por ESA.

Como otro punto crítico del diseño propuesto para el espectrómetro de transmisión, estaba la búsqueda y calificación de una red de transmisión, componente crítico para la obtención de las prestaciones requeridas. Para ello, se seleccionaron unas redes de gelatina dicromatada comerciales, y se elaboró un exhaustivo plan de calificación, que permitiese evaluar su adecuación para el ambiente espacial que tendría que soportar. Durante la campaña de calificación se ensayaron dichas redes bajo ambientes de radiación (protones e iones), ciclados térmicos, y (junto con su soporte) se sometió a todas las cargas mecánicas previstas.

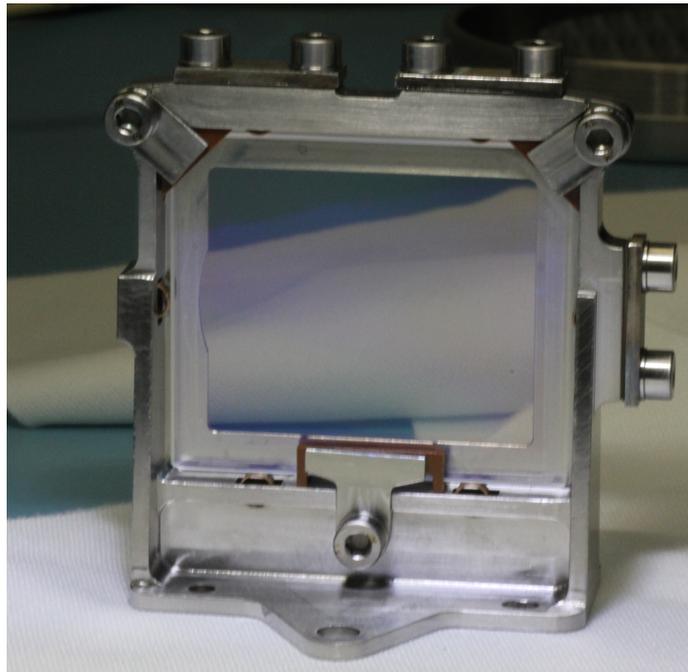


Figura 3-30: Red de difracción del SPU en su soporte estructural

### 3.3.3 DESARROLLO TECNOLÓGICO DEL LÁSER

El otro punto crítico (quizás el más crítico) del instrumento Raman, era demostrar la capacidad de desarrollar un láser que bajo el ambiente espacial fuese capaz de cumplir con las exigentes prestaciones requeridas para este tipo de instrumento.

Para este desarrollo fue seleccionada, desde la constitución del consorcio del Instrumento RLS, la compañía española Monocrom S.L. Esta empresa, con gran experiencia en la fabricación de láseres comerciales en el campo de las aplicaciones médicas, requirió de un buen número de prototipos y desarrollos dedicados, a lo largo de muchos años, hasta dar con la configuración final.



Figura 3-31: Evolución del láser de RLS

La parte más crítica del diseño era que los distintos componentes ópticos que conforman el resonador, mantuviesen su alineamiento relativo entre ellos, a la temperatura fijada de trabajo. Cualquier mínima rotación o desplazamiento, provocaría una pérdida sustancial de sus prestaciones críticas: estabilidad en longitud de onda, anchura del pico principal, o la aparición de algún pico secundario no deseado.

Además, y a lo largo de toda la vida útil del láser debía ser capaz de soportar todas las cargas mecánicas y térmicas propias de la misión, así como no ver sus prestaciones degradadas por los efectos de la radiación.

Así, después de probar diferentes conceptos de láser, y distintas configuraciones que permitiesen alcanzar los requisitos de estabilidad, y ancho espectral, fue necesario utilizar una técnica de soldadura fría *'solder bump jet'* (Ribes-Plequezuelo P., et al., 2016) para fijar los distintos componentes de micro-óptica, tras un delicado proceso de alineamiento.

Otros puntos críticos en el desarrollo, fueron el acoplamiento a la salida de fibra, para el que se diseñó una pieza con interfaz MiniAVIM, sobre la que se focalizaba la luz láser; y el desarrollo de la pieza que alojaba el resonador láser (el *'housing'*), y el resto de componentes del que debía garantizar su funcionalidad: sensores térmicos, pasamuros eléctricos para los diodos de bombeo, pasamuros óptico para la salida a fibra, y los

fordiodos. Este alojamiento además, debía ser hermético para garantizar el la misma presión de trabajo (1 atmósfera) a lo largo de toda la vida del láser.

### 3.4 DESCRIPCIÓN DEL INSTRUMENTO EN SU CONFIGURACIÓN FINAL

El instrumento RLS está compuesto por tres unidades principales: la unidad del espectrómetro (SPU), la unidad del cabezal óptico (iOH), y la unidad de control de electrónica (ICEU), que también incluye la fuente de excitación láser. Otros elementos son las muestras de calibración (CT), que serán utilizadas tanto en tierra, como durante el misión para permitir conocer el estado del instrumento; el cableado eléctrico (EH) que permite la alimentación de potencia y transmisión de señales de comunicación entre unidades; y el cableado óptico (OH), que por una parte conecta el láser al cabezal óptico, para iluminar la muestra, y por otra recoge la señal Raman desde el mismo cabezal, y la traslada al espectrómetro para su procesado. El SPU, el láser, el iOH, el EH, las CT y la coordinación general de todo el instrumento son la responsabilidad del equipo español. La ICEU está bajo responsabilidad del equipo francés, que también está desarrollando la tarjeta de conversión de potencia. El detector CCD, su electrónica de proximidad (FEE), y la placa procesadora que controla el instrumento son aportados por el equipo del Reino Unido. El OH que conecta el láser a la iOH y la iOH a la SPU son proporcionados por el equipo alemán.

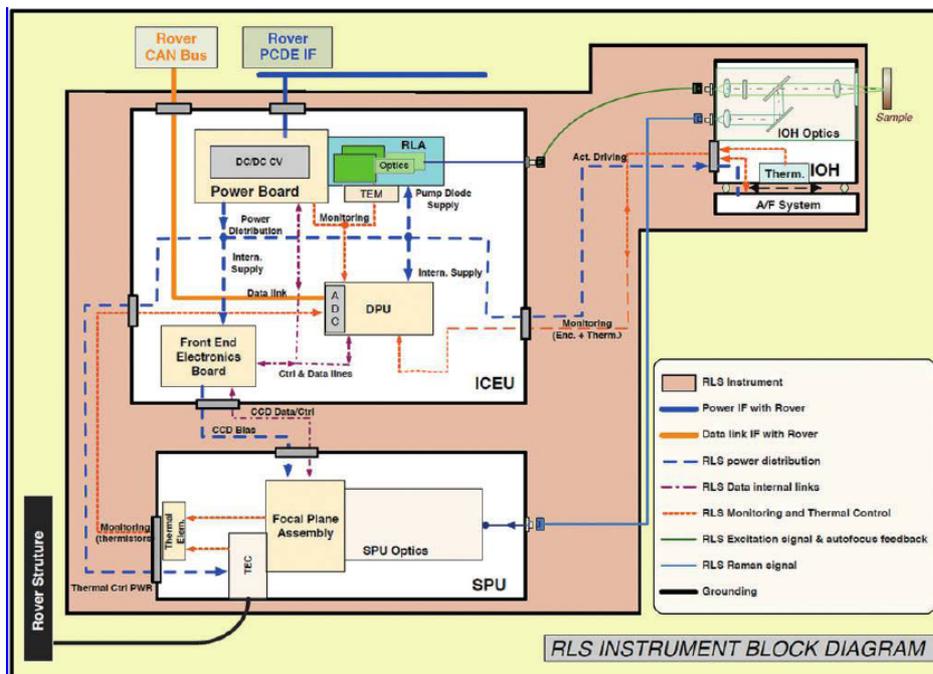


Figura 3-32: Diagrama de bloques del instrumento RLS

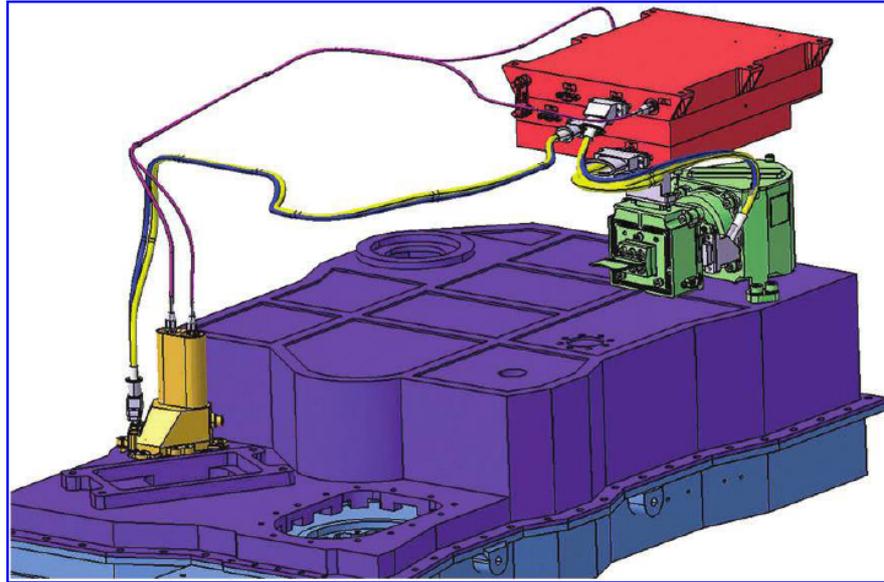


Figura 3-33: Disposición del instrumento RLS en el ALD

### 3.4.1 DESCRIPCIÓN DEL SPU

El SPU es un espectrógrafo de transmisión que tras colimar la señal Raman inyectada desde el conector óptico que recoge la señal Raman del cabezal óptico, colima la radiación luminosa (colimador) y utiliza una red de difracción holográfica para dispersarla, para posteriormente coleccionar dicha señal por un conjunto óptico (colector) y proyectarla sobre el plano focal FPA de la unidad, compuesto por un detector de tipo CCD (*Charged Coupled Device*) con capacidad de ser enfriado por medio de un TEC (*Thermo Electrical Cooler*). El siguiente esquema recoge el concepto óptico del espectrómetro.

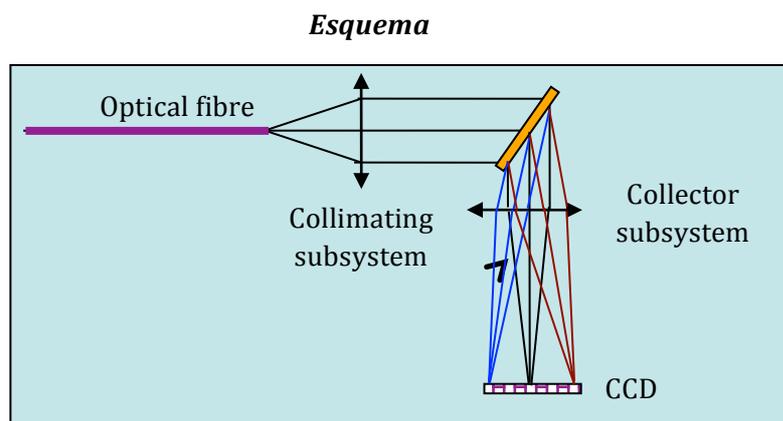


Figura 3-34: Concepto óptico del SPU

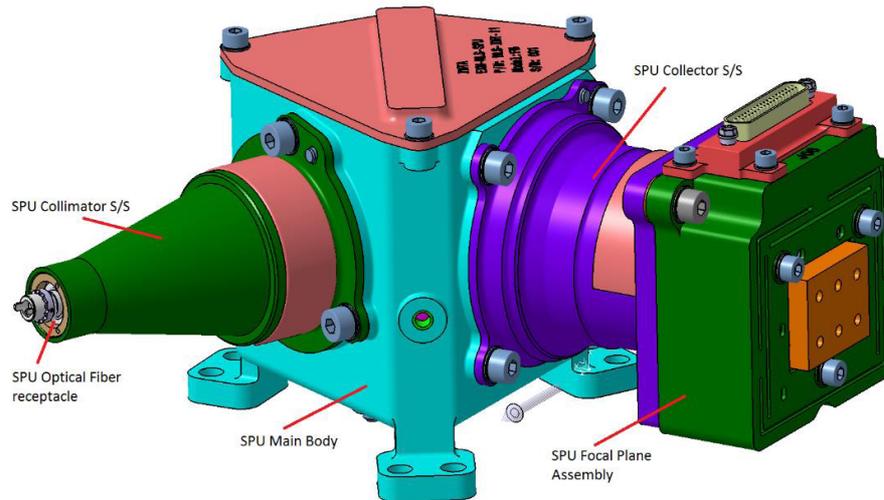


Figura 3-35: SPU de RLS con sus principales subsistemas

Para poder mantener las condiciones operativas, tanto a lo largo del rango de temperaturas requerido por la operación, como para su alineamiento y ensayo en ambiente, se hace necesario la atermalización pasiva del sistema óptico.

Esto se consigue mediante el control de la focal de cada elemento frente a cambios de temperatura del conjunto. Para ello el cambio de focal,  $\Delta f'$ , producido por un cambio de temperatura  $\Delta T$  viene dado en su versión más general como:

$$\Delta f' = -\delta f' \Delta T$$

siendo  $\delta$  el denominado coeficiente opto-térmico del material que depende no sólo de la variación del índice de refracción,  $n$ , si no también de la variación del índice con la temperatura,  $\beta = \frac{\partial n}{\partial T}$ , y del coeficiente de dilatación,  $\alpha$ , del material, por lo que finalmente el coeficiente opto-térmico queda de la siguiente manera:

$$\delta = \left( \frac{\beta}{n - 1} - \alpha \right)$$

Con una correcta elección de los vidrios y de los materiales del conjunto opto-mecánico la variación de la focal con la temperatura de un sistema óptico puede reducirse considerablemente, esta estrategia es la que se ha empleado en el diseño de SPU.

Considerando en más detalle el comportamiento óptico del espectrómetro podemos comentar que la óptica de colimación recoge la luz de la fibra óptica de entrada de 50 micras de diámetro (que está fijada al espectrómetro por un receptáculo con conector MiniAVIM<sup>31</sup>) y produce un haz colimado. Con la fibra de NA = 0.22 y un colimador una distancia focal de 69,71 mm, las lentes de dos dobletes el sistema alcanza por diseño un

<sup>31</sup> El conector Mini-AVIM fue desarrollado para su aplicación en ambientes espaciales, a partir del conector AVIM, aligerando su peso, y mejorando sus prestaciones. Es un producto de Diamond S.L.

número #F de 2.27. La óptica de colección es un subsistema de cuatro lentes con una distancia focal de 48.82 mm y número #F 1.59. Las lentes están fabricadas con vidrio de la empresa SCHOTT Co. Estos vidrios han sido seleccionados para que el sistema óptico diseñado soporte de forma pasiva el rango de temperaturas operativo del instrumento (-40 a 0°C), es decir los cambios de índice de refracción de los vidrios y las posiciones de las lentes mantienen los focos objeto e imagen fijos durante la excursión térmica de las condiciones operativas. El elemento dispersivo es una red holográfica de volumen, que trabaja en transmisión, de Wasatch con 1800 líneas/mm.

Por lo tanto, la incorporación de dos dobletes en el colimador de SPU, obliga a buscar un par de vidrios ópticos que compensen tanto la aberración cromática del conjunto como la sensibilidad a los cambios de temperatura del mismo. Para poder cumplir con estas condiciones se requiere calcular el cambio de la focal de cada uno de los constituyentes del doblete con la longitud de onda y la temperatura a la vez. Para ello es necesario cumplir la siguiente relación:

$$\nu_A \cdot \delta_A = \nu_B \cdot \delta_B$$

Siendo  $\nu_A$ , el número de Abbe<sup>32</sup> y  $\delta_A$  el coeficiente opto-térmico correspondientes al primer material del doblete y de manera similar los parámetros  $\nu_B$  y  $\delta_B$  para el segundo componente del doblete.

En definitiva, es necesario encontrar pares de vidrios cuyo producto  $\nu \cdot \delta$  sea igual o similar para atermalizar y acromatizar los dobletes. Este proceso adicional ha sido realizado en la selección de vidrios realizada para el sistema SPU.

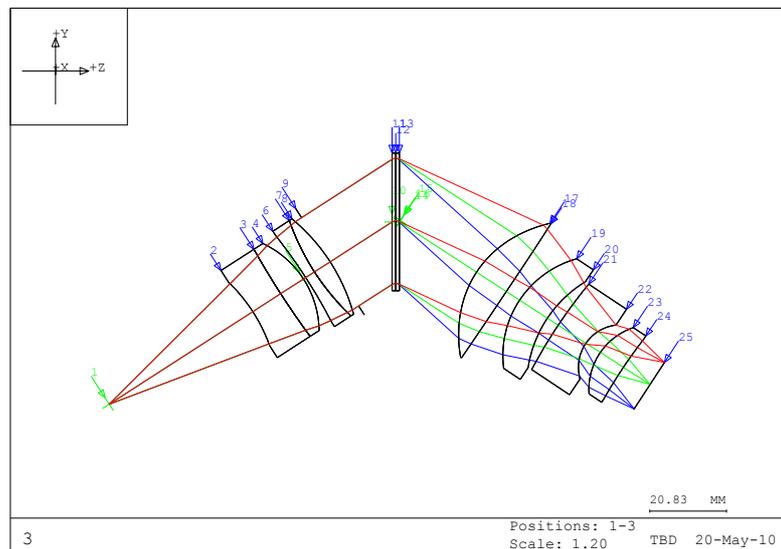


Figura 3-36: Diseño óptico SPU

<sup>32</sup> Numero de Abbe:  $\nu = \frac{(n_D - 1)}{(n_F - n_C)}$  donde  $n_D$ ,  $n_F$  y  $n_C$  son los [índices de refracción](#) del material a las longitudes de onda correspondientes a las [líneas de Fraunhofer](#) D-, F- y C- (587.6 nm, 486.1 nm y 656.3 nm respectivamente).

Esta la configuración permite cubrir el rango óptico de 533 a 676 nm con una resolución espectral entre 6 y 8  $\text{cm}^{-1}$ . Las líneas Raman dispersas se proyectan en un dispositivo CCD de tecnología e2v, trabajando en configuración de retroiluminación y montado en un soporte de SiC. El área útil del detector es de 2048 x 512 píxeles (15x15  $\mu\text{m}$  de tamaño). Para reducir los niveles de ruido, aumentar el rango dinámico del detector y mejorar así el rendimiento científico, el CCD dispone de un enfriador termoeléctrico controlado por corriente (TEC) colocado en contacto con el detector, y que permite enfriarlo hasta un rango de temperaturas de  $-10^{\circ}\text{C}$  a  $-40^{\circ}\text{C}$ , donde se optimiza su funcionamiento.

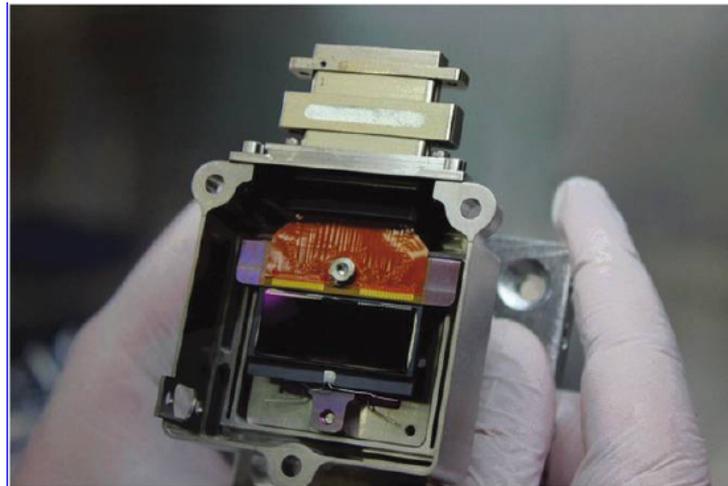


Figura 3-37: Conjunto del Plano Focal FPA del SPU. Leicester University - INTA

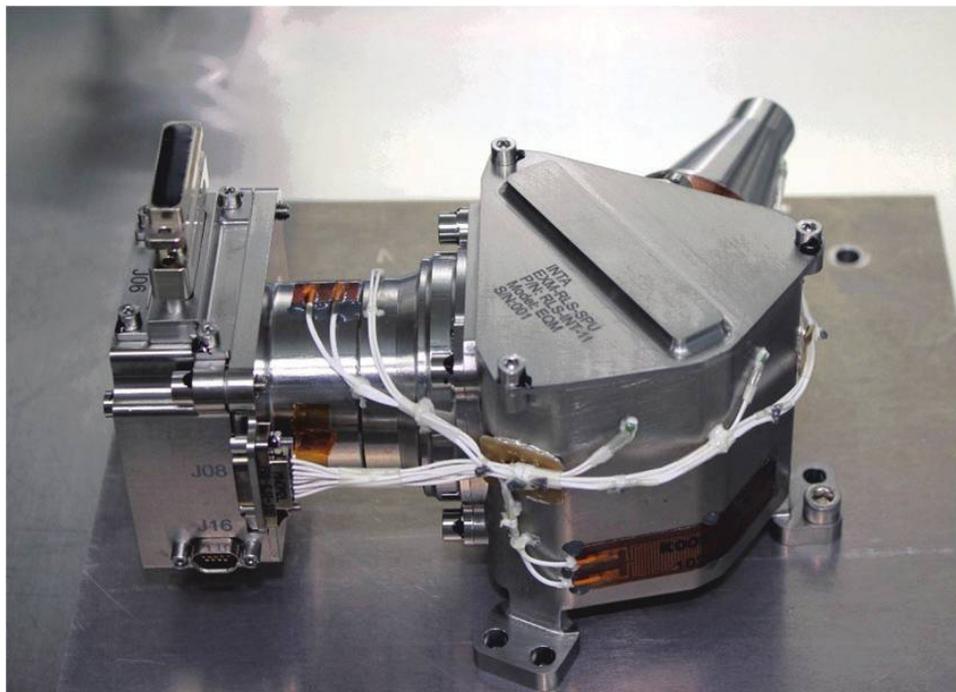


Figura 3-38: SPU (Spectrometer Unit) EQM

### 3.4.2 DESCRIPCIÓN DEL iOH

El iOH tiene un doble propósito, por una parte el de enfocar la luz láser incidente sobre la muestra, mediante el subsistema de excitación, con un tamaño de diámetro del punto enfocado de 50  $\mu\text{m}$ , y por otro el de recoger la señal Raman radiada por la muestra y dispersada desde la misma área, filtrando toda la luz no deseada (ambiente, y principalmente la proveniente del láser), mediante el subsistema de colección.

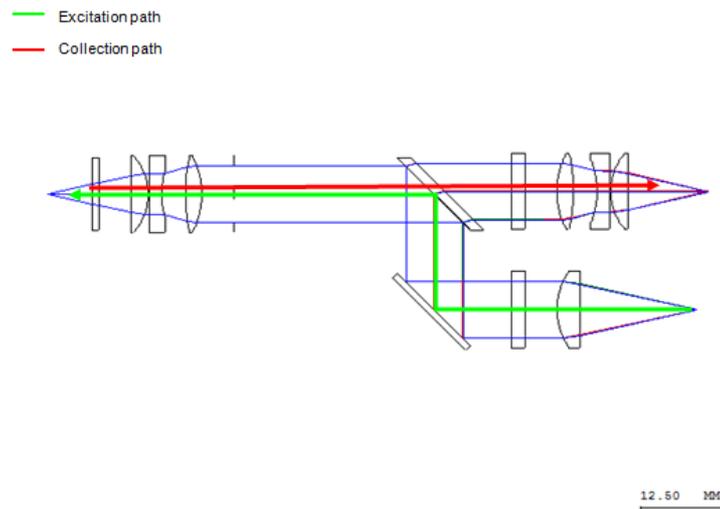
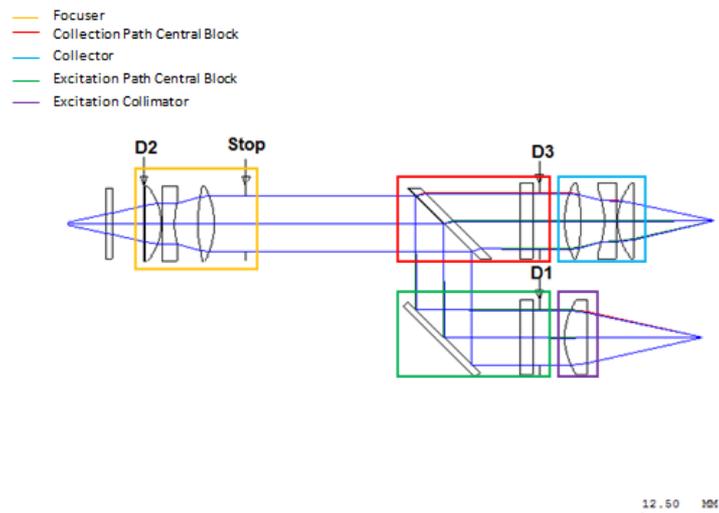


Figura 3-39: Caminos ópticos del iOH: excitación (verde) y colección (rojo)



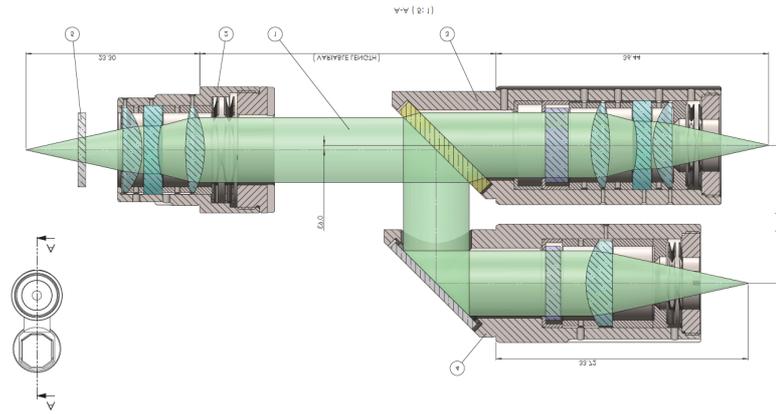


Figura 3-40: Diseño óptico del iOH

Así pues, el iOH está, respectivamente, conectado al láser (excitación) y al SPU (colección) por fibras ópticas de  $50\ \mu\text{m}$  de diámetro y  $\text{NA}=0,22$ . Aunque las geometrías de los barriles de excitación y colección de iOH son similares, las rutas de excitación y colección son diferentes. El diseño óptico del iOH se compone de un conjunto triplete colocado de forma simétrica en el conjunto focalizador y colector. Esto permite compensar las aberraciones residuales del sistema más fácilmente y mantiene la relación de aumentos próximo a la unidad. Además esto permite abaratar los costes de fabricación de este conjunto dado que son, en principio, intercambiables. El conjunto colimador está formado por un singlete que presenta la segunda superficie cónica para asegurar el grado de colimación requerido para tener una buena respuesta en los filtros interferenciales y una gran capacidad de focalizar el haz de excitación.

El diseño óptico IOH se ha realizado teniendo en cuenta la temperatura nominal. Los vidrios seleccionados son los mismos que los utilizados en la unidad SPU, en las que el comportamiento térmico se controla bien mediante la selección de pares de vidrios que compensan tanto la aberración cromática como la sensibilidad a los cambios de temperatura. El comportamiento térmico del IOH se considera como un proceso homogéneo en el que la óptica no tiene gradientes (ni axiales ni transversales) que normalmente causan una alta degradación de los rendimientos ópticos.

Gracias a que esta unidad incluye el mecanismo de enfoque los cambios de foco por temperatura son menos drásticos que en el subconjunto SPU ya que favorece que los cambios en la distancia focal producidos por los cambios térmicos puedan ser compensados por esta unidad. En la selección de los distintos vidrios, sus coeficientes de dilatación para los elementos con potencia y del material de soporte de las lentes (TiAl6V4) presentan un valor muy parecido por lo que el proceso de atermalización se obtiene de forma natural y, además permite que cuando sea necesario, el proceso de DHMR (Dry Heat Microbial Reduction) pueda realizarse sin riesgo en la unidad.

Un elemento clave en la ruta de excitación es el filtro pasa-banda para eliminar la emisión no deseada (ya sea señal Raman de la fibra o de la óptica, emisión de bombeo del láser, o simplemente luz de fondo). Por su parte, en la ruta de colección, se coloca un filtro pasaltos (filtro *edge*), para eliminar la reflexión del láser y la dispersión de Rayleigh con una DO de 10.

El iOH incluye un mecanismo de enfoque para compensar la (más que probable) disposición irregular de los granos minerales en la superficie de la muestra. Así, el último conjunto óptico, está montado sobre un mecanismo con un motor paso a paso, y con una guía lineal con rodamientos. Dispone de un rango de movimiento lineal según el eje óptico de 2mm, y una resolución en el movimiento sub-micra, y que es el que permite enfocar el haz láser sobre la muestra para maximizar así la señal Raman que emite.

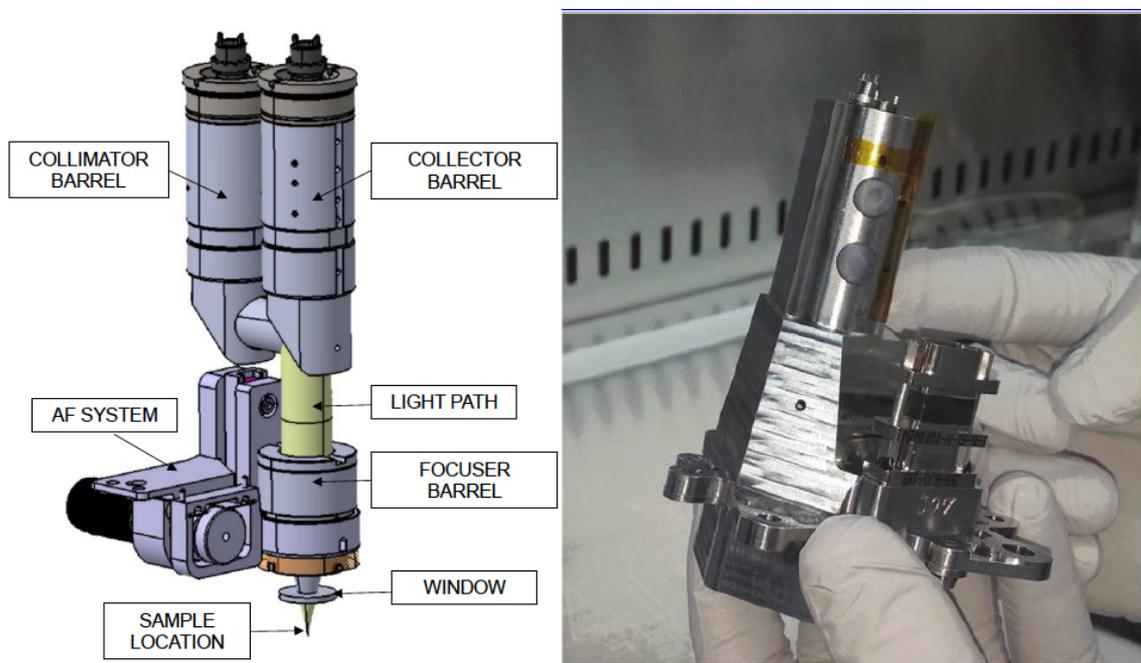


Figura 3-41: Diseño interior del iOH (izqda) y Modelo de ingeniería y calificación (dcha)

El proceso de enfoque se realiza de forma automática. Con el mecanismo se realiza un recorrido completo a lo largo de todo el rango; y así mientras un codificador lineal registra la posición en cada paso del motor, se recoge y se mide en la unidad láser la intensidad de la luz láser que la propia muestra refleja (y que deshace el camino que siguió desde la fuente de excitación). Así, un algoritmo en circuito cerrado identifica la posición de la óptica de enfoque donde la luz reflejada es máxima; y que también será la posición donde la muestra emite su señal Raman con máxima intensidad.

La muestra es presentada al iOH por medio del carrusel del ALD, y siempre está situada en la UCZ, el iOH accede a ella a través de una ventana óptica, que preserva las condiciones de limpieza biológica de la muestra.

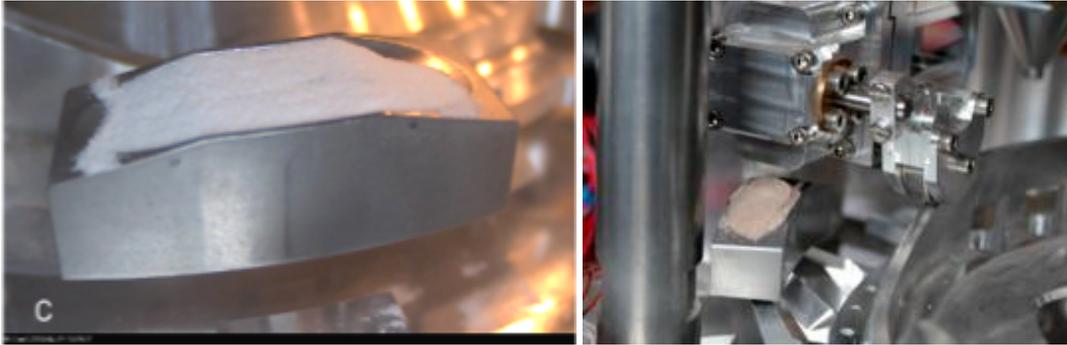


Figura 3-42: Contenedor de muestras en el interior de la UCZ

Uno de los problemas más críticos encontrados en el diseño del subconjunto iOH ha sido el de asegurar que los canales de excitación y de colección (ver figura 39) están alineados con suficiente precisión para no perder el nivel de la señal recibida en el espectrómetro. Para ello se desarrolló un modelo teórico que permite relacionar el desalineamiento de los canales con la proporción de energía recogida por el colector de fibras y, a su vez, designar la sensibilidad del mecanismo de ajuste que se deberá implementar para tal fin. Este modelo es totalmente geométrico y sus resultados fueron verificados mediante simulaciones más precisas realizadas con los SW de diseño óptico empleados (ASAP™, CodeV™) y en las medidas experimentales efectuadas.

El modelo mencionado se basa en considerar que tanto las imágenes de la fibra empleada para la excitación Raman como la imagen de la fibra de colección proyectada sobre la muestra deben coincidir. Si estas imágenes no coinciden entonces no se puede recoger el 100% de la energía.

Para ello, debemos tener en cuenta que la relación de aumentos de ambos canales es  $\times 1$ , por lo que el círculo proyectado sobre la muestra es exactamente de 50 micras, es decir, el diámetro del núcleo de la fibra empleada en ambos casos. Un esquema de lo comentado se recoge en la siguiente figura:

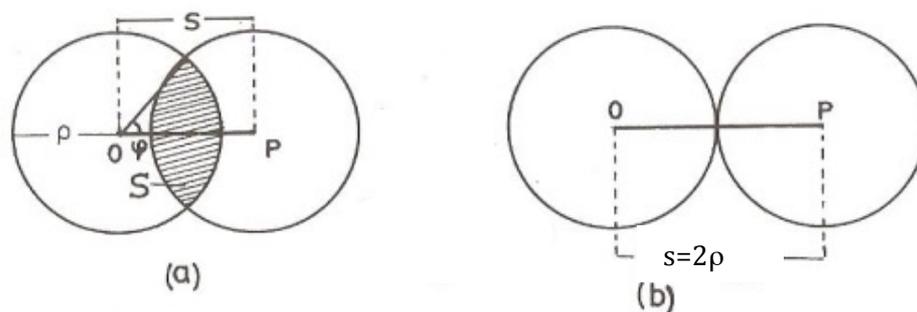


Figura 3-43: Área de intersección de dos círculos proyectados en una superficie plana. En a) se muestra un nivel de solapamiento para un determinado  $\varphi$ , y en b) el solapamiento mínimo ( $\varphi=0$ )

La expresión matemática que relaciona el Área de intersección,  $A$ , y el parámetro angular,  $\varphi$ , es la siguiente:

$$A = 2 \cdot \rho^2 \cdot (\varphi - \cos \varphi \cdot \sin \varphi)$$

Siendo,  $\rho$ , el radio del círculo considerado ( $50 \mu\text{m}$  en nuestro caso) y  $\varphi$  la representación angular expresada en radianes de la interferencia (ver figura), este valor varía de 0 (no hay interferencia) a  $\frac{\pi}{2}$  (círculos superpuestos).

La representación final de esta expresión matemática se recoge en la siguiente figura:

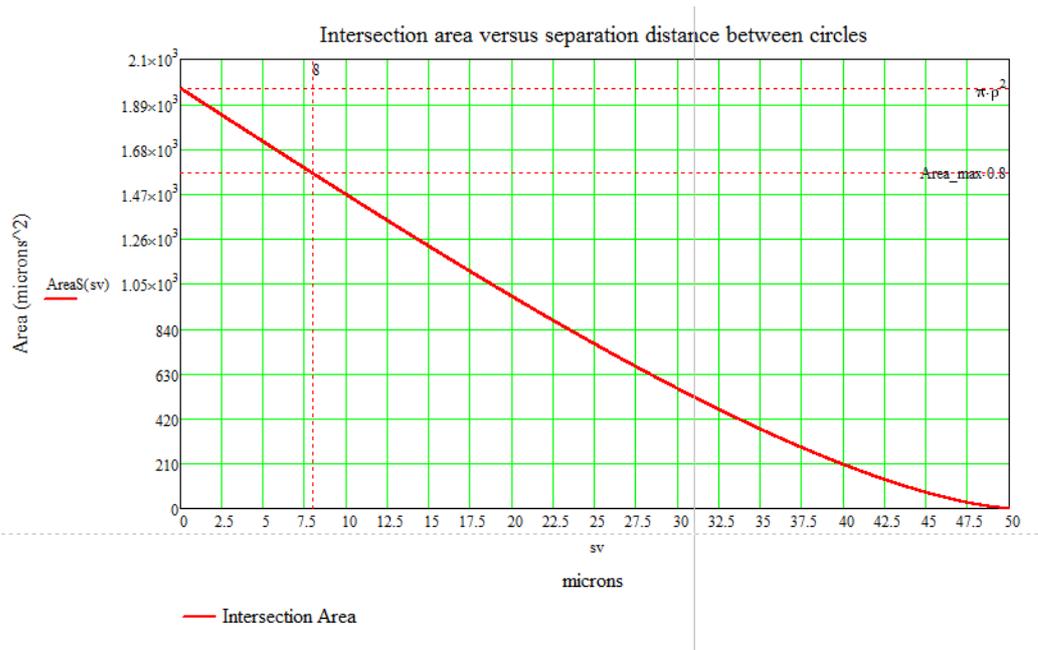


Figura 3-44: Valor del área de intersección de dos círculos en función de la separación entre ambos.

En la que en el eje horizontal se ha calculado la separación en micras de los dos círculos y en el eje vertical el valor del área de intersección. Se puede apreciar que para que ambos círculos se superpongan mejor del 80% es necesario que la separación entre centros sea menor de  $8 \mu\text{m}$ . Esto manifiesta la sensibilidad de alineamiento requerido para tener un buen grado de solapamiento.

Conociendo la focal del conjunto focalizador ( $21 \text{ mm}$  aprox. ) la tolerancia angular entre canales debe ser menor de  $1.5 \text{ arcmin}$ , difícil de conseguir por fabricación directa en una unidad tan compacta como el iOH.

Para poder conseguir esta capacidad de alineamiento en la unidad se incorporaron un par de sistemas excéntricos en el camino de excitación,, de forma que, mediante el movimiento combinado de ambas se pudiera desplazar transversalmente el conector MiniAvim de la fibra que transporta la radiación laser a la muestra. Este mecanismo, aunque es muy robusto no está exento de dificultades para implementar con precisión y sensibilidad los movimientos angulares requeridos de las excéntricas.

### 3.4.3 DESCRIPCIÓN DE LA ICEU

La ICEU (Instrument Control and Excitation Unit) se compone de tres tarjetas electrónicas: la tarjeta de conversión de potencia DC/DC, la tarjeta de procesamiento de datos DPU (*Data Processing Unit*), y la tarjeta de electrónica de proximidad del detector, FEE (*Front End Electronics*). La ICEU también contiene la unidad de excitación (el láser) y su control.

La tarjeta de alimentación (DC/DC) es responsable de acondicionar y distribuir la tensión primaria de +28V que proporciona el *rover* al instrumento, en voltajes secundarios, en una configuración altamente estable y segura, para el resto de unidades y equipos del instrumento.

Dentro de esta tarjeta también se aloja el controlador del láser, que por una parte controla mediante el uso de un circuito PID (*Proportional Integral Derivative*) la corriente con la que alimenta el diodo de bombeo láser; y por otra parte controla un TEM (Thermo Electrical Module) para estabilizar en temperatura (con una precisión mejor de +0,1°C) el módulo láser, y garantizar así la alta estabilidad tanto de la potencia óptica de salida del láser, como la longitud de onda a la que emite.

La tarjeta procesadora (DPU) es el soporte para el SW, tanto de aplicación ASW (*Application SW*), como de arranque BSW (*Boot SW*) del Instrumento. Lleva a cabo varias funciones clave para el control del Instrumento Raman, la comunicación con el *rover*, el almacenamiento de datos y la ejecución de los algoritmos para la optimización de la operación.

Las principales funcionalidades de la DPU se describen a continuación:

- Procesar los datos de video recibidos provenientes del FEE
- Ejecutar el firmware de los controladores del actuador para permitir operación de enfoque automático en la iOH
- Implementar la función de adquisición de telemetría.
- Almacenar los datos, tanto los resultados de la operación científica, como los propios de Housekeeping HK (estado de salud del instrumento), y el propio código de software
- Comunicarse con el *rover* a través de la interfaz CAN-Bus
- Proporcionar las funciones de mantenimiento del reloj y la de reinicialización del instrumento
- Proporcionar la recepción (digitalización) y acondicionamiento de los sensores térmicos y las medidas de voltaje
- Proporcionar el firmware para el control térmico

La tarjeta FEE proporciona la sincronización de los relojes internos y la señal de referencia requeridos para controlar el detector CCD en la unidad SPU. El comando de la función FEE viene de la FPGA (módulo de procesador dentro de ICEU) y la tensión de referencia se

alimenta a través de las tensiones secundarias generadas desde la tarjeta de potencia. La FEE también recibe los datos de video que vienen de la CCD (analógico), digitalizándolos y transmitiéndolos a la tarjeta procesadora.

Finalmente, en la ICEU se ubica la unidad láser, que es la parte más crítica del instrumento Raman. El láser debe asegurar la longitud de onda requerida, con una alta estabilidad, un ancho de banda muy estrecho, y una intensidad de potencia de salida fija para estimular la muestra y generar el efecto Raman en los granos de mineral durante el funcionamiento del instrumento, manteniendo la estabilidad de estos parámetros bajo todas las condiciones de operación en Marte. En particular, los rangos de temperatura que se imponen tanto para su funcionamiento como, posteriormente, para su operación son los desafíos más duros que se imponen al láser. Para garantizar una excitación láser adecuada durante toda la misión, se decidió implementar una configuración redundante, duplicando los diodos láser y resonadores, y acoplándolos ópticamente a la salida a través de un conector de fibra óptica MiniAVIM.

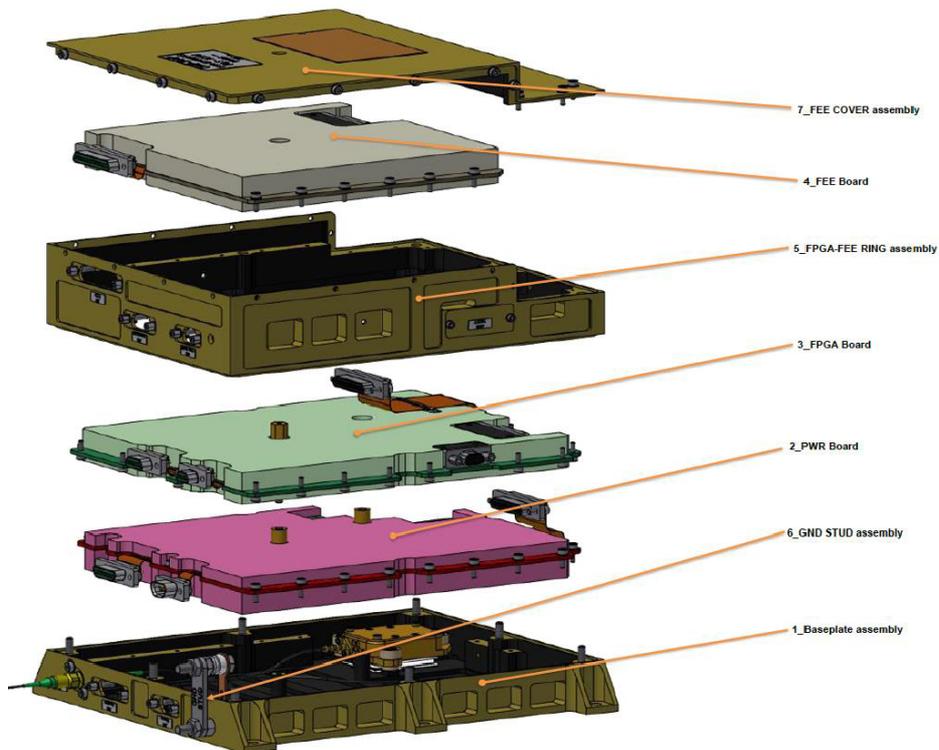


Figura 3-45: Diseño ICEU con todas las tarjetas y láser. IRAP



Figura 3-46: Instrument Control and Excitation Unit (ICEU) EQM. IRAP

El desarrollo del láser ha requerido un largo proceso (más de 7 años), y esfuerzo muy duro del equipo español. Su diseño comenzó desde cero, sin herencia espacial previa en los equipos técnicos de la industria responsable (MONOCROM).

El diodo láser lo compone un diodo de bombeo tipo *q-mount* con tecnología de longitud de onda de estabilizada y una salida óptica a 808nm, trabajando en el rango de temperatura de 15°C a 45°C. Sin embargo, para obtener prestaciones óptimas, altamente repetibles y rendimiento estables, se debe buscar una temperatura de trabajo fija (en los alrededores de 25°C, y se debe mantener a dicha temperatura con una resolución térmica mejor de 0,1°C). La emisión del láser es muy estable (posición de longitud de onda por debajo de 20 pm, muy estrecho (FWHM por debajo de 30 pm); y los rangos de salida de potencia óptica se encuentran entre 10 y 20 mW.

El diodo láser se enfoca directamente en el medio activo por medio de una microlente que permite una alta densidad de bombeo. El medio activo consiste en un cristal Nd:YAG (*neodymium-doped yttrium aluminium garnet*), de óxido de itrio y aluminio dopado con neodimio (1%) granate de cerámica, generando un 1064 nm emisión. Su cara frontal está recubierta con un material reflectante específicamente diseñado para longitudes de onda de 1064 y 532 nm, por lo que actúa como un espejo frontal para la cavidad del láser. Para emitir a 532 nm, se usa un segundo generador de armónicos SHG (*Second Harmonic Generator*), el cristal o duplicador de frecuencia que también requiere un ajuste en su estabilización térmica para que trabaje de manera eficiente. En este diseño se usó un cristal SHG de borato beta-bario.

Un aspecto difícil relacionado con el diseño de láser redundante es ser capaces de hacer coincidir ambos haces en una sola fibra de salida. La solución se encontró usando un cubo polarizador, que puede dejar pasar dos haces con polarización lineal perpendicular el uno del otro. Por ejemplo, el haz primario será horizontal y el rayo redundante será vertical. El cubo polarizador permite el paso a través del haz que proviene del canal más externo y refleja el haz del canal interno. De esta manera, ambos rayos pueden trazar el mismo camino geométrico hacia el fibra de salida, iluminando el mismo punto. Por supuesto, para realizar tal combinación, se debe realizar una polarización perpendicular de ambos haces. Esto se hace mediante el uso de rotador de polarización, que consiste en una placa de  $\lambda/2$  de cuarzo, girando 90 grados la polarización del canal del láser redundante con respecto al canal primario. Este rotador es colocado en la ruta redundante, después del espejo final y antes el cubo polarizador.

Otro componente incluido en el módulo del láser es un divisor de haz situado a 45 grados, que envía la mayor parte de la luz verde (94.5%) reflejándola hacia el receptor de salida, pero deja pasar una pequeña cantidad (5.5%) a través del cristal, y se proyecta sobre un fotodiodo. De este modo, se puede medir de una forma precisa la potencia con la que emite el láser en cada momento, y controlar dicha potencia por medio de un circuito cerrado PID. El recubrimiento del divisor de haz deja pasar ambas direcciones de polarización, la que viene desde el diodo nominal y el del diodo redundante, y de este modo permite el control retroalimentado de ambos canales. Además, este recubrimiento el espejo no refleja más del 5% de la radiación infrarroja que hay en el módulo láser (808 y 1064 nm).

Y ya en el camino de salida del haz láser hacia la fibra, el módulo láser cuenta también con un prisma espejado con un agujero. El agujero en el espejo permite que (cualquiera de los dos haces, nominal o redundante) puedan atravesar el prisma y alcanzar la lente esférica de enfoque en el receptor óptico. Y la superficie pulida como espejo, hace que una vez la muestra ha sido iluminada por el láser, la luz que es reflejada en dicha muestra y se recoge de nuevo a través de la fibra hasta el láser, parte de ese haz (que tiene un diámetro ligeramente más grande que el agujero) sea reflejado en el espejo y dirigido hacia el fotodiodo de enfoque automático. Cuanto mejor sea la posición de enfoque alcanzada por el iOH, más alta será la luz reflejada en el fotodiodo.

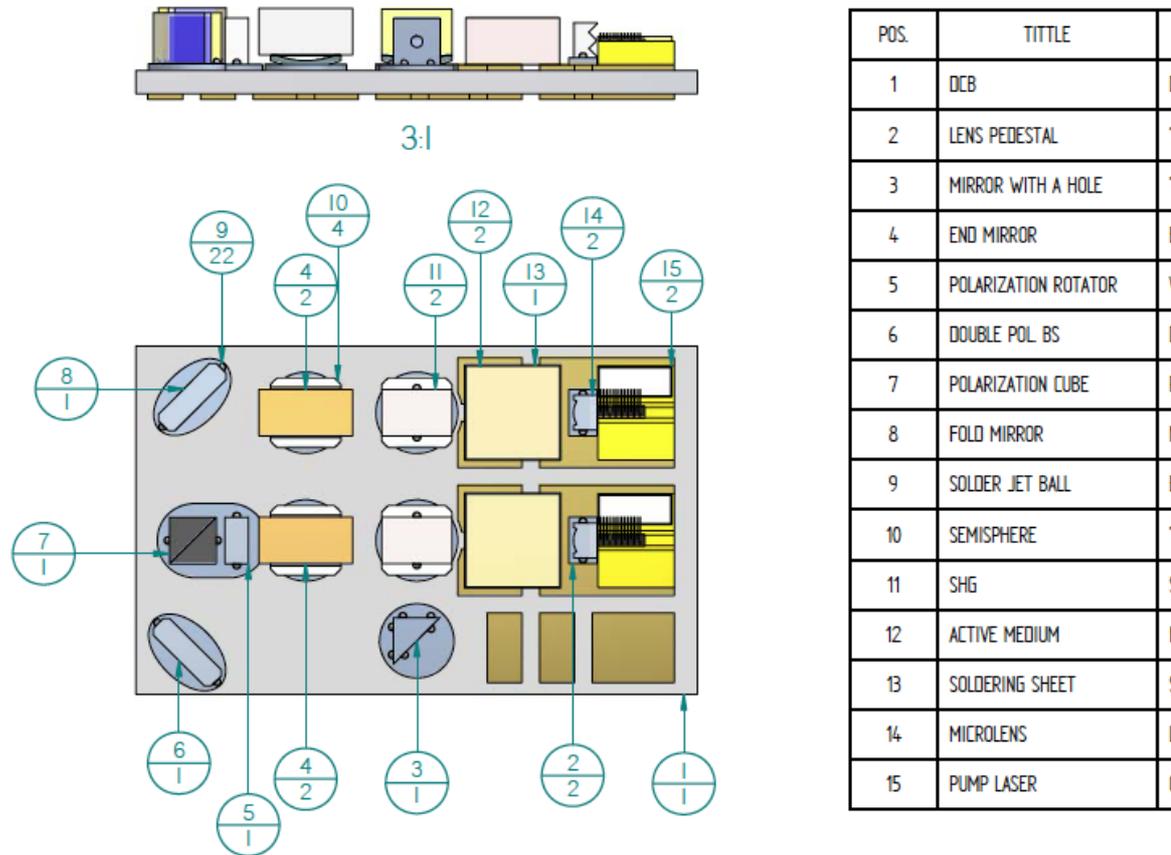


Figura 3-47: Componentes ópticos del láser en su disposición sobre la placa. Monocrom

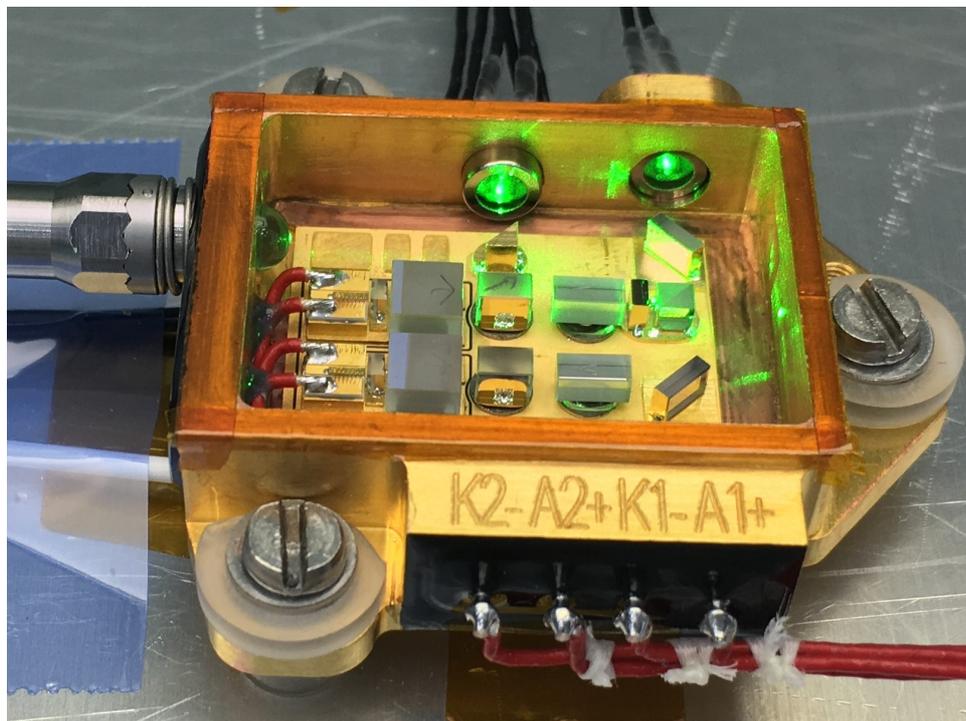


Figura 3-48: Diseño láser FM

El láser debe controlarse térmicamente, lo cual es crítico para la estabilidad y para lograr un rendimiento óptimo. Este control se implementa mediante un módulo termoelectrico TEM en un ciclo cerrado PID con los sensores térmicos. Estos dos sensores térmicos Pt-1000 (redundados, por motivos obvios) están colocados dentro de la propia carcasa del láser, debajo de los diodos de bombeo, para obtener una precisión medida de las temperaturas y poder afinar así su control.

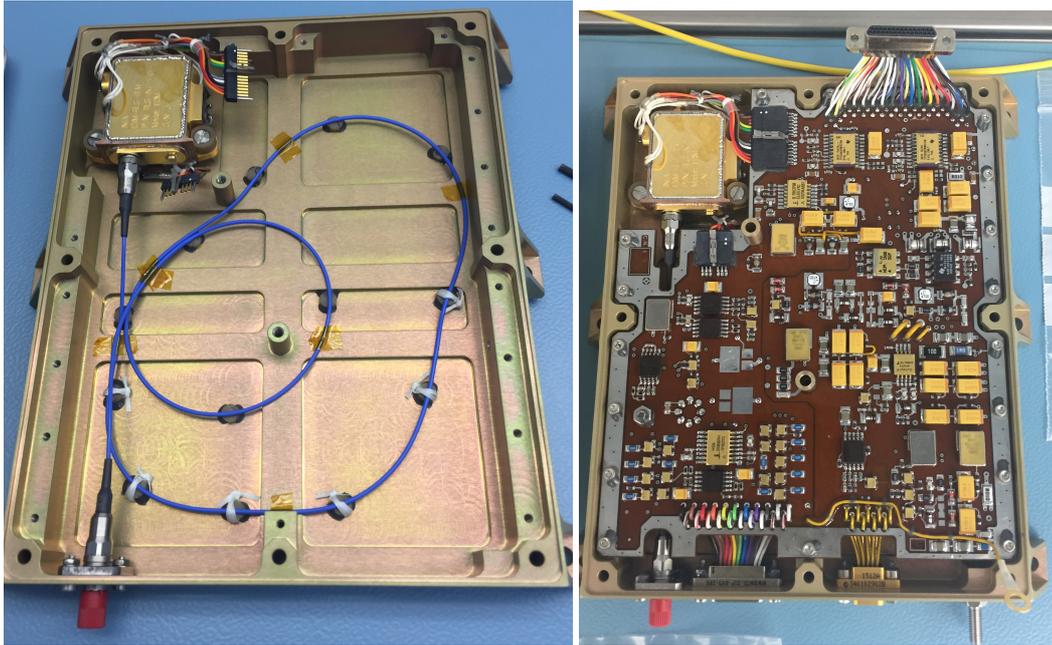


Figura 3-49: Disposición del láser en la ICEU (izqda.) y con la tarjeta DC/DC (dcha.). IRAP

Todos los componentes del láser se alojan en una carcasa hecha de cobre libre de oxígeno y se garantiza su alta conductividad mediante recubrimiento de pocas micras de oro. Los componentes ópticos principales se colocan en una pequeña placa, sobre las que se fijan unas almohadillas de KOVAR mediante la técnica de soldadura *'Solder-jet bumping'* (Ribes-Pleguezuelo, P., Moral, A.G. et al., 2016). Este proceso de soldadura es poco estresante para los componentes, a la vez que resulta altamente estable y está libre de materiales orgánicos. La tecnología se basa en la aplicación de pequeñas gotas de aleación de soldadura inyectada por un capilar con nitrógeno presurizado. Siendo las esferas aplicadas para la soldadura de pequeño diámetro (100-200  $\mu\text{m}$ ) y fundido por un láser IR pulsado de alta precisión; de este modo se minimiza el estrés térmico inducido en los componentes ópticos durante el reflujado y la soldadura.

Finalmente, la carcasa del láser se sella de forma estanca, con un aire ultralimpio a presión ambiente (1 atmósfera) en su interior para evitar la contaminación. La estanqueidad se ha logrado mediante el uso de un diseño hermético para la cubierta de la carcasa y para cada componente que soporta dicha carcasa (fotodiodos, receptáculo

óptico y pasamuros eléctricos y tapa). Las tasas de fuga obtenidas mediante el pegado de estos componentes alcanzan valores de entorno a los  $10^{-8}$  mbar-l/s.

### 3.4.4 DESCRIPCIÓN DEL CABLEADO ELÉCTRICO Y ÓPTICO

Los diversos elementos del cableado eléctrico EH (Electrical Harness) y cableado óptico OH (Optical Harness) han sido diseñado para conectar (eléctrica y ópticamente) las unidades principales del instrumento (SPU, iOH e ICEU), adaptando su longitud al diseño ALD y a las necesidades de ruteado interior y de puntos de fijación.

El EH se compone de tres cables diferentes, el EH#1 para comando y control del cabezal óptico; el EH#2 para controlar térmicamente la estructura del espectrómetro y TEC de la CCD; y el EH#3 para las comunicaciones entre el CCD y la FEE. El EH usa conectores MicroD, y en su diseño se consideró prioritario la reducción de la masa, siempre permitiendo un ruteado flexible y una operación compatible con los requisitos de EMC del rover (que permitan la comunicación con el orbitador de comunicaciones).

El OH está compuesto de dos cables diferentes, primero el OH#1 para enviar la luz láser al cabezal óptico desde la ICEU (y para recibir la luz láser reflejada para fines de enfoque automático) y el OH#2 para llevar la señal Raman desde el iOH al SPU. El diseño del OH se basa en fibras de 50  $\mu\text{m}$  de núcleo con 125  $\mu\text{m}$  de 'cladding' y un recubrimiento exterior que permita su ruteado protegiendo las fibras. Los conectores son tipo MiniAVIM con pulido acabado en ángulo, tipo APC.

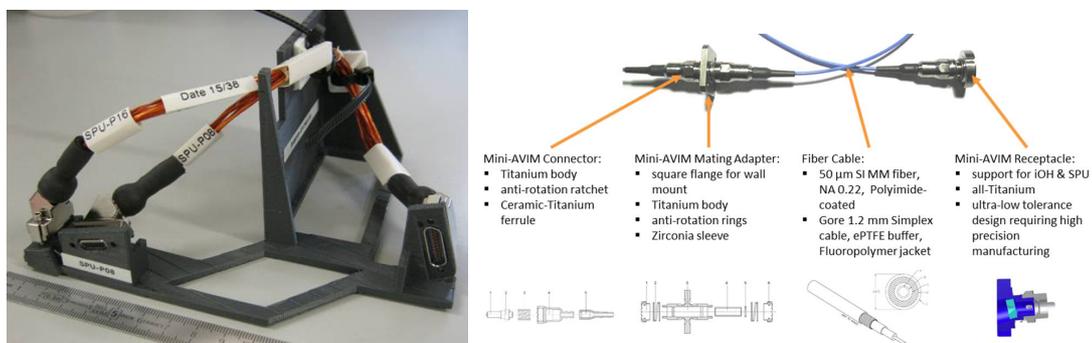


Figura 3-50: EH#2 (izqda) y diseño OH (dcha)

### 3.4.5 DESCRIPCIÓN DE LA MUESTRA DE CALIBRACIÓN

El RLS dispondrá en la zona ultra-limpia del ALD de dos unidades de su muestra de calibración CT (*Calibration Target*). Cada una se compone de un disco de 2,4 mm de diámetro de tereftalato de polietileno PET (*polyethylene terephthalate*) colocado sobre un pie cilíndrico, y fijado al carrusel por medio de un tornillo.



Figura 3-51: CT (izqda) y CT integrado en el ALD UCZ carrusel (dcha)

El CT queda colocado en carrusel de forma que pase por el campo de visión del cabezal óptico Raman, a la misma altura que el contenedor que portará las muestras trituradas. El PET fue seleccionado después de probar varios minerales, monocristales y polímeros porque el espectro que genera muestra un número suficiente de bandas en el rango espectral operativo del instrumento, lo suficientemente finas como para permitir la calibración del instrumento a lo largo de todo el rango térmico; y también debido a su buen comportamiento mecánico y sus bajas tasas de desgasificación, que fueron convenientemente estudiadas estática y dinámicamente, demostrando la compatibilidad del material, en pequeñas cantidades, con los muy estrictos requisitos de contaminación de partículas y molecular dentro de la zona ultra-limpia del ALD. Además, su diseño es compatible con el método de esterilización de reducción microbiana mediante calor seco DHMR (Dry Heat Microbial Reduction) (72h a 125°C), que también lo hace cumplir con los exigentes requisitos de protección planetaria de la misión en el ALD.

El CT se usa tanto para la calibración del instrumento en Marte, como también durante las fases de montaje, integración y ensayos (AIT), o para actividades posteriores tras su entrega e integración a niveles superiores, que permitan verificar el estado de salud del instrumento justo antes del lanzamiento, o durante la fase de cruce hacia Marte.

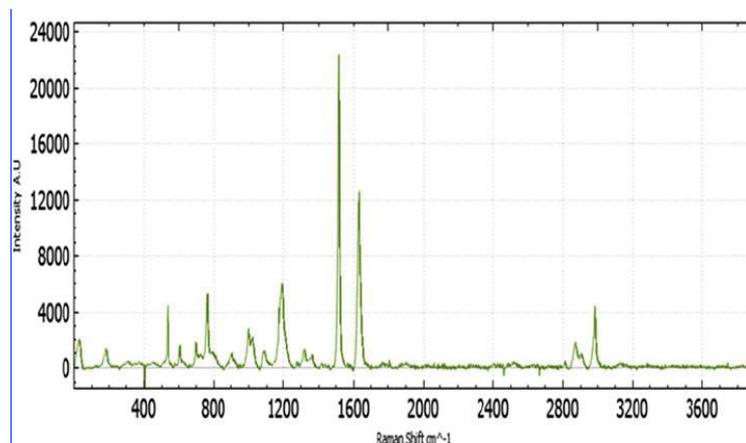


Figura 3-52: Espectro Raman de PET

Se colocarán dos unidades idénticas del CT en el carrusel del *rover*. Uno, en lo que será su posición nominal (fija), estará debajo del cabezal óptico durante toda la fase previa al lanzamiento y crucero, y podrá ser utilizado durante las actividades de calibración en Marte; y el segundo CT se utilizará para los chequeos ópticos y de calibración durante la fase de operaciones con muestras marcianas. La razón de esta duplicidad es que la configuración del carrusel y el orden previsto de medida de los instrumentos en el interior el ALD, no permitirían calibrar el instrumento RLS justo antes de cada operación, para evitar modificaciones en la superficie de la muestra, si se quisieran operar varios instrumentos en el mismo sol sobre esa misma muestra.

En Marte, poder calibrar justo antes de operar el instrumento es crítico para evaluar con resolución de picómetros la longitud de onda del láser, al cruzar con los datos de calibraciones anteriores; y también poder conocer con precisión la potencia del láser en el momento del muestreo (dado que ambos parámetros dependen en gran medida de la temperatura del láser). Esta información será crucial para una correcta interpretación de los datos científicos obtenidos, ya que la posición de los picos Raman característicos pueden cambiar ligeramente como resultado de las variaciones de temperatura que afectan al láser y/o a la muestra.

Para poder realizar ciencia colaborativa entre los distintos instrumentos alojados en el interior del ALD, resulta imprescindible conocer con precisión la posición de la huella que el foco del cabezal óptico va dibujar sobre las distintas muestras, así como conocer la posición relativa de esa máscara respecto al carrusel y al resto de instrumentos. Para ello, la superficie de una de las muestras de calibración de RLS se modificó tanto mecánicamente (mediante un fresado mecánico de unas 70 micras de profundidad) como físicamente (mediante unas marcas realizadas por láser que alteraron la estructura del material). Ver ([Lopez-Reyes G., Moral A.G., et al. \(2018\)](#)).

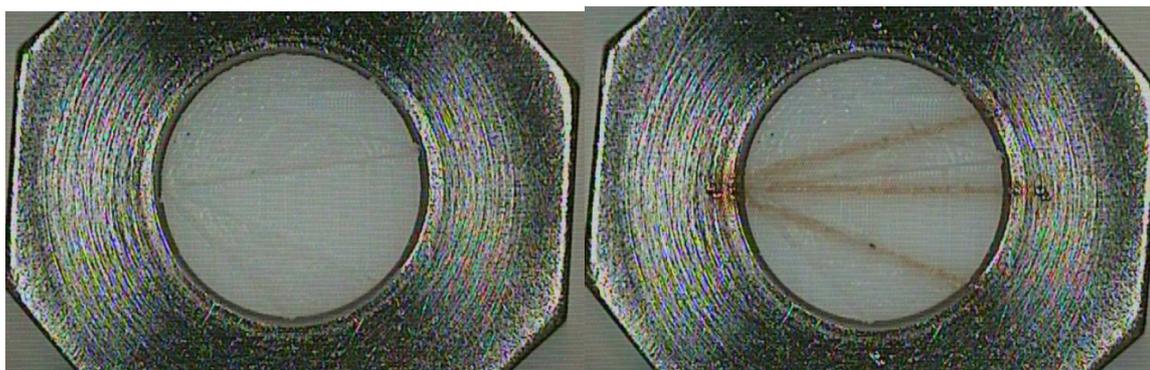


Figura 3-53: CT modificado con fresa (izqda.) y CT modificado con fresa y láser (dcha.)

De este modo, y realizando un barrido con el carrusel bajo el cabezal óptico, se pueden detectar dichas modificaciones o bien mediante la determinación de la variación de la posición en altura del foco (para las partes fresadas), o mediante el cambio de la

estructura del PET, detectada al obtener un espectro Raman modificado al pasar sobre las líneas quemadas (ver Figura 3-54).

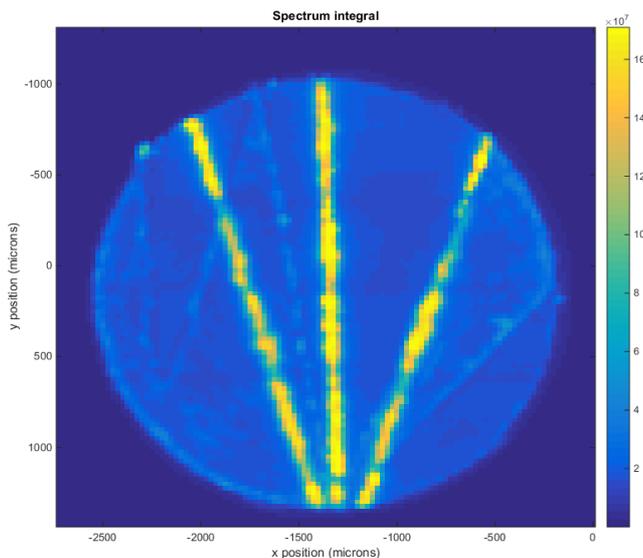


Figura 3-54: Variación de la SNR sobre el CT modificado<sup>33</sup>

Estos patrones de altura de foco y de espectros Raman, se cruzarán con las imágenes que MicrOmega es capaz de realizar sobre el CT de RLS, y de esa forma se conocerá la línea que el instrumento recorrerá sobre las distintas muestras en polvo, y por tanto también los puntos potencialmente analizables por todos los instrumentos del ALD (ver epígrafe 3.5.2).

#### 3.4.6 DESCRIPCIÓN DEL SW

Para una correcta operación del instrumento Raman, distintas partes del SW se realizan a distintos niveles. Así, parte del SW para la operación del RLS se ejecuta desde el propio Rover, otra la realiza el instrumento desde la tarjeta procesadora, y finalmente otra parte se lleva a cabo desde tierra.

<sup>33</sup> Imagen de la SNR del CT captada con un simulador Raman de laboratorio, en una imagen de 120x120, con 15 micras de resolución espacial, tomadas a la altura del plano inferior de la muestra

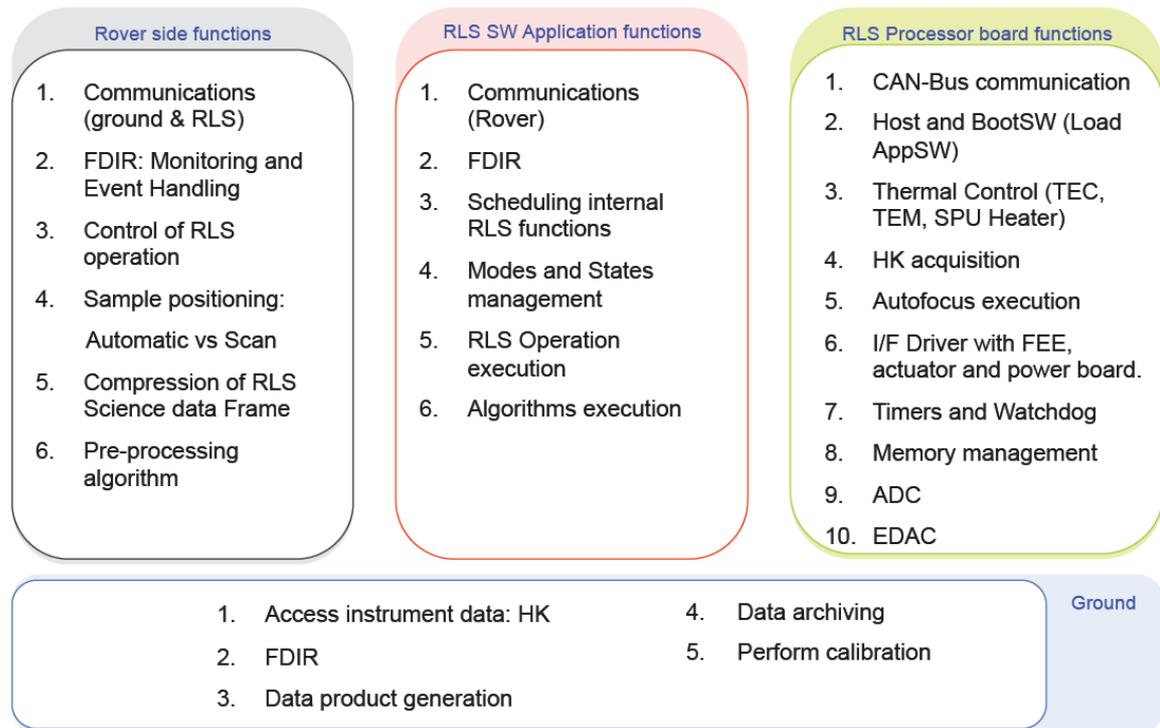


Figura 3-55: Ubicación de las funcionalidades SW de RLS

Así, el *rover* es el encargado de garantizar la comunicación entre Tierra y el instrumento, gestionar y monitorizar eventos, controlar la operación del instrumento, realizar la compresión de los distintos espectros, y comandar la posición del carrusel con la muestra en función del tipo de operación que se desee realizar (automática o colaborativa).

El software a bordo del instrumento RLS está instalado en la tarjeta procesadora del instrumento, y permite realizar desde una caracterización de bajo nivel (a nivel unidad) hasta las pruebas 'end-to-end' a nivel sistema (instrumento completo), o realizar las pruebas necesarias para las diferentes campañas de ensayos a realizar antes o después de la entrega de los distintos modelos del instrumento.

El software a bordo se divide en dos partes principales: por una parte el software de la aplicación ASW (Application SW), a cargo de realizar el control total del instrumento mediante el manejo del motor de enfoque del iOH, del la lectura del CCD, del control térmico del TEM del láser y del TEC de la CCD, del encendido y control de potencia del láser, de las comunicaciones CANbus; y la aplicación de los procedimientos para la detección, aislamiento y aseguramiento de fallos; y por otra parte el software de arranque BSW (Boot SW), que realiza el secuencia de inicialización y parcheo del ASW durante la operación en Marte.

El software de aplicación RLS permite un funcionamiento simple a las distintas unidades, para que cualquier secuencia ordenada se pueda realizar de manera segura, al tiempo que permite un funcionamiento completo del instrumento con alta flexibilidad en su operación. Este concepto operacional se basa en tres niveles:

- Los telecomandos: son operaciones elementales que pueden ser realizadas por el instrumento.
- Las acciones: son secuencias predefinidas de telecomandos agrupados, proporcionando los bloques básicos de la operación.
- Las tareas: son secuencias de diferentes acciones (y otras tareas) que se agrupan en bloques de mayor nivel.

Durante la fase operativa de la misión, el Plan de actividades, constituido como una secuencia de tareas y acciones, será interpretado por el *rover* para comandar la operación del instrumento, traduciendo así las tareas a una secuencia correspondiente de acciones, y estas a la secuencia final de telecomandos, para que puedan ser interpretados correctamente por el instrumento.

Finalmente, una parte importante de la operación del instrumento, se realiza en tierra, y estas tareas son: el estudio de los valores de HK (*HouseKeeping*) generados durante la operación del instrumento, que nos permitirán conocer en detalle su estado de salud; la operación de parcheo del ASW, para implementar alguna nueva funcionalidad o corregir algún fallo detectado; y finalmente la calibración y el procesado y archivado de los datos obtenidos durante la operación marciana.

### 3.4.7 DESCRIPCIÓN DE LOS ALGORITMOS DE RLS

La operación del instrumento a alto nivel se entiende como una serie de operaciones y algoritmos que el instrumento necesita ejecutar de forma autónoma para obtener un espectro Raman de la más alta calidad posible, minimizando en lo posible el gasto de tiempo y volumen de datos. La operación en vuelo necesita implementar acciones que el operador humano normalmente realiza en la Tierra (enfoque del láser en la muestra, ajuste del tiempo de adquisición y número de acumulaciones sobre cada punto de la muestra, eliminación de fluorescencia...) para que el sistema sea capaz de decidir de forma autónoma la mejor combinación de parámetros para optimizar cada medida en cada punto. A todo esto hay que añadir la dificultad adicional, de que para el proceso de adquisición automática de espectros Raman, existe una gran diferencia entre la eficiencia Raman de diferentes materiales, que pueden llegar a ser de hasta 4 o 5 órdenes de magnitud.

Al adquirir los espectros de Raman en un laboratorio, hay muchos parámetros de los distintos instrumentos (principalmente relativos al dispositivo CCD), que deben configurarse para optimizar los espectros. La temperatura del CCD, el rango dinámico, la ganancia, los offsets, la velocidad y dirección de lectura de los pixels, el binning... El problema es que durante la operación en Marte, este número de parámetros que requieren ajustes deben reducirse al mínimo, o ajustarse de forma automática. La experiencia en laboratorio y en campañas de campo, dicen que para optimizar la operación del instrumento dos parámetros, el tiempo de integración ( $t_i$ ) y el número de acumulaciones ( $n_a$ ), son los parámetros clave. Ambos pueden ser modificados fácilmente sin afectar el rendimiento del instrumento, afectando tan solo al tiempo total de

operación. Sin embargo, varios efectos no deseados como la aparición de efectos de fluorescencia, o la interferencia en la lectura del CCD a causa de un rayo cósmico pueden llegar a modificar los espectros que se tomen de referencia para el cálculo de  $t_i$  y  $n_a$ , y por lo tanto perjudican la optimización del análisis de ese punto de la muestra.

Teniendo en cuenta estas consideraciones, el instrumento necesita identificar y solucionar distintos problemas de manera eficiente, para adquirir espectros Raman sobre cada punto de la muestra de forma optimizada:

- Evaluación del *background* del espectro: durante el proceso de lectura del detector, el propio proceso introducirá un ruido intrínseco al espectro. Este ruido dependerá del tiempo durante el que el CCD esté leyendo, y de la temperatura a la que se encuentre. Así pues, y para poder descontar este efecto (este proceso se realizará en Tierra), se obtendrán una serie de imágenes del detector con el láser apagado (es decir, sin espectro) *darks*, y por la duración de los distintos tiempos de integración utilizados durante los diferentes puntos analizados de la muestra correspondiente.
- Detección y eliminación de la fluorescencia: el efecto de la fluorescencia en un espectro Raman aumenta el fondo nivel del espectro, lo que reduce el rango dinámico del detector, y penaliza la señal a relación de ruido (SNR) del espectro Raman obtenido. Dado que el fondo de fluorescencia puede disminuir cuando la muestra permanece iluminada por el láser durante un tiempo determinado, un método para reducir automáticamente la fluorescencia es ir midiendo el decremento de esta a lo largo del tiempo, hasta que este efecto no se reduzca más. El control aplicado por RLS básicamente consiste en espera a que la emisión de fluorescencia se reduzca manteniendo el láser encendido durante varios segundos o minutos, leyendo espectros periódicamente. El láser produce la saturación de los estados de energía de la emisión de fluorescencia, lo que acaba resultando en una disminución gradual del fondo. Cuando la diferencia entre dos espectros consecutivos sea estable e inferior a la diferencia precedente (o a cualquiera que sea el criterio que se fije), el algoritmo RLS se detendrá y el siguiente espectro ya será utilizado como una medida. La fluorescencia es muy común en muestras terrestres porque los orgánicos son omnipresentes en la Tierra. De todos modos, no se espera que observe este efecto en Marte muy a menudo, y sin embargo, este algoritmo podría resultar de gran importancia en caso de que se detecten rastros orgánicos, o también si apareciesen otras fuentes de fluorescencia en las muestras.
- Detección y eliminación de rayos cósmicos: un rayo cósmico es una fuente importante de perturbación espectral y, en particular, en Marte donde hay un flujo más alto que en Tierra (*Hassler, D. M., et al. (2013)*). Para controlar este efecto y evitar que pueda falsear un espectro, dando a entender que se haya podido obtener un pico en una determinada zona del espectro, el instrumento RLS aparte de la protección que pueda tener el CCD y otros los elementos críticos, usará un algoritmo dedicado para detectar, y llegado el caso, eliminar el efecto de los rayos cósmicos y evitar que esos picos que puedan aparecer en los espectros

sean tomados como señal Raman, en aquellos espectros que se utilizarán como referencia para las operaciones a bordo. Para ello, siempre se tomarán como espectro de referencia (el que se usa para optimizar el tiempo de integración basado en la intensidad del pico principal del espectro), al menos dos espectros del mismo tiempo, para compararlos y poder detectar así una aparición de un rayo cósmico que pudiese falsear toda la medida sobre un punto determinado. La probabilidad de que dos rayos cósmicos aparezcan en dos espectros consecutivos, en la misma zona, se ha estimado como altamente improbable.

- Evitar la saturación: si los espectros se saturan, esto conduce a la degradación del espectro, y a la pérdida de información. Por lo tanto, es de gran importancia que tanto los espectros utilizados como referencia, como los obtenidos finales no estén saturados.

Para evitar dicha saturación, el algoritmo comienza tomando un espectro a un tiempo predeterminado (por ejemplo de 1 segundo) y se evalúa el pixel de mayor intensidad del espectro en la ROI (*Region of Interest*). Si aparece saturado en algún pixel del CCD (16383 cuentas digitales), se reducirá el tiempo de integración, y se repetirá la operación. Si no hay ningún pixel saturado, se ajustará el tiempo hasta estimar que en el pixel más iluminado del pico principal del espectro, se alcanza el 80% de la FWC, sabiendo que la relación entre el tiempo de integración y el 'llenado' de fotones en los píxeles del CCD es lineal.

- Ajuste de los parámetros  $t_i$  y  $n_a$  para operaciones a bordo: el instrumento RLS implementará un algoritmo para tratar de optimizar la calidad espectral del espectro Raman sobre cada punto medido. Para ello, deben conjugarse los parámetros claves de la adquisición, el tiempo de integración ( $t_i$ ) y el número de acumulaciones ( $n_a$ ). Aumentando el tiempo de integración, se consigue maximizar la señal Raman, y por tanto la relación SNR. Sin embargo, y como se ha explicado anteriormente, se debe ajustar este tiempo para evitar que ningún pixel del detector se sature y falsee la medida. Por otra parte, realizando varias medidas de un mismo tiempo de integración sobre un mismo punto, y promediándolas, se consigue minimizar la contribución del ruido (en su componente aleatoria) en el espectro final, y por tanto mejorando también la relación SNR. Esta mejora mediante la acumulación de espectros no es infinita, y muestra un comportamiento asintótico; así, a partir de un cierto número de espectros acumulados la SNR ya no mejora, y este algoritmo es el que permite la determinación del número óptimo de espectros a obtener para mejorar la SNR, alcanzando un compromiso entre calidad espectral frente a tiempo total de operación y datos adquiridos.

Es importante entender también que en todo momento durante la operación del instrumento en Marte, se tratará de maximizar no sólo la calidad del retorno científico (para lo que se han implementado estos algoritmos), sino también la cantidad de esa ciencia que pueda obtenerse sobre cada muestra que presente el carrusel. Para ello se tiene en cuenta que se deberá maximizar el número de puntos a analizar, ya que de ese

modo las probabilidades de encontrar diferentes compuestos aumentará significativamente. Esto, teniendo en cuenta que el tiempo disponible para la operación en un Sol marciano estará limitado, obliga a optimizar estos algoritmos de operación, en un continuo *trade-off* entre la optimización del espectro, y el deseo de medir un nuevo punto que nos permita descubrir un nuevo compuesto.

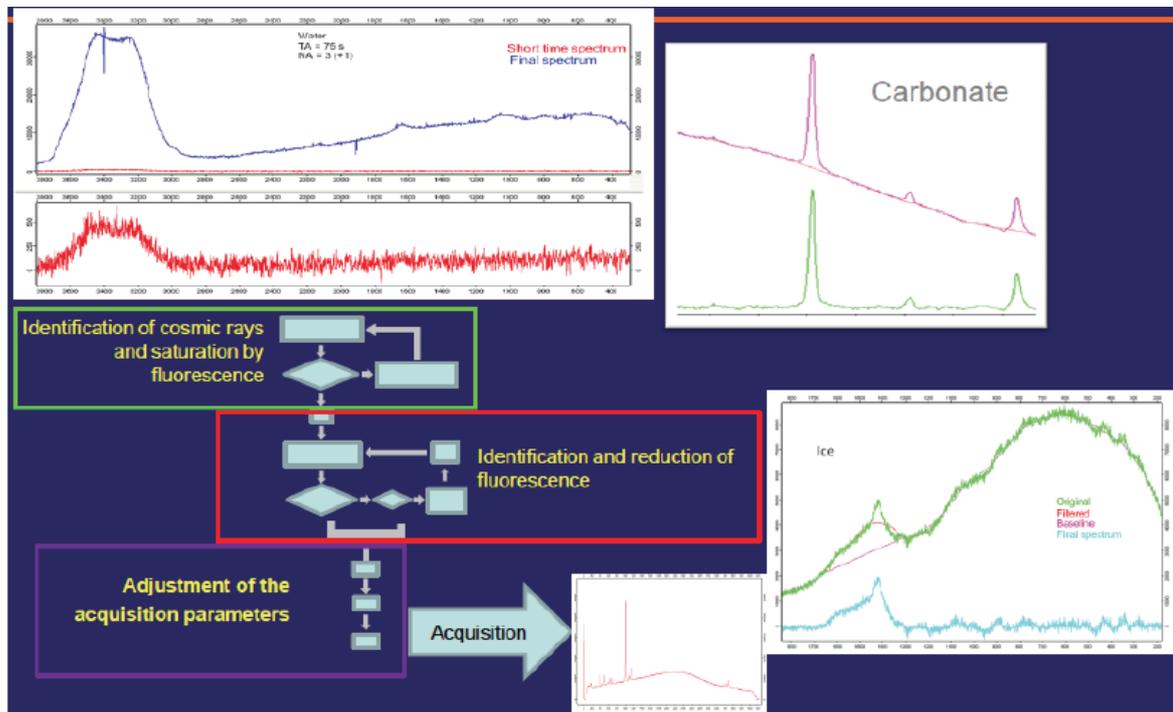


Figura 3-56: Diagrama de secuencia de algoritmos en RLS

La descripción detallada del funcionamiento de estos algoritmos aplicados al instrumento RLS, y la optimización obtenida se puede encontrar en ([Lopez-Reyes, G., 2015 Development of algorithms and methodological analyses for the definition of the operation mode of the Raman Laser Spectrometer instrument. Física de la materia condensada, cristalografía y mineralogía, Universidad de Valladolid.](#)) y ([Lopez-Reyes, G. and F. Rull Pérez, 2017](#)).

### 3.4.8 DESCRIPCIÓN DEL IDAT/SPECTPRO

El IDAT (*Instrument Data Analysis Tool*) es una herramienta software desarrollada como GSE (equipo soporte en tierra) así como herramienta para segmento terreno para el instrumento RLS, y que permitirá la recepción, decodificación y la calibración tanto del *housekeeping* obtenido como telemetría, como la conversión de la telemetría científica en productos científicos preparados para su análisis. Además, el IDAT incorpora ciertas funcionalidades básicas para analizar dichos productos científicos recibidos desde el instrumento, y permitir así un primer análisis rápido de los resultados obtenidos. ([Lopez-Reyes G., Saiz J., \(2018\)](#)).

Por una parte, el IDAT supone una herramienta en un entorno amigable, para el análisis del estado de salud del instrumento, y permite la representación de forma fácil y rápida de las telemetrías de HK (y su evolución temporal) recibidas por el instrumento, para su evaluación en tiempo real, sin necesidad de post-procesar estos datos. Esto permite monitorizar el estado del instrumento desde el punto de vista del comportamiento térmico de las distintas unidades, y también los distintos consumos de corriente y sus variaciones a lo largo de la operación, de todos los componentes activos del instrumento. Así, de un simple vistazo nos permite analizar el estado de salud del instrumento en cada momento.

Otra funcionalidad importante que incorpora el IDAT es la capacidad de realizar un primer análisis básico de los productos de ciencia, y que se incorpora en una rama de este software, llamado 'SpectPro'. Esta herramienta adicional permite evaluar de forma rápida la calidad espectral de los resultados científicos, incorporando un set de herramientas de análisis espectral implementadas a tal efecto.

Esta herramienta software, ha tenido y tendrá una doble función. Por una parte (en su *Step 1*) ha sido fundamental a lo largo de toda la fase de verificación de los distintos modelos del instrumento, permitiendo la visualización del HK a lo largo de todas las pruebas realizadas a nivel sistema, como interfaz con el RVIS (*Rover Vehicle Interface Simulator*)<sup>34</sup>, ver Figura 3-57; y por otra parte (como *Step 2*) será la herramienta utilizada como interfaz con el ROCC (*Rover Operations Control Center*).

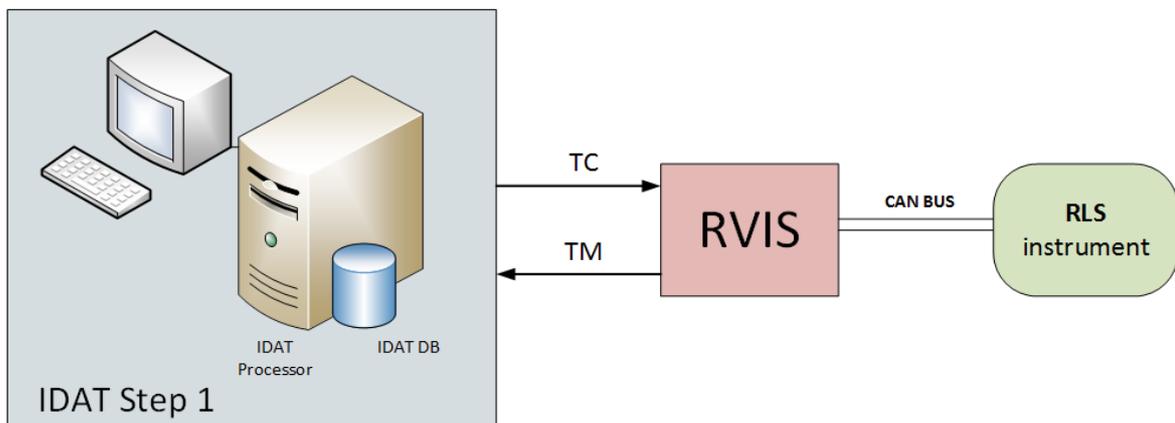


Figura 3-57: Diagrama de bloques RLS-RVIS-IDAT

El IDAT permite diferentes visualizaciones de las telemetrías recibidas (ya sean HK o científicas). Permite visualizar los datos de forma no procesada, ver Figura 3-58.

<sup>34</sup> El RVIS es un GSE (equipo soporte) entregado por la ESA para ser utilizado como simulador de las interfaces de potencia e intercambio de datos TM/TCs con el Rover.

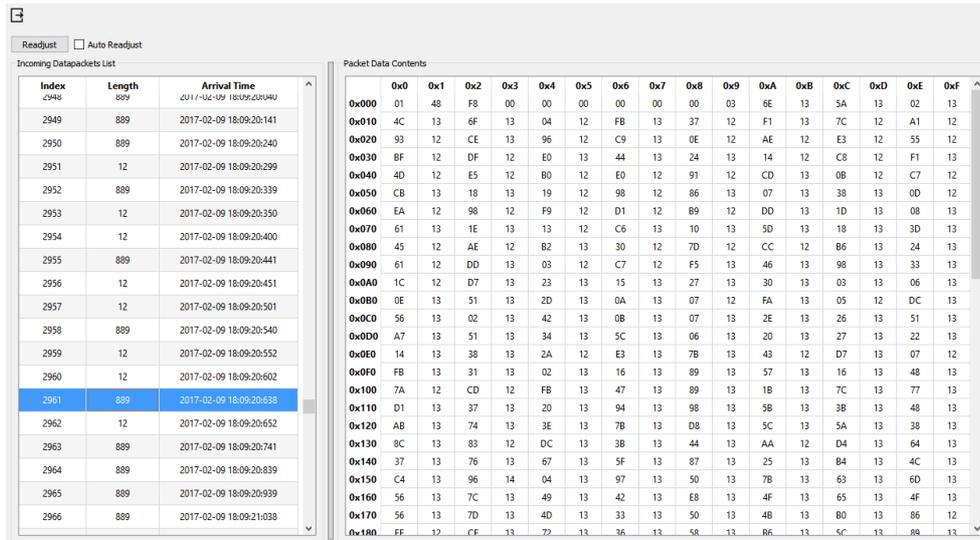


Figura 3-58: Visualización de los distintos paquetes de datos tal y como se reciben del RVIS

Otro formato que permite el IDAT, es la de presentar todas las telemetrías de HK del instrumento, en su valor actual (refrescado cada 10 segundos), visualizadas mediante un código de colores que permite rápidamente identificar si alguna telemetría tiene un valor fuera de lo esperado, o en alguna zona crítica, en cuyo caso provocará un aviso de alarma para su evaluación. Además, aquellas telemetrías seleccionadas se pueden representar en su evolución temporal a lo largo de la sesión de operación del instrumento. Todas las telemetrías se pueden visualizar en su formato ‘en bruto’ (cuentas ADC) o en su valor ya transformado (y calibrado).

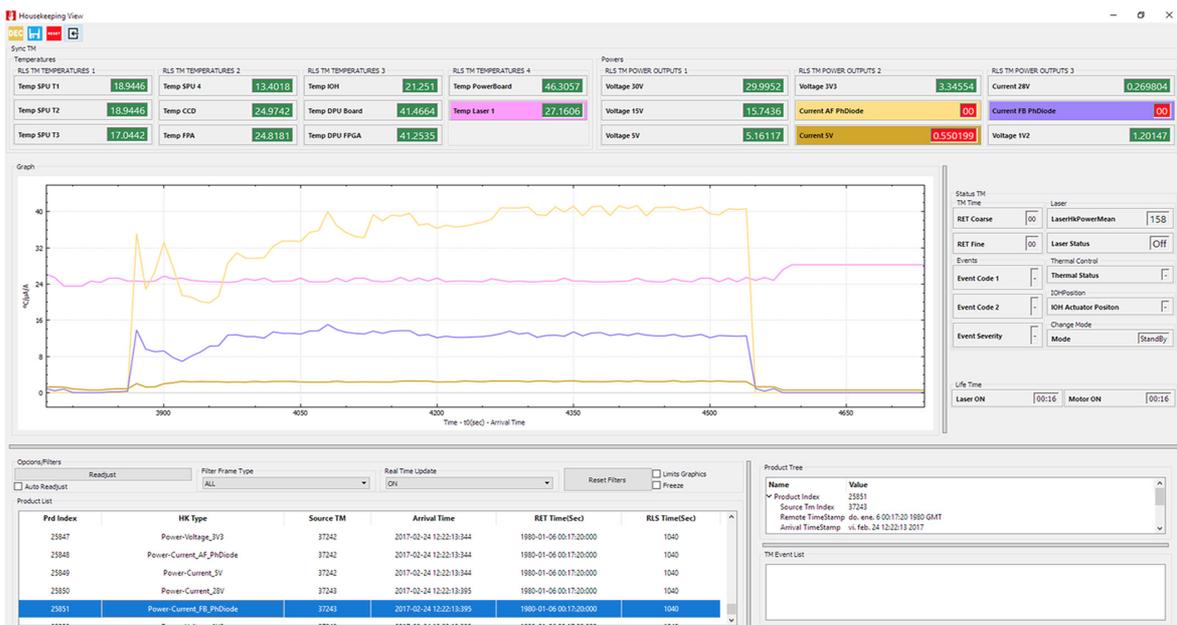


Figura 3-59: Visualización de telemetrías de HK del instrumento y representación gráfica

En otra de sus configuraciones posibles, el IDAT permite también la visualización de telemetrías de productos de ciencia, es decir de los espectros obtenidos y recibidos, en una representación del ROI de píxeles definido sobre el detector, mostrando las intensidades de fotones recibidos en cada pixel mediante un código de colores.

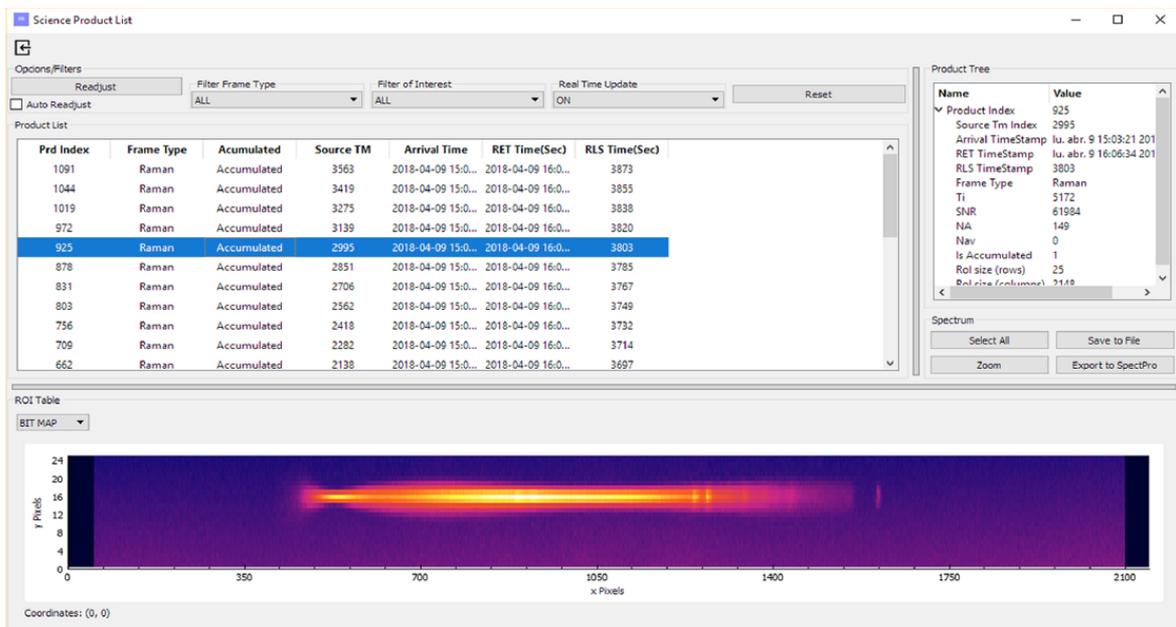


Figura 3-60: Visualización de telemetrías de ciencia del instrumento y representación gráfica del ROI del detector

En la otra parte principal del IDAT, está la rama del SpectPro. Esta herramienta software permite de una forma ágil e intuitiva el pre-procesar los espectros recibidos con el IDAT. Así, se permite transformar la imagen en bruto del CCD (en tres dimensiones), a un espectro Raman (en dos dimensiones<sup>35</sup>) para su evaluación. Y si previamente se han introducido las curvas de calibración apropiadas, también se podrá determinar la posición en longitud de onda y desplazamiento Raman de los diferentes picos. Además, incorpora herramientas de tratamiento espectral tales como corte, filtrado, normalización, eliminación de offset y líneas de base, y cálculo de SNR tanto en espectros 2D como 3D.

<sup>35</sup> Para realizar la transformación, del 3D (CCD) al 2D (espectro), simplemente se suma el valor de la intensidad de señal recogida en todos los píxeles de una columna

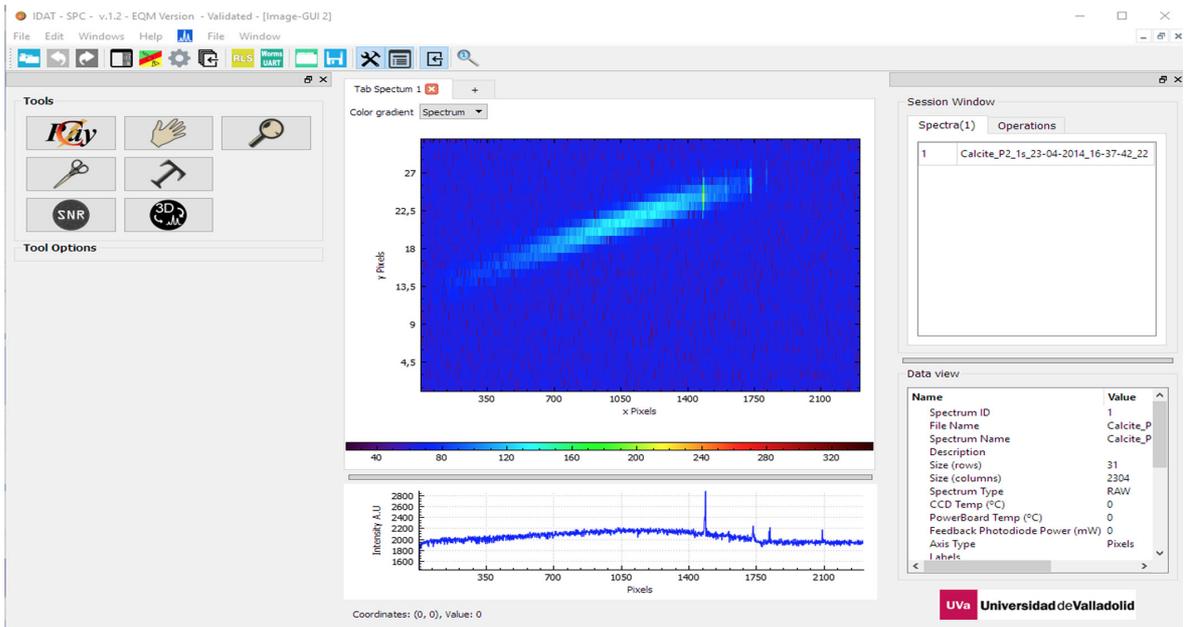


Figura 3-61: Visualización en SpectPro de la imagen del CCD (3D) y su resultante como espectro en (2D)

Finalmente, el SpectPro también permite combinar (mediante operaciones algebraicas sencillas) diferentes espectros, para simular acumulaciones, o para sustraer 'darks', y poder pre-visualizar así, de una forma más limpia los resultados científicos obtenidos sobre un determinado punto.

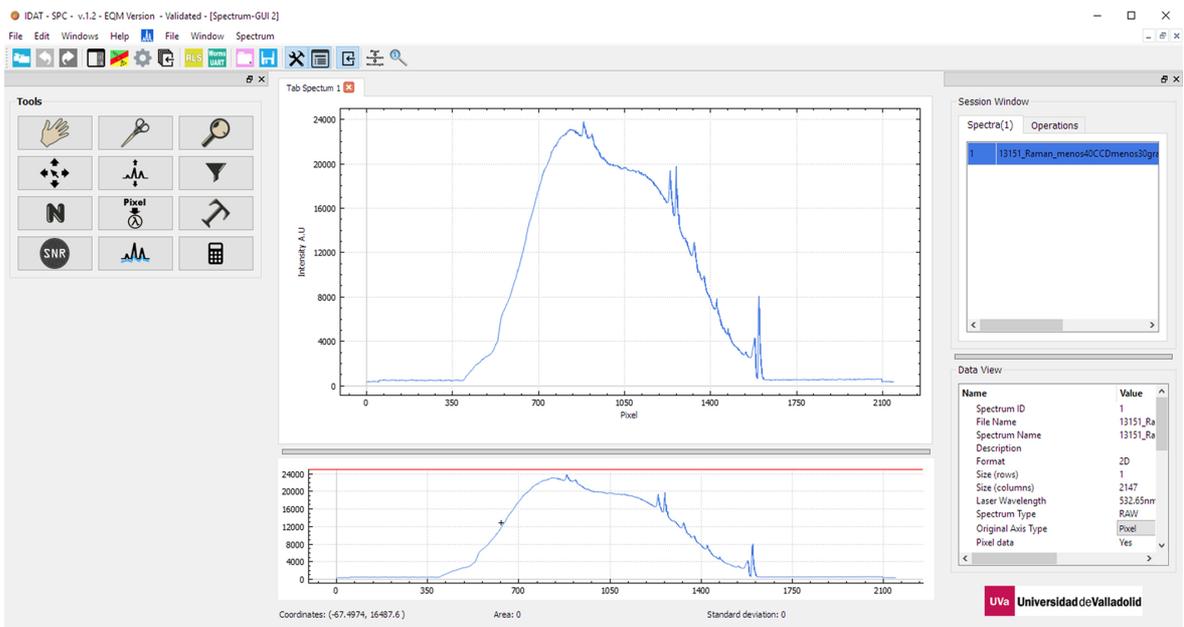


Figura 3-62: Operaciones con SpectPro

### 3.5 DESCRIPCIÓN DE LA OPERACIÓN DE RLS

#### 3.5.1 CONDICIONANTES A LA OPERACIÓN DEL RLS PROVENIENTES DE LA MISIÓN

Uno de los aspectos que más ha influido en el desarrollo del instrumento RLS, a lo largo de la evolución de la misión ExoMars desde sus inicios hasta que se consolidó, y en el modo en el que se operará el instrumento cuando llegue a Marte, fue la remodelación del concepto de *rover* que tuvo lugar a principios de 2009, cuando en el contexto económico de crisis mundial, la misión sufrió una serie de recortes que le obligaron a su rediseño.

Así, para poder reducir la masa del *rover* significativamente, se consideró que a parte de retirar unas cuantas cargas de pago<sup>36</sup> como consecuencia de la eliminación del brazo robótico, se debía aligerar el diseño estructural del ALD.

En un principio, en el interior del ALD se pensaban analizar las muestras tanto en bruto, según se recibían del taladro, como en polvo, tras machacarlas en la trituradora. Además, en ambos casos (en bruto y en polvo), existía la posibilidad de analizar toda la superficie de la muestra, ya que el ALD disponía de los mecanismos para desplazarlas bajo los instrumentos. El rediseño del ALD, para reducir significativamente su masa, eliminó la capacidad de analizar las muestras en bruto en el ALD (tan sólo Ma\_MISS lo hará desde el mismo taladro) y por tanto el instrumento RLS, que originalmente estaba diseñado para analizar muestras en bruto y a lo largo de toda la superficie disponible en la muestra, pasó a utilizarse para medirlas ya trituradas. Además, se eliminó la capacidad de medir toda la superficie de la muestra, quedando la capacidad de análisis a la proporcionada por el movimiento tangencial del carrusel, es decir a un único grado de libertad.

Este cambio tuvo un efecto importante en el diseño del instrumento, y en las prestaciones finales que éste podría llegar a alcanzar.

En primer lugar, el hecho de que la muestra ahora fuese en polvo introducía unas cuantas incertidumbres en cuanto al proceso de trituración, y el riesgo importante de acabar quemando la muestra con el láser de RLS, lo cual resultaría fatal para los análisis del instrumento Raman, y para la ciencia del resto de instrumentos del ALD.

Por otra parte, la zona sobre la que el instrumento podría actuar y analizar, se quedaría reducida a un arco de circunferencia (por el movimiento circular del carrusel) sobre el contenedor de la muestra, de 50 micras de espesor. Es decir, potencialmente se analizaría menos del 1% de la superficie de muestra disponible.

##### 3.5.1.1 El efecto de la muestra triturada

Desde un punto de vista de las características que tendría la muestra triturada, aparecían un buen número de incertidumbres, y sobre todo su repetitividad.

Un punto crítico para el instrumento Raman era la uniformidad del tamaño de grano del polvo resultante ya que se obtienen muestras heterogéneas, de tamaño máximo y mínimo que dependen del tipo de muestra, lo cual genera el riesgo de que dado que las condiciones marcianas que presentan una tenue atmósfera de 8 mbars, hacen que la

---

<sup>36</sup> Entre las que se encontraban el cabezal externo Raman y el instrumento LIBS

convección térmica no ayude lo suficiente y los granos más pequeños pudiesen llegar a quemarse irremisiblemente.

A pesar de que se solicitó a ESA que se hiciese un esfuerzo en controlar este aspecto de la trituradora, no fue posible garantizar un tamaño de muestra homogénea para todas las muestras que potencialmente se podrían encontrar en Marte.

Así en la Figura 3-63 se muestran los resultados de tamaños de grano obtenidos de diferentes muestras de roca arenisca y arcillas, tras haberlas triturado en un simulador del 'crusher' del rover. Se puede apreciar la alta variabilidad en los tamaños obtenidos, y el hecho de que éstos no siempre tienen el tamaño deseado.

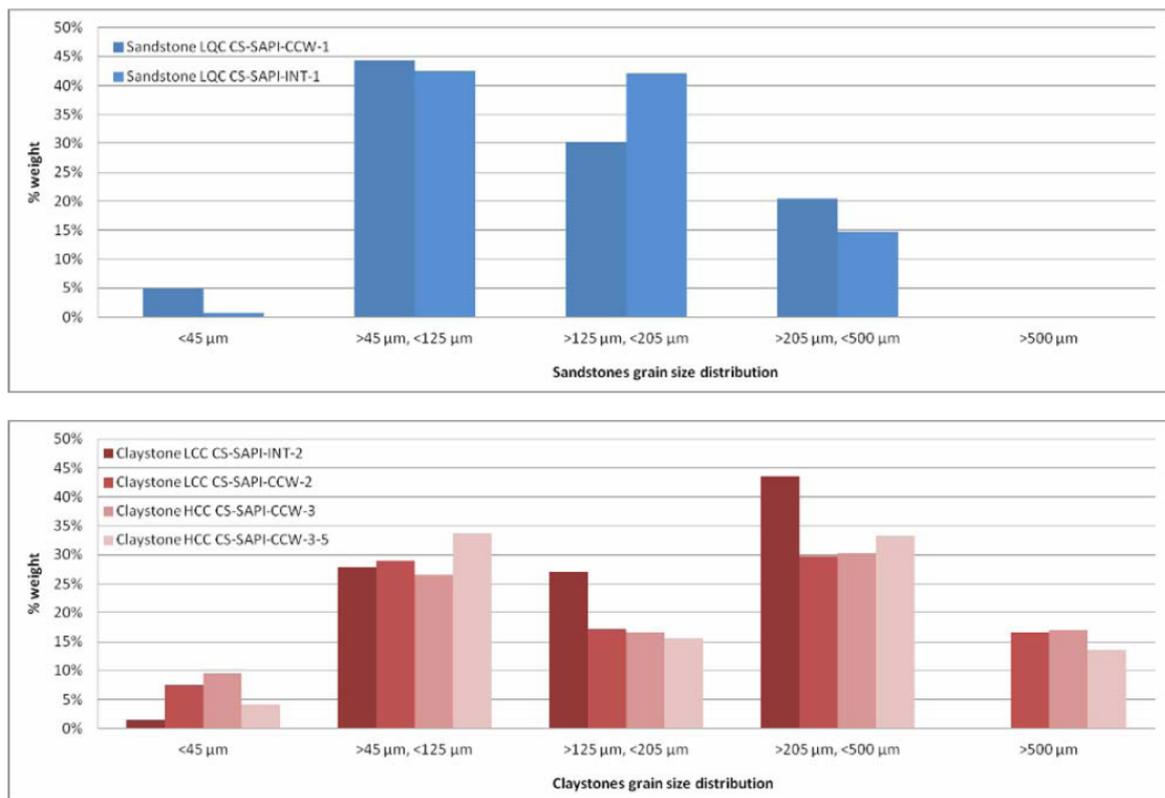


Figura 3-63: Distribución de grano de distintas muestras en las pruebas de del 'crusher' sobre muestras de rocas areniscas y arcillas

Otro puntos que podían tener gran impacto en el diseño del instrumento Raman, era el de la altura a la que esas muestras trituradas iban a ser presentadas bajo el RLS. La forma en que se pensaban depositar en el contenedor del carrusel, según salían de la tolva de trituración, el cómo se iban a allanar (para lo cual la heterogeneidad del tamaño de grano también resultaba crítica), para finalmente estimar la rugosidad del perfil obtenida a lo largo de la muestra, podían ser determinantes en la necesidad de estar siempre bien enfocados.

Así, estas mismas muestras, tras haber sido depositadas en el contenedor del carrusel, y ser pasadas bajo una pequeña pala para allanar, dejaba perfiles en estas muestras con una gran variabilidad como se puede ver en Figura 3-64 y Figura 3-65.

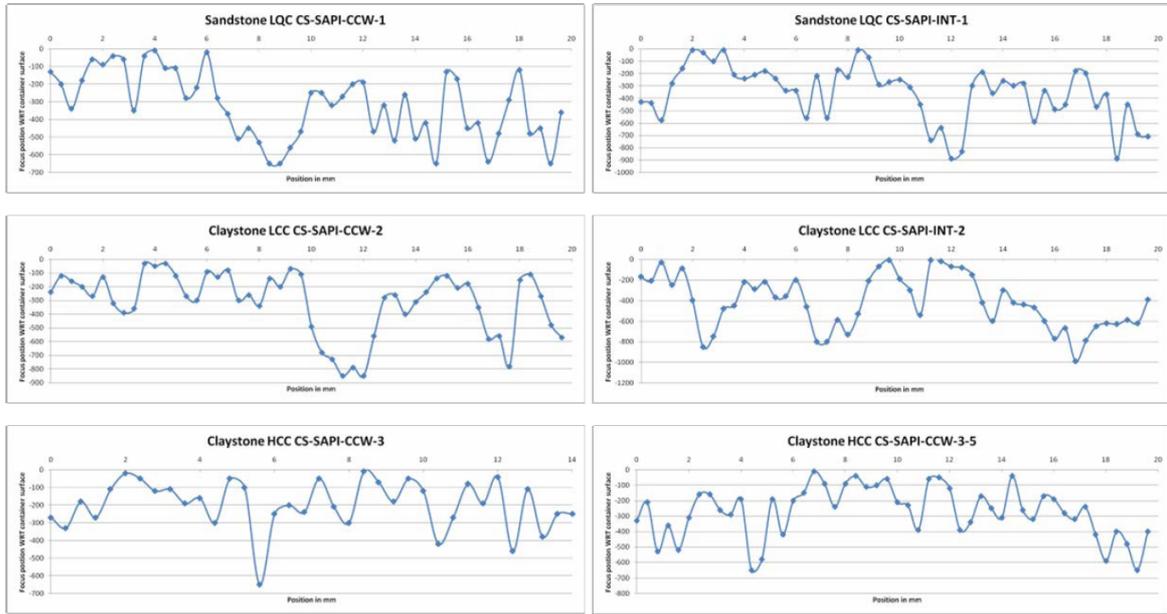


Figura 3-64: Perfiles de rugosidad de distintas muestras en las pruebas de allanado

| Crushing test   | Sample        | Average height (µm) | Standard deviation (µm) | Max. Excursion (µm) |
|-----------------|---------------|---------------------|-------------------------|---------------------|
| CS-SAPI-CCW-1   | Sandstone LQC | -320                | 190                     | 640                 |
| CS-SAPI-INT-1   | Sandstone LQC | -356                | 225                     | 880                 |
| CS-SAPI-INT-2   | Claystone LCC | -417                | 258                     | 980                 |
| CS-SAPI-CCW-2   | Claystone LCC | -313                | 226                     | 820                 |
| CS-SAPI-CCW-3   | Claystone HCC | -196                | 139                     | 640                 |
| CS-SAPI-CCW-3-5 | Claystone HCC | -271                | 165                     | 640                 |

Figura 3-65: Resumen de rugosidad de las distintas muestras en las pruebas de allanado

Para paliar estos excesivos valores pico-valle entre los puntos más altos y más bajos de la muestra, desde el equipo a cargo del SPDS se trabajó intensamente en la forma en la que la muestra era depositada sobre el contenedor (no toda de golpe, si no en pequeñas cantidades a lo largo del contenedor), y se mejoró significativamente el sistema de allanado; con todas estas mejoras actualmente se alcanzan valores pico-valle de unas 300µm en muestras representativas.

Este efecto, además de la posible excursión térmica entre las muestras soportadas por el carrusel y el plano de asiento del iOH (*ALD Lower Panel*), que podría producirse durante la

operación, a lo largo de los días marcianos, se podrá compensar gracias al mecanismo de enfoque del iOH, que cubre hasta 2mm de rango total.

Para poder tener en cuenta todos estos efectos, y analizar el impacto que sobre el instrumento y su ciencia podían tener, se realizaron una serie de campañas de ensayos que pretendían contar con una base de datos de respuestas de emisión Raman en condiciones realistas de las que se pueden encontrar en Marte, se estudió un buen número de muestras y tamaños de grano en condiciones relevantes (baja temperatura y baja presión) para lo que hubo de diseñar y fabricar una cámara marciana que permitiese estos análisis en muestras en polvo<sup>37</sup> (*Catalá, A., et al. 2011*).

Una de las conclusiones que se obtuvieron de dichas campañas es que era necesario rebajar la potencia del láser de un valor original de entre 0,6 y 1,2 kW/cm<sup>2</sup> en la muestra, a un valor de 0,4 a 0,8 kW/cm<sup>2</sup> en la muestra. Y por otra parte, se entendió que el actuador en el cabezal óptico iOH, con un rango de desplazamiento de  $\pm 1$  mm en foco, era imprescindible para poder obtener un mínimo de ciencia de las muestras, ya que la variabilidad en la rugosidad de las muestras y en su línea media, podía hacer perder hasta un 30% de la ciencia si se mantuviese la posición del foco fija. Esta necesidad de mantener la funcionalidad de enfoque, afectó también a la imposibilidad de analizar toda la superficie de la muestra, ya que dado que no se contemplaba la opción de añadir un nuevo actuador para permitir el análisis de la muestra en todo el plano (por los problemas de masa que supondría), sí se barajó la opción de dejar el foco con altura fija, y utilizar el actuador para desplazarlo en el plano y alcanzar así todos los puntos de la muestra. Evidentemente esta opción nunca llegó a implementarse por los problemas de rugosidad de la muestra triturada.

#### **3.5.1.2 La influencia de no poder analizar toda el área de la muestra**

Para poder evaluar con precisión el efecto de estar limitados a un único grado de libertad en el plano del barrido de las muestras, cuando estas están trituradas dando como resultado muestras heterogéneas en polvo, también se realizó un estudio muy detallado. Se estudió la probabilidad de, en una muestra heterogénea en distintas proporciones, se fuese capaz de detectar a lo largo de una única línea componentes minoritarios de esa muestra, realizando una serie de medidas en puntos equiespaciados a lo largo de la línea sobre la superficie. (*López, G., et al. 2013*)

Así, en el experimento se analizaron diversas mezclas de muestras, como por ejemplo la de calcita y yeso, en proporciones de (1-99; 10-90; 25-75; 50-50; 75-25; 90-10 y 99-1). En cada una de esas mezclas se midieron hasta cinco líneas, y en cada línea se analizaron 30 puntos.

Los resultados fueron esperanzadores para Raman, mostrando que la probabilidad de encontrar componentes minoritarios en muestras heterogéneas (de hasta un 1%, frente a

---

<sup>37</sup> Más ampliamente desarrollado en la Ph.D.Thesis de A. Catala-Espí, 'Development of a Mars Simulation Chamber in support for the science associated to the Raman Laser Spectrometer (RLS) instrument for ESA's ExoMars mission

un 99% de la muestra mayoritaria), era relativamente alta siempre y cuando se analizaran un suficiente número de puntos en esa muestra.

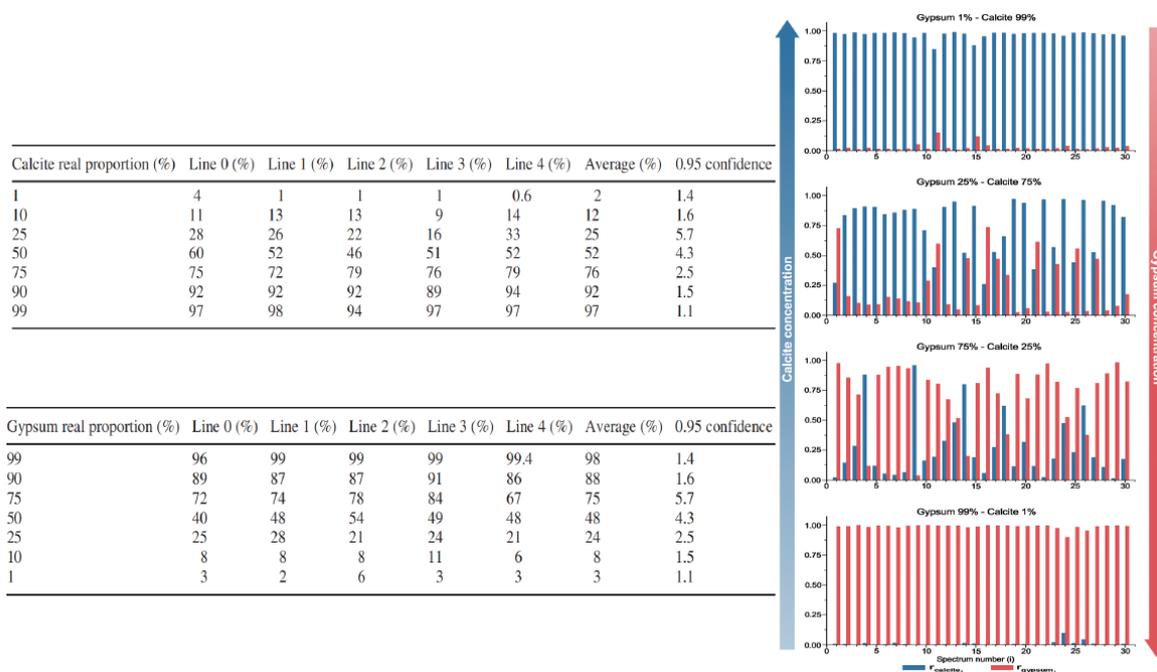


Figura 3-66: Probabilidad de detectar compuestos minoritarios en muestras heterogéneas cuando se analiza una línea de la muestra en polvo

Así pues, se asumió como recomendable, que además de la operación colaborativa que se pretende llevar a cabo con el instrumento MicrOmega (ver 3.5.2), en el cual tras el análisis de sus resultados se podrán indicar potenciales puntos de interés para que el carrusel sitúe el cabezal del iOH, y así poder analizar dichos puntos con RLS, la operación automática debía llevarse a cabo, ya que se demostró que siempre que se puedan analizar un elevado número de puntos a lo largo de toda la muestra, será posible para el instrumento Raman detectar, aunque se encuentre en porcentajes muy bajos en de la muestra triturada, algún componente interesante.

### 3.5.2 OPERACIÓN DEL RLS DENTRO DEL ALD

En su configuración final, el instrumento Raman estará alojado en el interior del rover de ExoMars, en lo que se conoce como el Laboratorio Analítico del rover o ALD (*Analytical Laboratory Drawer*). En dicho compartimento, se instalarán también otros dos instrumentos científicos: MicrOmega (espectrómetro infrarrojo y visible) y MOMA (espectrómetro de masas y cromatógrafo de gases).

Las muestras serán analizadas en la zona ultra-limpia UCZ (*Ultra Clean Zone*) del ALD. Esta zona, para evitar cualquier riesgo de contaminación biológica terrestre, que pudiese poner en duda un positivo en la determinación de orgánicos en Marte, se le ha sometido

a las más estrictas medidas de protección planetaria, y será presurizada y sellada hasta su llegada a Marte.

Una vez que el *rover* seleccione la zona sobre la que se debe perforar, las muestras serán obtenidas con el taladro situado en el exterior del *rover*, de hasta 2 metros de profundidad bajo la superficie marciana, y se extraerán con forma de un pequeño cilindro de material en bruto. A través de una pequeña compuerta, la muestra será introducida al interior del ALD por el mecanismo CSTM (*Core Sample Transport Mechanism*) hasta la trituradora CS (*Crushing Station*), que transformará la muestra en polvo, para que éste sea depositado, a través de unas tolvas DS (*Dosing Station*) sobre distintos contenedores del carrusel.

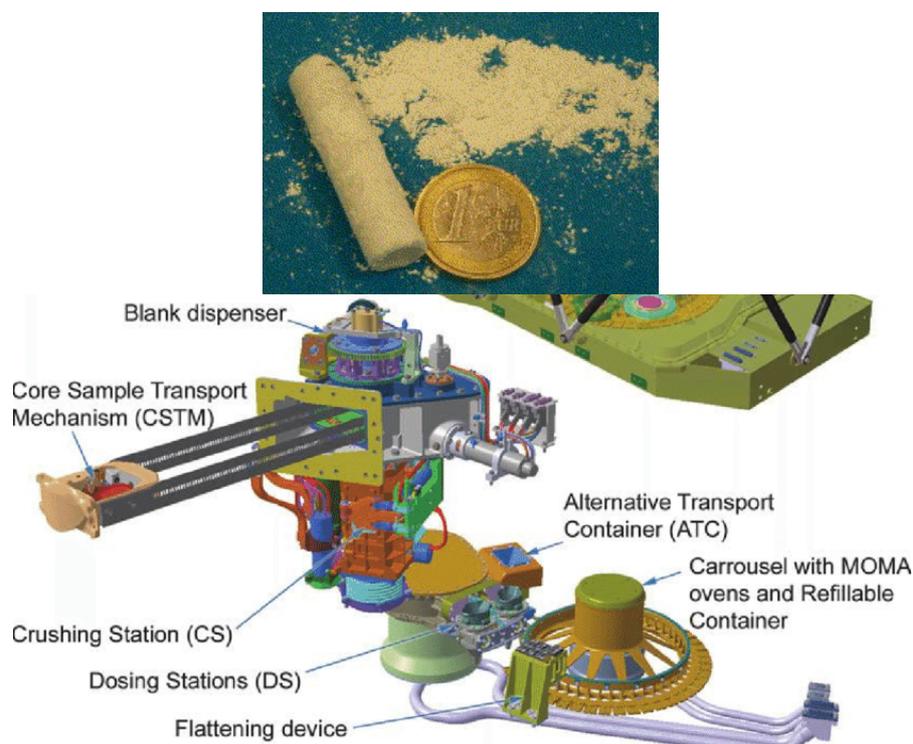


Figura 3-67: Muestra obtenida en bruto y sistema de preparación para los instrumentos.  
ESA

Una vez la muestra en polvo sea convenientemente aplanada, en su contenedor, para tratar de mostrar una superficie de análisis con una altura lo más uniforme posible, el carrusel dispondrá bajo los distintos instrumentos la muestra.

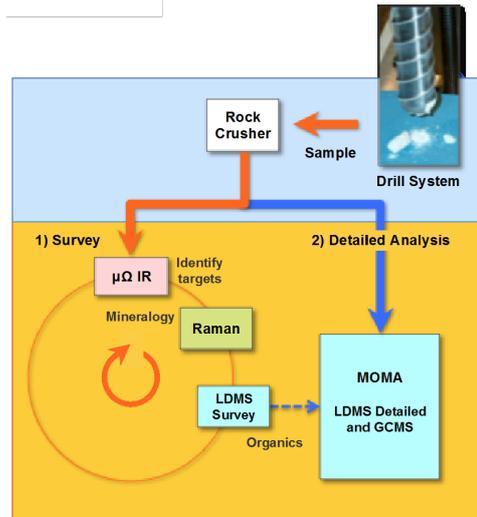


Figura 3-68: Orden de análisis de los instrumentos en el ALD. ESA

La piedra angular sobre la que pivota buena parte del retorno científico de la misión, es la capacidad del ALD de analizar de forma combinada una misma muestra. Es decir, que la misma muestra en polvo será analizada en primer lugar por MicrOmega, obteniendo un mapa completo de la superficie de la muestra. Este espectrómetro infrarrojo será capaz de marcar potenciales puntos de interés, y cruzando esos datos con el arco de circunferencia que el foco del láser de Raman (de 50 micras de diámetro) es capaz de dibujar sobre el contenedor, se identificarán aquellos puntos alcanzables para RLS.

Para ello se ideó una serie de modificaciones a realizar sobre la superficie del PET del CT, de forma que MicrOmega, mediante su análisis lo pudiera detectar. Se realizó un rebaje mecánico de 100μm, y unas líneas láser que quemaron la superficie del PET, siguiendo unos determinados patrones (ver Figura 3-69)

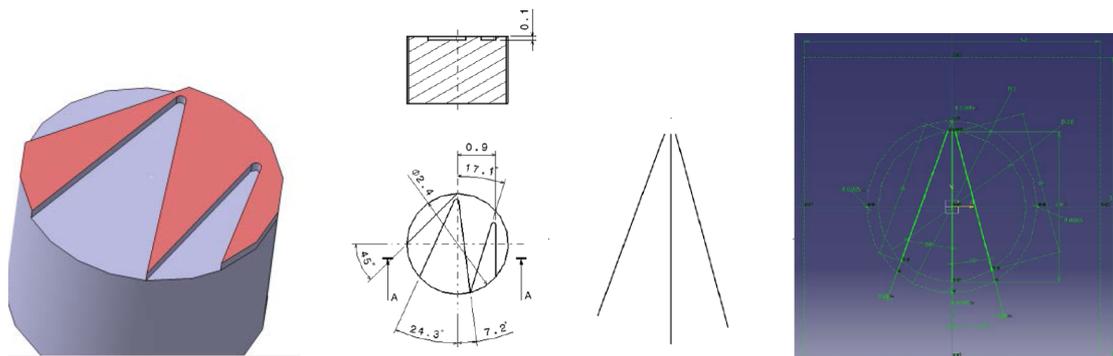


Figura 3-69: Modificación mecánica (izqda.) y láser (dcha.) realizada sobre el CT para su identificación por MicrOmega

Así, el proceso para determinar la línea de visión (FoV) del RLS sobre el carrusel sería el siguiente:

1. El instrumento RLS, analizaría, el CT modificado, en unos 120 puntos (aprox.) distantes cada uno del siguiente  $20\mu\text{m}$  (resolución que proporciona el mecanismo del carrusel). Mediante este análisis será capaz de, en función de la posición del foco en cada punto, saber si el punto analizado está en la zona 'alta' del CT, o en la rebajada. Además se obtendrá un espectro del PET para saber si el punto analizado está quemado (espectro saturado y sin señal Raman) o no. De este modo se podrá identificar sobre el CT el FoV de actuación de RLS. Ver Figura 3-70 (*Lopez-Reyes G., Moral A.G., et al. (2018)*).

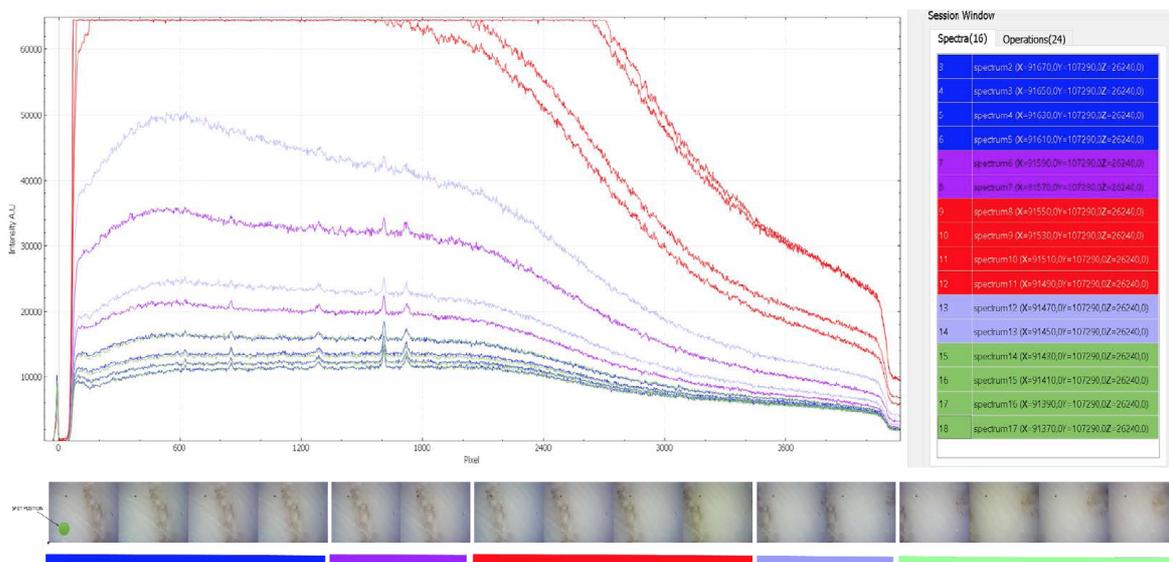


Figura 3-70: Efecto del paso del iOH sobre una línea quemada por láser, en pasos de  $20\mu\text{m}$

2. Una vez identificado el FoV, se le comunicará a MicrOmega, que a su vez obtendrá una imagen del CT completo, a la que podrá aplicar la máscara del FoV calculada anteriormente.

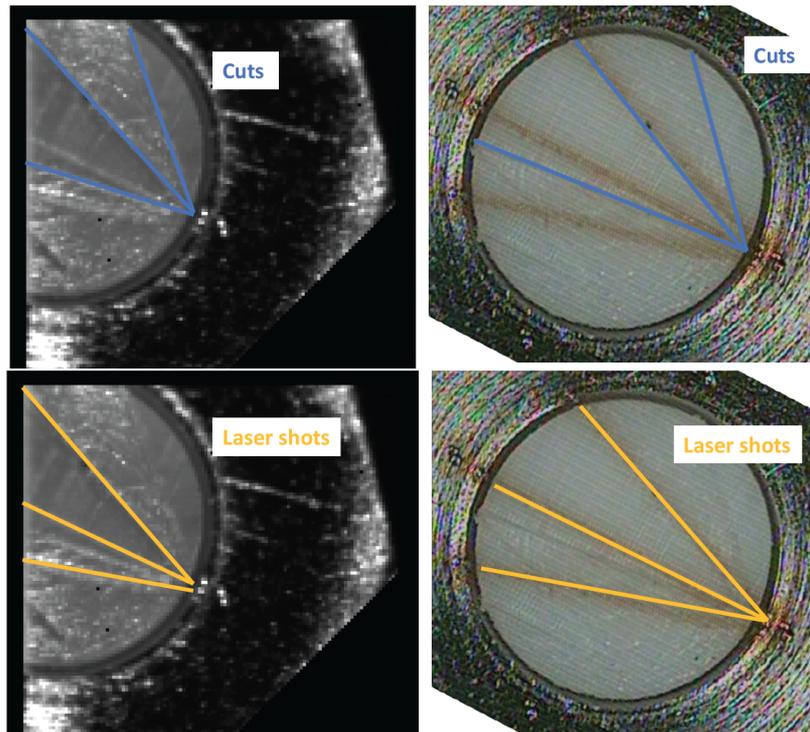


Figura 3-71: Detección de las marcas en el CT por parte de MicrOmega. IAS

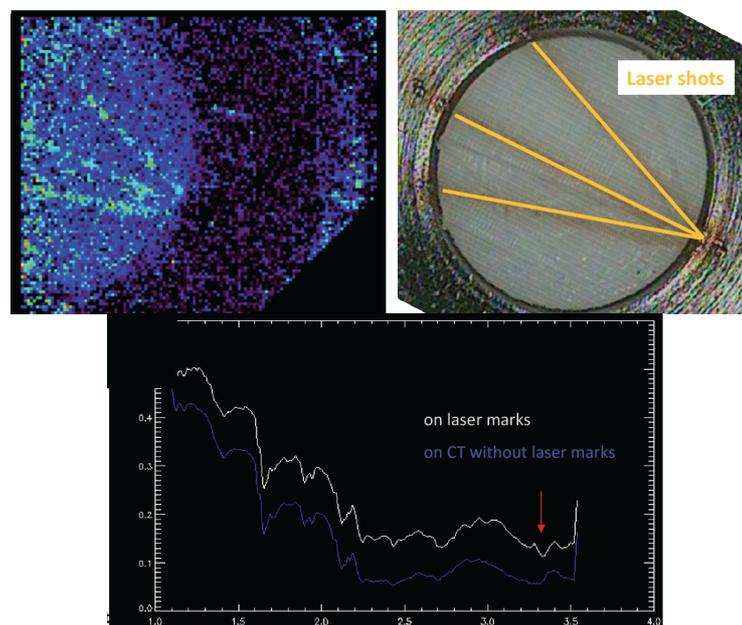


Figura 3-72: Análisis de las marcas en el CT por parte de MicrOmega. IAS

- Una vez MicrOmega ha identificado el FoV de RLS, cuando la muestra en polvo se presente por el carrusel en primer lugar a MicrOmega, este instrumento podrá saber, de todos aquellos puntos de potencial interés que éste detecte, cuales son alcanzables para RLS y así proponer su análisis combinado.

4. Mediante un algoritmo se seleccionaran esos puntos, y se decidirá el número de espectros que son necesarios obtener sobre cada uno de ellos. Y el resto del tiempo para la operación de RLS, se invertirá en un muestreo aleatorio a lo largo del resto de la muestra. Una vez el espectrómetro Raman finalice con su operación, será el turno de MOMA, que será operado en una forma similar a la de RLS, pero siempre en último lugar, ya que esta técnica requiere destruir las muestras para su análisis.

Una vez MicrOmega y RLS hayan analizado la muestra, esta será presentada a MOMA para su análisis, esta vez destructivo, para ser así analizada la muestra por los tres instrumentos del ALD.

Esta forma de operación, para la obtención ciencia combinada, colaborativa entre los tres instrumentos del ALD, tiene como último objetivo la consecución del más ambicioso de los que se marcó la misión ExoMars: la búsqueda de compuestos orgánicos en Marte.

### 3.5.3 MODOS DE OPERACIÓN DEL RLS

Las mediciones realizadas por el RLS se realizarán en los soles previstos para ello, según el orden asignado por la planificación de la misión en superficie del *rover* de ExoMars, sobre las muestras en polvo que dispondrá el carrusel en el interior del ALD.

El instrumento RLS podrá analizar varios puntos en superficie de muestra presentada por el SPDS (pidiéndole al *rover* que mueva el carrusel bajo el iOH del instrumento), teniendo en cuenta concepto operacional: automático o cooperativo, y considerando la naturaleza de la muestra y los recursos disponibles en términos de energía, tiempo y ancho de banda de datos.

En cualquier caso, la operación en cualquiera de estos dos modos complementarios, siempre se llevará a cabo de forma autónoma, es decir sin intervención desde Tierra. Para ello se utilizarán una serie de algoritmos para cada uno de los modos, y permitirán así optimizar los recursos, y maximizar el retorno científico de los experimentos del instrumento en Marte.

#### 3.5.3.1 Operación cooperativa de RLS

El operar el instrumento en modo cooperativo, implica un análisis coordinado usando los instrumentos alojados en el ALD.

En primer lugar, el ordenador de abordo del *rover* analizará los resultados obtenidos por el espectrómetro de imágenes IR de MicrOmega para determinar objetivos particularmente interesantes para RLS y MOMA LDMS (*Vago, J., et al. 2017*). El primer instrumento para analizar los granos de la muestra triturada será MicrOmega, que adquirirá imágenes multiespectrales de la muestra en un área relativamente amplia (5 x 5 mm aproximadamente), proporcionando una vista general de los materiales de la muestra y sus granos.

En caso de que algún punto de especial interés fuese identificado, y fuese alcanzable por RLS<sup>38</sup>, el SPDS colocará la muestra debajo del foco del instrumento RLS para un análisis detallado mediante espectroscopía Raman. Más adelante estos puntos de interés, se dispondrán bajo MOMA LDMS para un primer análisis de su contenido orgánico, mediante espectrometría de masas de desorción láser.

La combinación de RLS, MicrOmega, y los datos MOMA-LDMS proporcionarán los datos necesarios para decidir si la muestra se analiza también con MOMA mediante la técnica de espectrometría de masas por cromatografía de gases (GCMS). La razón es que la cantidad de hornos disponibles para el GCMS es limitado, por lo que solo un subconjunto de muestras será analizado con esta técnica.

### 3.5.3.2 Operación automática de RLS

Además de la operación en modo cooperativo, se reservarán una parte de los recursos, para operar el instrumento RLS en modo automático.

Para ello se definirán unas coordenadas predefinidas para la cobertura completa de la muestra en el contenedor, adquiriendo múltiples puntos consecutivos y equiespaciados sobre la muestra. En este modo, el instrumento RLS podrá realizar un mapeo aleatorio en el superficie de muestra. Durante el escaneo automático, el rover desplaza al objetivo siguiendo una secuencia preconfigurada de movimientos bajo el cabezal óptico de RLS, el instrumento analizará en el caso nominal 20 puntos regularmente espaciados bajo el objetivo, tomando tantas imágenes como determinen los algoritmos, y de la duración correspondiente.

En el caso de que tras analizar los 20 puntos, RLS podría continuar midiendo puntos moviendo el SPDS hacia atrás, analizando más puntos (hasta 19 más), hasta que los recursos asignados (tiempo o datos) para las mediciones de Raman se agoten. Esto dependerá de la eficiencia de cada punto analizados y los recursos gastados para las adquisiciones previas, que se irán recalculando automáticamente tras finalizar cada punto medido.

## 3.5.4 PLAN DE ACTIVIDAD DE RLS

### 3.5.4.1 Plan de actividad del Rover de ExoMars

Según el *ExoMars Reference Surface Mission*<sup>39</sup>, el rover está diseñado para al menos, operar durante 218 soles sobre la superficie de Marte. Pero debido a las limitaciones de potencia disponible a bordo del rover, y al hecho de que no siempre la muestra a analizar se encontrará bajo nuestra visión, no todos los días se podrá operar el instrumento RLS.

---

<sup>38</sup> Para eso, debería encontrarse en el FoV definido previamente durante la calibración entre RLS y MicrOmega.

<sup>39</sup> El ExoMars RSM (*Rover Surface Mission*) es el documento de la ESA donde se define la operación del Rover y sus instrumentos sobre la superficie marciana.

A lo largo de su recorrido sobre la superficie marciana, el *rover* tiene previsto realizar 5 *Experiment Cycles* (EC) y 2 *Vertical Surveys* (VS). Un *Experiment Cycle* consiste en 2 ciclos completos de medida (*Measurement Cycle*, MC), en los que se operarán todos los instrumentos del ALD y se transmitirán todos los datos científicos y de HK a Tierra. En los *Vertical Surveys* se tomarán muestras a 0, 50, 100, 150, y 200 cm y se realizarán los correspondientes ciclos de medida (MC).

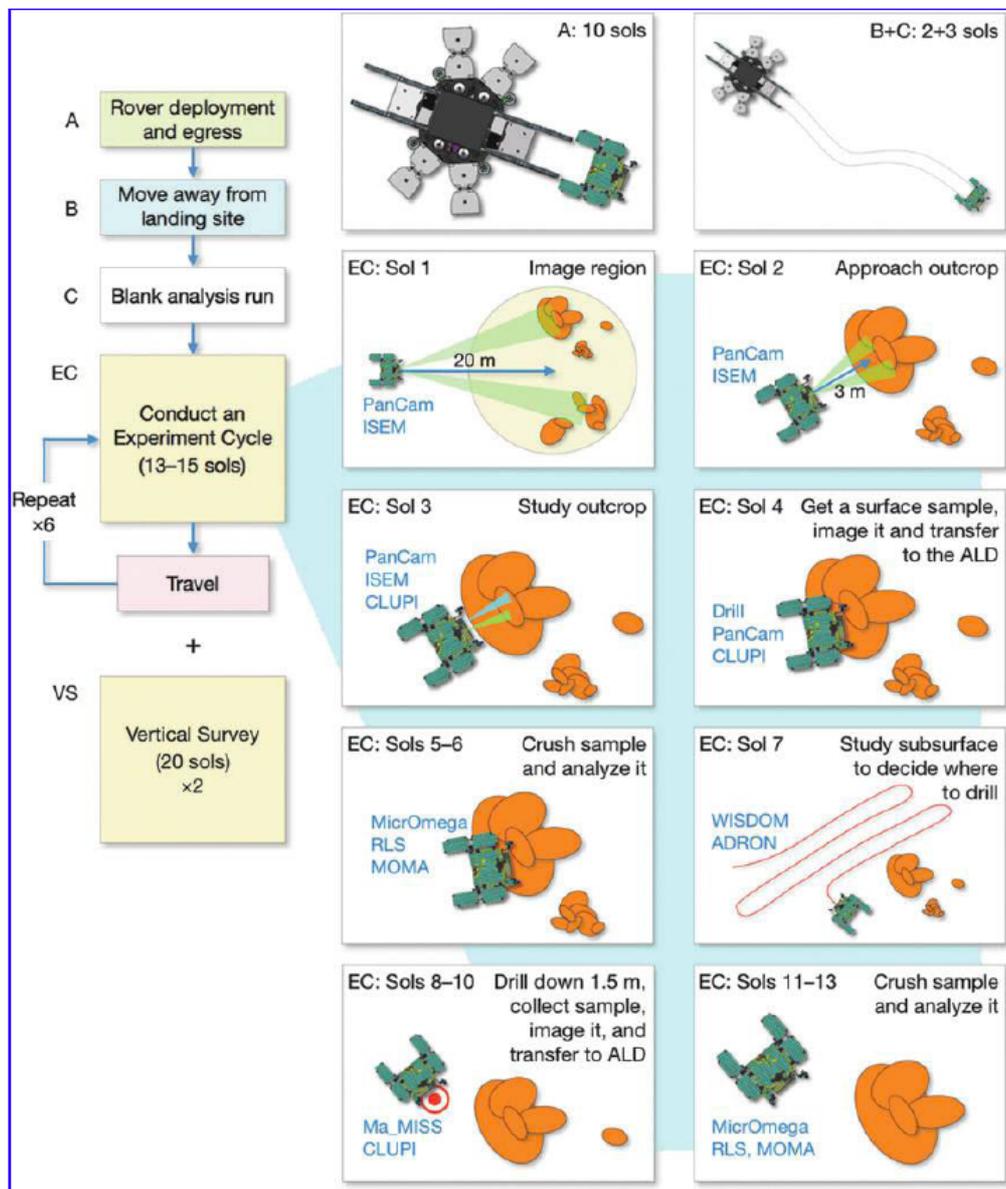


Figura 3-73: Actividad del *rover* durante los primeros soles, según el RSM. ESA

La operación del *rover*, que será dirigida desde el ROCC (*Rover Operation Control Center*), principalmente se divide en dos tipos de procesos de operaciones:

- Proceso de operaciones estratégicas: operaciones comandadas desde tierra y procesos relacionados para planificar las actividades del *rover* a medio plazo para garantizar los objetivos científicos de alto nivel de la misión.
- Proceso de operaciones tácticas: operaciones comandadas desde tierra y sus procesos relacionados para lograr la ejecución de las actividades del *rover* a corto plazo (de uno a unos pocos soles) en función del estado de *rover*, y respaldar el proceso de operaciones estratégicas.

#### 3.5.4.2 Actividades del RLS

De los EC y los VS se obtendrán una serie de muestras en bruto, que serán trituradas y posicionadas debajo del instrumento RLS. El instrumento Raman, con cada muestra que tenga disponible podrá operarse de dos modos, el primero en forma de un Ciclo de Calibración (*Calibration Cycle*), o en un Ciclo de Medida Raman (*Raman Measurement Cycle*), ver Figura 3-74.

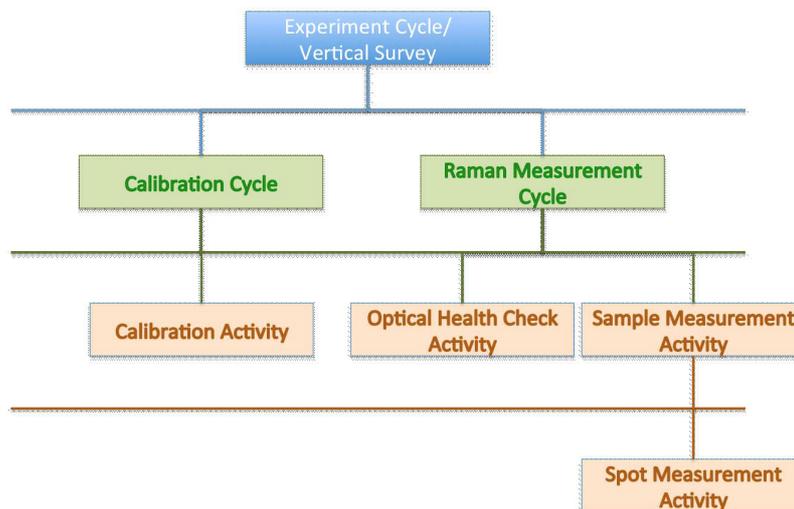


Figura 3-74: Modos de actividad del instrumento RLS

El '*Calibration Cycle*' es ciclo realizado por el instrumento RLS una vez por *Experiment Cycle* o por *Vertical Survey*. Comprende la adquisición de varias imágenes completas del CCD (*Full Frame*), con el objetivo de calibrar el instrumento en longitud de onda y en intensidad para prepararlo para la operación sobre una muestra. Además, permitirá chequear si se ha producido alguna variación en la región de interés (ROI) donde se proyectan los espectros, y obtendrá información del ruido electrónico y el comportamiento del láser con exposiciones prolongadas, para su extrapolación durante la operación.

El '*Raman Measurement Cycle*' es el ciclo realizado por el instrumento RLS como la parte del análisis del ALD de las muestras obtenidas de la superficie o sub-superficie. Será ejecutado dos veces por EC, y cinco veces cada VS. En primer lugar realizará un '*Optical*

*Health Check*,<sup>40</sup> tras la que llevará a cabo una serie de adquisiciones sobre la muestra, hasta cubrir toda su superficie a lo largo del contenedor.

La operación de RLS está basada en una secuencia de Actividades, Tareas y Acciones, que se definen como:

- Acción: secuencia de TCs en tiempo continuo, que tiene una estructura invariante basada en precondiciones, pos-condiciones y detecciones de excepciones.
- Tarea: composición lógica y temporal de Acciones y otras Tareas, incluida la lógica para realizar verificaciones y decisiones.
- Actividad: grupo de acciones y tareas relacionadas lógicamente dentro de un plan de actividades.

Las Acciones y Tareas son diseñadas y ordenadas por los planificadores tácticos para generar una secuencia lógica de TCs y así poder comandar RLS. Por lo tanto representan el conjunto suficiente de bloques para componer un Plan de actividad y así realizar las operaciones detalladas en el *Reference Surface Mission*.

La operación del RLS se ejecutará según un Plan de Actividad, que se desarrollará en dos soles consecutivos; una vez que el carrusel posicione una muestra bajo el objetivo del cabezal óptico, y cuando el *rover* disponga de la energía suficiente como para operar el instrumento.

Así pues, ¿cómo sería un típico día en la oficina del instrumento Raman en Marte?

#### SOL X.- ACTIVIDAD DE CALIBRACIÓN:

Esta actividad está destinada a obtener los datos para que se pueda calibrar el RLS. Implicará tomar espectros Raman de dos puntos en el objetivo de calibración, uno después del otro. Estos a diferencia de la actividad *Optical Health Check*, los espectros Raman sobre los spots se tomarán basados en imágenes del detector *Full Frame* (todos los píxeles del CCD) y con datos críticos para realizar su descarga en el siguiente pase del orbitador. La Actividad de Calibración se realiza, sólo si es estrictamente necesarios y en el sol previo al '*Sample Measurement Activity*' para poder analizar los datos y en caso de ser necesario modificar el siguiente plan de actividad.

---

<sup>40</sup> Se trata de una calibración rápida, dado que el tiempo del que se dispone es reducido, y se debe maximizar analizando la muestra. Pero es importante llevarla a cabo justo antes de comenzar las medidas

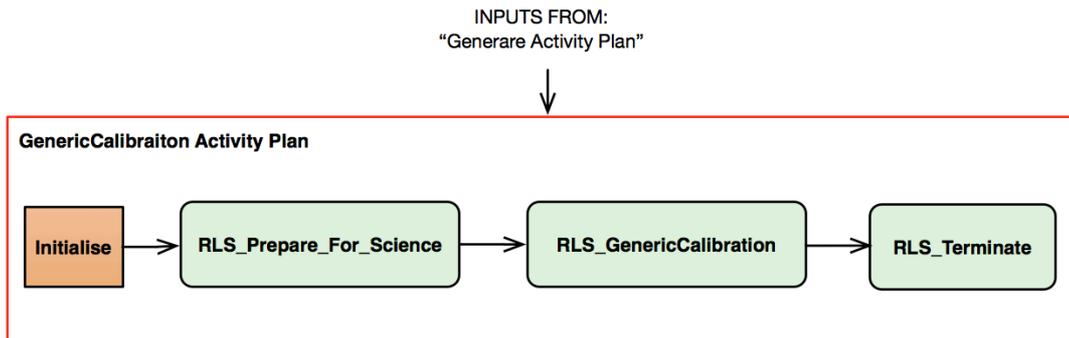


Figura 3-75: Secuencia de la Actividad de Calibración RLS

1. Action: *'Initialise'*

- Encendido del instrumento (*Boot SW*). El HK síncrono se enviará cada 10 segundos.

2. Tarea: *'Prepare For Science'*

- Cambio de modo de *'Init'* a *'Stand-by'* (entra en funcionamiento el ASW). El HK síncrono se enviará cada 10 segundos.
- El instrumento se configura para realizar la operación: Control térmico (activación del TEC y TEM, sensor del laser a controlar, canal de laser a usar, rango del motor, tipo de CCD *frame*)
- Cambio de modo de *'Stand-by'* a *'Ready'* para alcanzar las condiciones térmicas detalladas en la configuración.

3. Tarea: *'Generic Calibration'*

- Adquirir 1 *full frame Dark*
- Activar el láser RLS que se ha configurado.
- El RLS CT se encuentra justo debajo del iOH (mediante el *Activity Plan* se especifica cual de los dos CTs se quiere realizar la calibración).
- Realizar un AF para alcanzar la mejor posición de enfoque con la ganancia correcta (establecida por el algoritmo AF)
- Adquirir 1 *full frame Raman* (TM Crítica) sobre el punto 1 del CT
- El CT se mueve al spot 2.
- Realizar un AF para alcanzar la mejor posición de enfoque con la ganancia correcta (establecida por el algoritmo AF)
- Adquirir 1 *full frame Raman* (TM Crítica) sobre el punto 2 el CT
- Se apaga el laser.
- Adquirir 1 *full frame Dark* (TM Crítica)

4. Tarea: Terminar

- Cambio de modo de *'Ready'* a *'Stand-by'*
- El control térmico se apaga automáticamente de forma activa para lograr condiciones seguras.

- Apagado del instrumento

#### SOL X+1.- ACTIVIDAD DE MEDIDA DE MUESTRA:

Actividad principal de adquisición de los espectros Raman de la muestra. Esta actividad se ejecutará después de realizar una calibración (*Optical health Check*) sobre la muestra de calibración (CT), como parte del Ciclo de Medición de Raman. Comprenderá la medición de varios puntos (al menos 20) para cubrir toda la muestra. Su duración dependerá del ambiente térmico, la naturaleza de la muestra a analizar, su eficiencia Raman y fluorescencia. Sólo los datos catalogados como críticos serán descargados en el siguiente sol, el resto de datos (no críticos) permanecerán almacenados en el *rover* esperando su descarga bajo demanda.

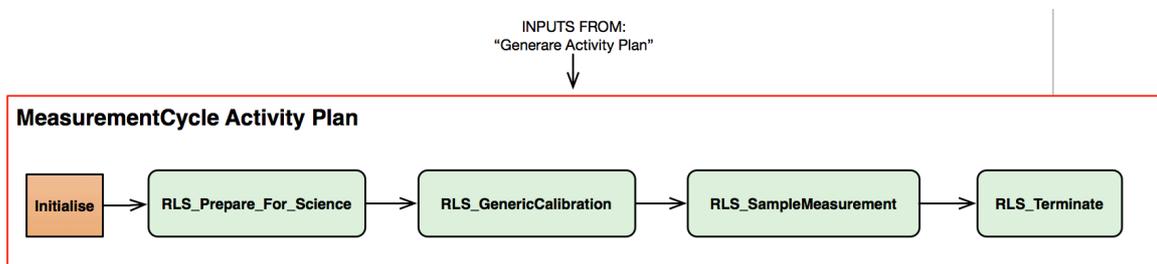


Figura 3-76: Secuencia de la Actividad de Medida de Muestra de RLS

1. Action: '*Initialise*'
  - Encendido del instrumento (Boot SW). El HK síncrono se envía cada 10 segundos.
2. Tarea: '*Prepare For Science*'
  - Cambio de modo de 'Init' a '*Stand-by*' (entra el ASW). El HK síncrono se envía cada 10 segundos.
  - El instrumento se configura para realizar la operación: Control térmico (activación del TEC y TEM, sensor del laser a controlar, canal de laser a usar, rango del motor, tipo de imagen a visualizar sobre el CCD)
  - Cambio de modo de '*Stand-by*' a '*Ready*' para alcanzar las condiciones térmicas detalladas en la configuración.
3. Tarea: '*Generic Calibration*'
  - Adquirir 1 NROI Dark
  - Activar el láser RLS que se ha configurado.
  - El RLS CT se encuentra justo debajo del iOH (mediante el *Activity Plan* se especifica cual de los dos CTs se quiere realizar la calibración).
  - Realizar un AF para alcanzar la mejor posición de enfoque con la ganancia correcta (establecida por el algoritmo AF)

- Adquirir 1 NROI Raman (TM no crítica) sobre el punto 1 del CT
  - El CT se mueve al Punto 2.
  - Realizar un AF para alcanzar la mejor posición de enfoque con la ganancia correcta (establecida por el algoritmo AF)
  - Adquirir 1 NROI Raman (TM no crítica) sobre el punto 2 del CT
4. Tarea: *'Sample Measurement'*
- El SPDS del Rover presenta la muestra debajo del IOH (punto 1)
  - Acción: Adquisición de un solo punto:
    - Habilitar realizar el foco: Realizar un AF para alcanzar la mejor posición de enfoque con la ganancia correcta (establecida por el algoritmo AF).
    - Habilitar los parámetros de la estimación de adquisición: los algoritmos de RLS se usarán para calcular el  $t_i$  y el  $n_a$  en cada adquisición de adquisición.
    - Habilitar la adquisición de imágenes: cada adquisición se realizará con el  $t_i$  y  $n_a$  pre-calculados anteriormente.
  - Se repite el paso anterior hasta cubrir el número de puntos totales.
  - En caso de sobrar tiempo, se activa el modo *'backwards'* (marcha atrás) y el SPDS va añadiendo spots al análisis hasta que se acabe el tiempo.
  - Se apaga el laser
  - Se adquieren tantos NROI como puntos analizados sobre la muestra y cada uno con su tiempo de integración.
5. Tarea: Terminar
- Cambio de modo de *'Ready'* a *'Stand-by'*
  - El control térmico se apaga automáticamente de forma activa para lograr condiciones seguras.
  - Apagado del instrumento

#### 3.5.4.3 Compresión y descarga de los datos a Tierra

El Subsistema de Gestión de Datos (DHS) del *rover* manejará todos los datos asociados con la operación del *rover*. Esto incluye recibir los telecomandos y recopilar todos los datos de telemetría del *rover*. Los datos incluyen eventos científicos y housekeeping (HK) originados desde el *rover* y los instrumentos. Los datos serán acondicionados, digitalizados, comprimidos, almacenados y codificados para su transmisión a la Tierra (por medio del TGO) a través del subsistema TT&C del *rover*.

Durante la operación, el instrumento RLS genera diferentes tipos de TM:

- TM de Ciencia (Críticos o No Críticos)
- TM HK (esencial o no esencial)

Estos son enviados al *rover* que primero los almacena como datos sin procesar (sin comprimir) en la memoria de almacenamiento temporal donde cada instrumento tiene un volumen de memoria asignada de 210 Mbits. Esta memoria representa el volumen

máximo de datos sin comprimir que el instrumento producirá por medida (antes de la compresión) justo inmediatamente después de ser completado el pase de comunicación diario del TGO.

Después de la compresión (ratio 2 para la TM de RLS), los datos del instrumento se almacenarán en la memoria de almacenamiento permanente. Se define un volumen de almacenamiento permanente para cada instrumento y representa el volumen máximo de datos comprimidos que RLS almacenará durante un ciclo completo de medición (EC o VS).

Los datos científicos catalogados como críticos y los datos de HK esenciales son los necesarios para que el soporte en tierra evalúe de forma inmediata la salud y el estado de RLS y planifique las actividades a bordo para el próximo sol.

Los datos científicos clasificados como no críticos y el HK no esencial también se descenderán a tierra, pero más adelante, y dependerán de la disponibilidad del ancho de banda.

La tasa permitida de datos críticos y esenciales que RLS puede descargarse por sol esta limitada según el ciclo de medida:

- 36.5 Mbits si realizamos un Ciclo de Calibración (*Calibration Activity*)
- 26 Mbits si es un ciclo de medida sobre la muestra (*Sample Measurement Activity*).

La estrategia de comunicación en Exomars esta basada en dos pases de comunicación por Sol (condición nominal), donde un sol del *rover* finaliza inmediatamente después de completar la sesión de comunicación diaria.

La siguiente figura ilustra el flujo de datos de RLS desde que su creación hasta su descarga a Tierra.

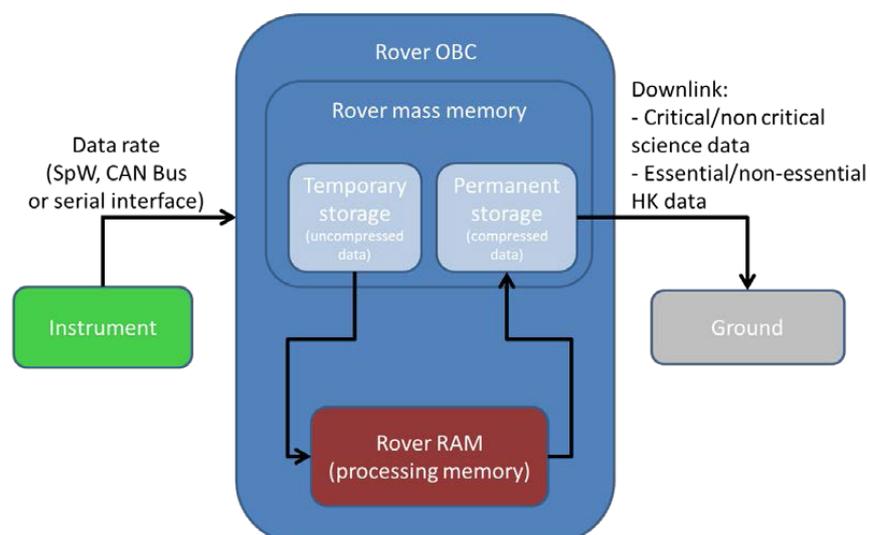


Figura 3-77: Flujo de datos RLS desde su obtención hasta su descarga a tierra. ESA

## 4 CALIFICACIÓN, VERIFICACIÓN Y CARACTERIZACIÓN CIENTÍFICA DEL INSTRUMENTO RLS

El contenido de este capítulo muestra cómo, mediante los diferentes modelos fabricados del instrumento: BB, STM, EQM y FM, desarrollados como respuesta a la política de modelos exigida por la ESA, se han ido demostrando, por una parte, las funcionalidades más críticas y prestaciones necesarias para garantizar la operatividad del Instrumento, bajo las condiciones óptimas en Marte y que permiten, al fin y al cabo, maximizar el retorno científico del instrumento y, por otra parte, cómo esas prestaciones científicas requeridas se han ido alcanzando, hasta confirmar la capacidad del instrumento RLS como una parte fundamental de la misión ExoMars, y su compatibilidad con dicha misión.

### 4.1 CALIFICACIÓN DEL INSTRUMENTO RLS

Aunque el fin último del Instrumento RLS es desarrollar su potencial científico sobre la superficie de Marte como parte del ALD del *rover*, para ser capaz de desempeñar su ciencia, en primer lugar es necesario cumplir con una serie de condicionantes impuestos por el ambiente en el que se desarrollará la misión a lo largo de toda su vida útil<sup>41</sup>.

Estos requisitos que vienen impuestos por la misión consisten básicamente en cumplir con los ambientes mecánicos, térmicos y de EMC (*Electro Magnetic Compatibility*). Es decir, el instrumento debe ser capaz de desempeñar su ciencia soportando el ambiente hostil al que será sometido durante toda su vida útil, manteniendo su integridad y funcionalidad y no poniendo en riesgo el resto de instrumentos vecinos ni ningún otro aspecto de la misión.

Para ser capaces de demostrar esa compatibilidad se somete a los diferentes modelos del instrumento a distintos niveles de cargas:

- Al modelo STM se le someterá a las cargas mecánicas y térmicas de la misión, definidas por la ESA aplicándoles un margen de seguridad que garantice que el diseño termo-mecánico es lo suficientemente robusto. Estas cargas se definirán como de ‘calificación’.
- Al modelo EQM se le aplicarán las mismas cargas mecánicas y térmicas de calificación, es decir, aplicando el margen de seguridad comentado y, dado que este modelo es totalmente funcional, tras ser sometido a cada una de los tipos de cargas, deberá demostrar que no ha sufrido ningún daño que afecte a sus prestaciones. Además se le exigirá ser compatible en términos electromagnéticos, con el *rover* (y su comunicación con el TGO) y el resto de instrumentos.
- Finalmente al modelo FM, solamente se le aplicarán durante su verificación cargas mecánicas y térmicas de ‘aceptación’, es decir, sin los márgenes de seguridad anteriormente comentados para no sobre-estresarlo. Los ensayos a los que se somete este modelo deben permitir detectar si existiese algún defecto de fabricación y/o integración.

---

<sup>41</sup> Esta vida útil comprende todo el proceso de integración del instrumento, (primero en el ALD, luego en el Módulo de descenso (DM) y en el lanzador), el lanzamiento, la fase de crucero hasta llegar a Marte, la entrada en la atmósfera marciana y amortizaje, y finalmente su operación en la superficie del planeta.

Los resultados que se van a mostrar en este epígrafe corresponden principalmente al EQM del instrumento, ya que ha sido este modelo el que ha permitido alcanzar un nivel de TRL8 (sistema calificado para vuelo mediante ensayos en tierra), demostrando la compatibilidad del sistema con el ambiente al que será sometido a lo largo de su vida útil siendo capaz, a su vez, de desempeñar con plenas garantías sus prestaciones científicas.

El proceso de calificación del instrumento, debido a su modularidad, se ha llevado a cabo mediante la calificación separada de cada una de sus unidades principales (SPU, iOH e ICEU), siendo cada una de ellas sometida a los citados niveles de calificación. Posteriormente se procedió a verificar las prestaciones del instrumento en su conjunto (añadiendo los cableados eléctrico y óptico), y verificando las prestaciones del ASW para el control del instrumento en ambiente relevante.

#### 4.1.1 CALIFICACIÓN MECÁNICA Y PROPIEDADES MÁSCAS DEL RLS

El primer paso en la calificación mecánica de las unidades principales (SPU, iOH e ICEU), se obtuvo mediante la campaña del modelo estructural y térmico STM del instrumento. En dicho modelo, compuesto por *dummies*<sup>42</sup> en todas aquellas partes no críticas desde un punto de vista estructural, se verificaron los diferentes modelos estructurales, mostrando su compatibilidad con las cargas estáticas, dinámicas, de choque y termoelásticas, definidas por la misión. Estas cargas mecánicas son las esperables, resultantes de la transmisión de cargas durante las fases de lanzamiento desde la Tierra y entrada en la atmósfera marciana; los choques derivados de la activación de mecanismos pirotécnicos del lanzador y del propio *rover*, y finalmente el ambiente térmico que observará el instrumento durante las fases de crucero, y los cambios de temperatura (entre el día y la noche) durante la operación en Marte.

Esta verificación con el STM, tenía una doble función. Por una parte, se validaba el diseño estructural de las unidades, es decir se verificó que los modelos CAD y FEM<sup>43</sup> de las unidades estaban bien realizados, y resultaban fiables como para poder predecir el comportamiento de las unidades ante modificaciones de cargas y/o diseño. Y por otra parte, permitió la verificación de las capacidades de fabricación e integración cada una de las distintas unidades, y entre ellas mismas.

---

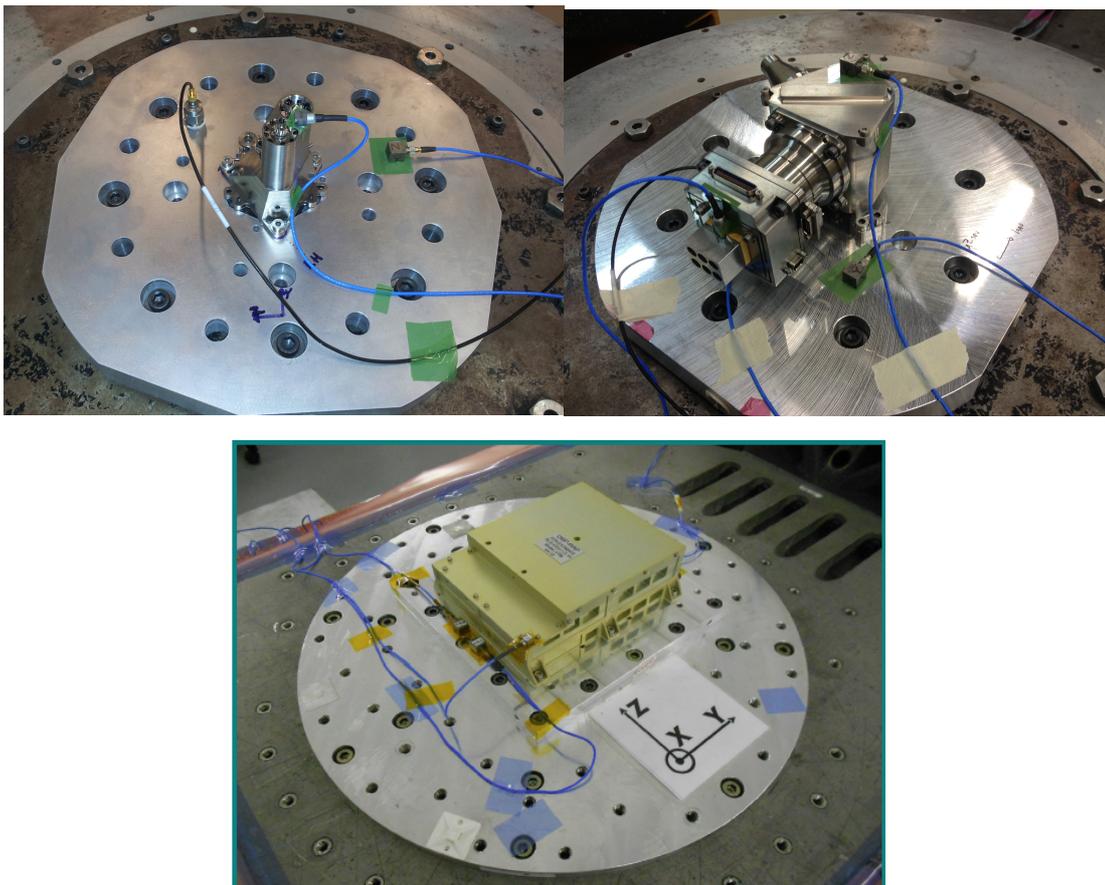
<sup>42</sup> Se llaman '*dummies*' a componentes que sin tener ninguna función estructural ni térmica, se sustituyen por piezas fabricadas, más baratas y/o sencillas de obtener, que se utilizan para simular el comportamiento de dichos componentes en cuanto a las propiedades máscas/térmicas, y conseguir así un modelo representativo en términos estructural y térmico.

<sup>43</sup> CAD: Computer Aided Design, FEM: Finite Element Model. Programas de diseño y modelado por elementos finitos



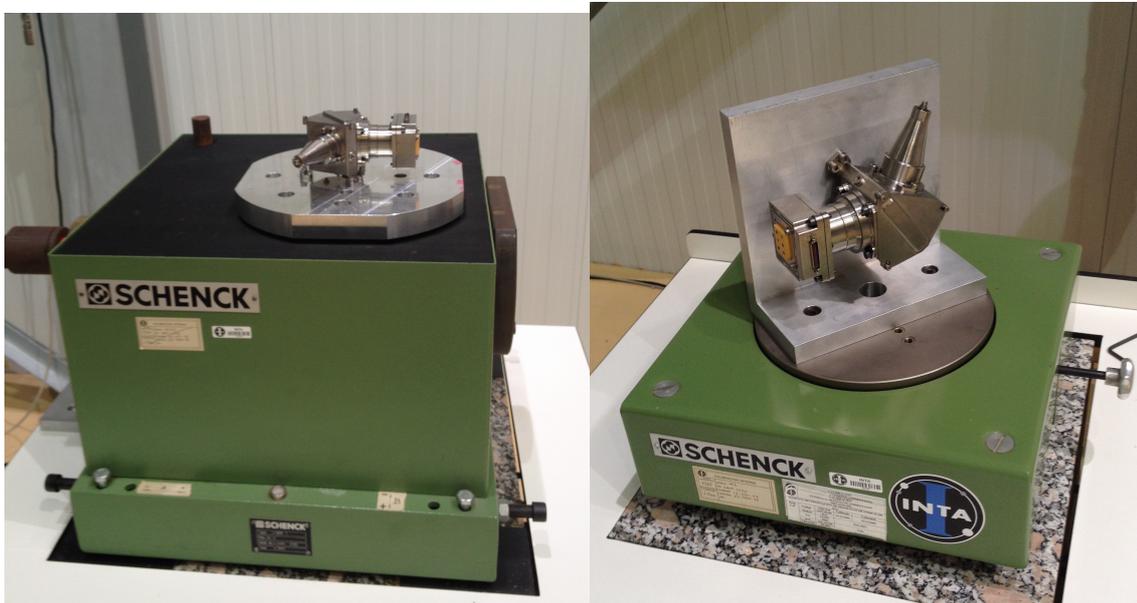
**Figura 4-1: Imagen del STM de RLS**

Así, tras las pruebas mecánicas de vibración (seno y *random*) y choque (SRS), con los niveles definidos para la calificación, todas las unidades sobrevivieron sin encontrar ningún tipo de degradación en sus prestaciones.



**Figura 4-2: Vibración del STM de RLS. iOH (izqda.). SPU (dcha.) ICEU (abajo)**

Por otra parte, se verificaron los valores de masa, centro de gravedad y momentos de inercia de las tres unidades principales. Estos valores, que también se obtuvieron de los modelos CAD de las unidades con anterioridad, fueron verificados mediante ensayos, validando así el modelado y el cálculo de estas propiedades físicas para futuros modelos<sup>44</sup>.



**Figura 4-3: Determinación de centro de gravedad (izqda.) y un momento de inercia (dcha.) del SPU**

Con esos resultados obtenidos en el STM, se fabricó el EQM manteniendo el diseño estructural en todas las unidades, y añadiendo todas las funcionalidades adicionales, necesarias para poder alcanzar las prestaciones del instrumento.

El EQM fue sometido a las mismas cargas de ‘calificación’ anteriormente aplicadas al STM, pasando dichas pruebas, en las que además de garantizar la integridad de la unidad, como se había demostrado anteriormente en el STM, se demostró que era capaz además de resultar totalmente funcional, y garantizando todas las prestaciones requeridas una vez finalizaron las pruebas. Para ello, se sometió a cada unidad a un ensayo funcional completo antes y después de la campaña de vibración, y tras la de choque. De este modo, se calificó mecánicamente el instrumento, en sus distintas unidades.

Los cableados eléctricos y ópticos (EH y OH) no fueron sometidos a la calificación mecánica porque, por un lado, las cargas que reciben depende totalmente del ruteado y los puntos de fijación dentro del ALD y porque están diseñados para soportar ampliamente los ambientes mecánicos y térmicos de este tipo de misiones.

<sup>44</sup> Para el EQM y el FM no se realizaron medidas directas para la determinación del CoG ni del MoI, y basados en la bondad del análisis (verificado en el STM) se obtuvieron del modelo. De ese modo no se arriesgaron a su exposición a un ambiente no-estéril, ya que para este tipo de medidas, las unidades no se pueden ensayar embolsadas.

La calificación mecánica a nivel del instrumento completo, con sus cableados incorporados, apropiadamente ruteados y fijados, se realizará una vez integrado el RLS STM en el ALD STM y está previsto realizarse en el QM ALD en un futuro próximo, con el RLS EQM.

#### 4.1.2 CALIFICACIÓN TÉRMICA DEL RLS

De forma separada, ya que al estar ubicados en diferentes posiciones en el ALD, los distintos modelos EQM de las distintas unidades (SPU, iOH, ICEU y CT) fueron calificados en sus ambientes mecánicos y térmicos.

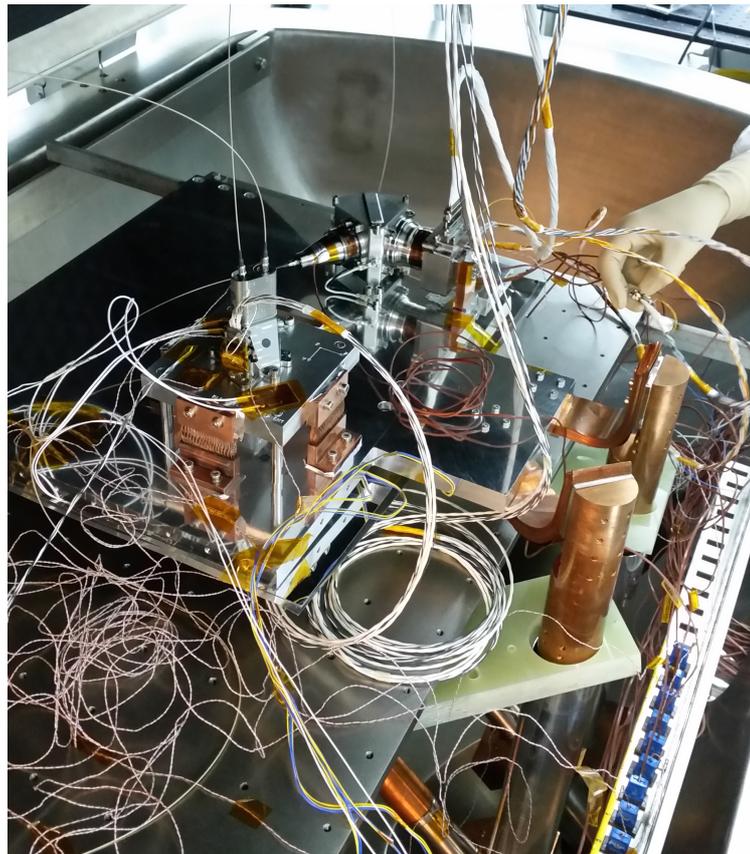


Figura 4-4: Calificación térmica del SPU EQM e iOH EQM

A lo largo del proceso de calificación, las distintas unidades fueron sometidos a 8 ciclos sucesivos alcanzando sus temperaturas máximas y mínimas. Las rampas de subida y bajada térmicas venían dadas por los gradientes máximos definidos en las unidades (según se derivaba de los requisitos de misión) y, además, se definían los tiempos mínimos de estabilización una vez se alcanzaban las temperaturas.

En las temperaturas máximas y mínimas no operativas, las unidades se estabilizaban y permanecían el tiempo exigido (2 horas) manteniéndose apagadas, teniendo simplemente que sobrevivir a esos ambientes térmicos. En las temperaturas máximas y mínimas operativas, las unidades se encendían y debían permitir la operación de las mismas garantizando las prestaciones requeridas.

Además, a lo largo de todo el proceso de ciclado térmico, se registró mediante un buen número de sensores de temperatura adicionales el comportamiento térmico de las unidades, para controlar su gradiente interno y para permitir validar también los modelos térmicos realizados, que permitirán predecir el comportamiento de las unidades en cada ambiente térmico (casos calientes y fríos) y la evolución térmica de las mismas para los casos estacionarios y transitorios. Así, los datos obtenidos durante la calificación térmica de las unidades, permitió realizar la correlación de los modelos térmicos y predecir así, de una forma muy precisa, el comportamiento futuro del instrumento de vuelo.

En este caso, los cableados eléctricos y ópticos (EH y OH) sí fueron sometidos a la calificación térmica considerando los valores no operativos, siendo pasadas estas pruebas ampliamente, ya que están diseñados para soportar ambientes mecánicos y térmicos de más estrictos que los recogidos en este tipo de misiones.

La calificación térmica a temperaturas operativas, sí se llevó a cabo a través del instrumento completo, con sus cableados incorporados, apropiadamente ruteados y fijados. En los que además se verificó las prestaciones científicas del instrumento en su ambiente operativo. La verificación de estas prestaciones finalizará una vez que se integre el RLS EQM en el ALD QM y se verifiquen, en un futuro cercano, la operación completa junto con el carrusel (y el CT EQM) y ,además, mediante la ciencia colaborativa con otros instrumentos como MicrOmega o MOMA (ver descripción de estos instrumentos en el epígrafe 2.2).

#### 4.1.3 DEMOSTRACIÓN DE COMPATIBILIDAD ELECTROMAGNÉTICA DE RLS

Además, el modelo EQM demostró su compatibilidad en EMC (*Electro Magnetic Compatibility*) con los distintos ambientes radiados y conducidos, desde el punto de vista de susceptibilidad y de emisión gracias a los ensayos específicos que se hicieron dentro de la campaña de ensayos de calificación del modelo mencionado.

Es decir, se demostraba que el instrumento no era susceptible y que podía ser operado con plena capacidad funcional, tanto en el ambiente de radiación electromagnética que emitía el rover y el resto de instrumentos durante su operación, como ante las cargas conducidas que le pudiesen llegar al instrumento a través de los cableados de alimentación y datos del sistema completo. Y, por otra parte, la emisión radiada del instrumento RLS, se mostraba que no interfiere con el resto de instrumentos ni, sobre todo, con el *rover* durante su comunicación con el orbitador (TGO) ni tampoco mediante la emisión de señales radiadas por el instrumento. Así mismo, se verificó que no se producía acoplamiento eléctrico conducido a través de su cableado eléctrico que pudiesen ser generadas por el propio instrumento RLS impidiendo el correcto funcionamiento de las comunicaciones de la misión.

Para el correcto desarrollo de estas pruebas, se cubrió en todo momento el EQM del instrumento con una urna 'transparente a las radiaciones' y que además permitió su completa esterilización previo a su uso, garantizando en todo momento la no contaminación biológica del instrumento.

Las pruebas de EMC, además se completaron con la verificación de la calidad de potencia que la unidad electrónica (ICEU) era capaz de generar, a través de las distintas líneas de tensión que generaba para la operación del resto del instrumento; y la protección y supervivencia del instrumento ante ‘picos’ de tensión de entrada, descargas electrostáticas... y verificación del ‘grounding’ del instrumento en general.

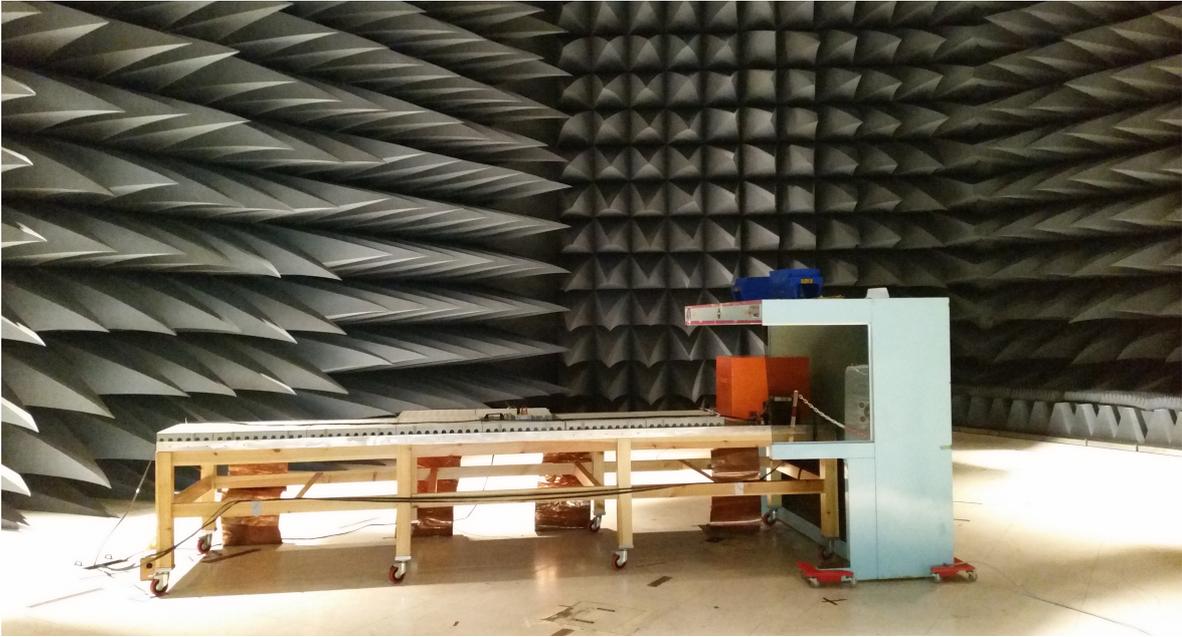


Figura 4-5: Calificación del RLS EQM en las pruebas de compatibilidad electromagnéticas ante señales radiadas

#### 4.2 VERIFICACIÓN DE FUNCIONALIDADES CRÍTICAS DEL INSTRUMENTO RLS

El modelo EQM no solo sirvió para la calificación mecánica o térmica del diseño, o para la demostración de la compatibilidad electromagnética del propio instrumento con el ambiente definido por el *rover* y sus equipos si no que , además, permitió la verificación de una serie de funcionalidades críticas del instrumento que permitieran realizar la operación científica adecuadamente.

Así, se comprobó la capacidad de encontrar la posición de mejor enfoque de la señal de excitación láser sobre una muestra triturada y con un perfil de rugosidad no homogénea. Mediante el mecanismo de enfoque situado en el cabezal óptico (iOH) que, junto con un fotodiodo alojado en el propio láser que recoge la intensidad de la señal láser reflejada por la muestra, y la implementación de la algoritmia necesaria en el ASW se pudo registrar las posiciones recorridas por el mecanismo y cruzarlas con la intensidad leída en el fotodiodo. Este proceso permite realizar de forma automática el enfoque de la óptica del cabezal sobre la muestra que el SPDS presente, de forma que la señal Raman que recibe el instrumento de la muestra es máxima independientemente de la micrografía de la muestra.

Igualmente se demostró la capacidad de controlar térmicamente el instrumento para poder operarlo dentro de su temperatura de trabajo. Por una parte, el láser del instrumento se calienta y se mantiene a una temperatura prefijada, mediante un TEM, de forma que sus prestaciones óptimas (potencia controlada, longitud de onda fija y sin contribución de picos secundarios) se mantienen durante el proceso de bombeo. Por otra parte, el CCD se enfría mediante un TEC para rebajar los niveles de ruido en la lectura, y poder ganar así rango dinámico y mejorar los valores absolutos de SNR.

Todas estas funcionalidades resultan críticas para optimizar de la cantidad y calidad de los datos científicos que se pueden obtener.

#### 4.2.1 CAPACIDAD DE AUTOENFOQUE

Debido a la forma que el *rover* tiene de presentar las muestras, trituradas con un tamaño de grano poco controlado, y alisadas mediante un sistema de aplanamiento mecánico denominado “flattener” que no garantiza una altura media constante si no una orografía irregular sobre las muestras se hacía imprescindible garantizar que el instrumento se operase siempre en su posición de mejor enfoque.

Así, a la hora de definir el método para realizar, de forma automática, el enfoque de la última superficie óptica del iOH sobre cada punto de la muestra, se barajaron dos opciones:

1. Realizar la función autofocus basándose exclusivamente en la cantidad de señal láser reflejada y estudiar posteriormente cómo se puede optimizar la SNR del espectro final obtenido en ese punto en función de la intensidad de la luz láser devuelta.
2. Asegurar que la SNR se maximiza mediante la medida directa del aspecto de la señal Raman previamente recibida a lo largo de todo el rango de movimiento del actuador. En definitiva, estudiar el espectro Raman completo para cada posición de enfoque.

Como era evidente que la segunda opción requeriría un mayor esfuerzo en cuanto a los recursos que el instrumento debía destinar a esta tarea, es decir, en cuanto a memoria, potencia y sobre todo el tiempo necesario para realizar esta función se decidió explorar la primera opción, ya que permitiría optimizar la operación del instrumento en Marte.

Para ello, el instrumento dispone de un subsistema de autoenfoco, que involucra a distintas unidades dentro del RLS. Esta capacidad mide, mediante un fotodiodo ubicado en el módulo láser, la luz láser reflejada en la muestra, que recorre el camino inverso a la luz láser (canal de excitación del iOH, fibra de excitación desde la ICEU hasta el iOH, *Mating Adapter* en la ICEU, fibra óptica del láser (LOH) interna de la ICEU y el conector MiniAVIM del láser). La intensidad de esta luz se mide a lo largo de todo el rango de movimiento del mecanismo ( $\pm 1$  mm) localizado en el cabezal óptico, y que mueve el último conjunto óptico (conjunto ‘*focuser*’) junto con un *encoder* lineal para conocer su posición; la variación de la intensidad de la luz reflejada se cruza mediante un ciclo

cerrado con la posición, hasta encontrar el punto del barril donde esa señal reflejada es máxima, y que será el punto de enfoque del iOH. Todo este proceso se lleva a cabo en menos de 30 segundos.

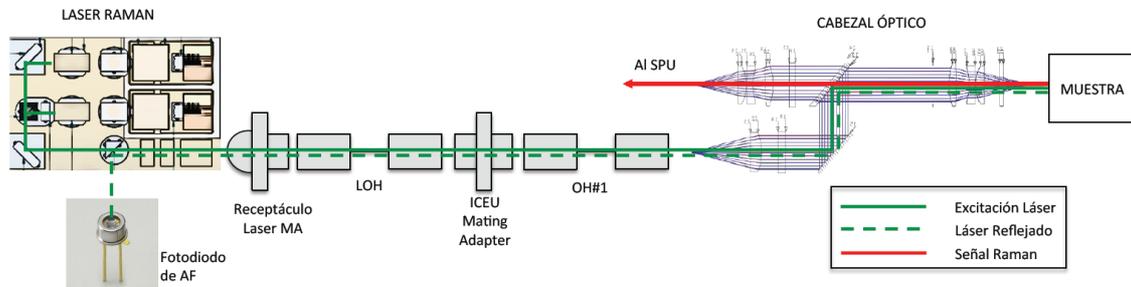


Figura 4-6: Diagrama del sistema de AF

#### 4.2.1.1 Obtención de foco y maximización de la SNR

La bondad de este método para obtener la mejor posición de foco, desde el punto de vista de maximizar la SNR en cada momento, fue probada en distintos puntos, sobre diferentes muestras, mostrando una gran precisión y maximizando los resultados científicos durante la campaña de pruebas realizadas en el *breadboard*.

Las pruebas se realizaron mediante el siguiente patrón:

- Se analizaron 4 muestras diferentes: calcita en bruto, calcita en polvo, cuarzo en polvo y una lámina de silicio.
- En cada muestra se analizaron 4 puntos: pero en el primer punto se repitieron todas las medidas para chequear la repetitividad, así se realizaron 5 tandas de medidas por muestra.
- En cada punto se obtienen espectros a 15 distancias de foco diferentes:  $-210\mu\text{m}$ ,  $-110\mu\text{m}$ ,  $-60\mu\text{m}$ ,  $-35\mu\text{m}$ ,  $-25\mu\text{m}$ ,  $-15\mu\text{m}$ ,  $-5\mu\text{m}$ , FOCO,  $+5\mu\text{m}$ ,  $+15\mu\text{m}$ ,  $+25\mu\text{m}$ ,  $+35\mu\text{m}$ ,  $+60\mu\text{m}$ ,  $+110\mu\text{m}$ ,  $+210\mu\text{m}$ . Siendo las distancias positivas, las más próximas a la muestra desde la posición de FOCO.
- A cada distancia de foco se obtienen 5 espectros consecutivos

Para cada punto, se analizaba por separado sus niveles de señal, de ruido, y su cociente SNR; así como sus valores relativos frente al máximo encontrado en ese punto. Y esto se analizaba en distintos picos de las muestras, tanto principales como secundarios.

Para obtener la posición denominada FOCO, se realiza un barrido con el actuador, y se registran los valores en el fotodiodo de autofocus en cada posición, generando una gráfica (Intensidad del fotodiodo vs. posición del actuador). Para obtener la posición del FOCO de la gráfica que se obtenía, se utilizaban 5 métodos distintos:

- Máxima señal: Posición del actuador donde se obtenía el valor máximo absoluto del fotodiodo a lo largo de todo el barrido en la curva de enfoque obtenida

- COG corregido: Posición del actuador, en el que se calcula el centro de gravedad de la representación gráfica de la curva de enfoque obtenida
- FWHM: fija la posición del FOCO en la mitad del FWHM de la representación gráfica de la curva de enfoque obtenida
- Ajuste a polinomio de 2º grado: Ajusta la representación gráfica de la curva de enfoque obtenida a un polinomio de segundo grado, y calcula su máximo
- Ajuste a Gaussiana: Ajusta la representación gráfica de la curva de enfoque obtenida a una Gaussiana, y calcula su máximo

De todos estos métodos, el que mejor resultados daba en términos de maximizar la SNR, fue el de “Máxima Señal” y así fue el utilizado para calcular la posición de origen para las distintas distancias de foco.

Y así, considerando los valores máximos obtenidos de SNR, de señal (*signal*) y de ruido (*noise*) a lo largo de todas las imágenes de cada muestra (en todos los puntos, en todos los disparos y en todas las posiciones de foco), y calculando su valor relativo respecto a este máximo; se calcularon los promedios de estos valores en cada posición.

Resultados de calcita en bruto:

| DISTANCE<br>[um] | BULK CALCITE. 279 cm <sup>-1</sup> PEAK |                       |                      | BULK CALCITE. 1086 cm <sup>-1</sup> PEAK |                       |                      |
|------------------|---|-----------------------|----------------------|--|-----------------------|----------------------|
|                  | AVERAGE<br>Rel SNR                      | AVERAGE<br>Rel Signal | AVERAGE<br>Rel Noise | AVERAGE<br>Rel SNR                       | AVERAGE<br>Rel Signal | AVERAGE<br>Rel Noise |
| -210             | 0,28                                    | 0,25                  | 0,67                 | 0,23                                     | 0,19                  | 0,76                 |
| -110             | 0,40                                    | 0,34                  | 0,65                 | 0,37                                     | 0,28                  | 0,71                 |
| -60              | 0,55                                    | 0,46                  | 0,78                 | 0,49                                     | 0,40                  | 0,78                 |
| -35              | 0,63                                    | 0,58                  | 0,66                 | 0,57                                     | 0,51                  | 0,79                 |
| -25              | 0,68                                    | 0,67                  | 0,74                 | 0,61                                     | 0,61                  | 0,87                 |
| -15              | 0,68                                    | 0,74                  | 0,79                 | 0,63                                     | 0,66                  | 0,92                 |
| -5               | 0,71                                    | 0,74                  | 0,78                 | 0,68                                     | 0,69                  | 0,89                 |
| 0                | 0,80                                    | 0,84                  | 0,79                 | 0,75                                     | 0,78                  | 0,90                 |
| 5                | 0,87                                    | 0,88                  | 0,75                 | 0,84                                     | 0,81                  | 0,85                 |
| 15               | 0,90                                    | 0,92                  | 0,76                 | 0,84                                     | 0,84                  | 0,87                 |
| 25               | 0,85                                    | 0,93                  | 0,80                 | 0,81                                     | 0,85                  | 0,91                 |
| 35               | 0,93                                    | 0,96                  | 0,75                 | 0,82                                     | 0,86                  | 0,88                 |
| 60               | 0,89                                    | 0,98                  | 0,81                 | 0,78                                     | 0,85                  | 0,95                 |
| 110              | 0,96                                    | 0,95                  | 0,73                 | 0,88                                     | 0,90                  | 0,89                 |
| 210              | 0,77                                    | 0,81                  | 0,80                 | 0,94                                     | 0,96                  | 0,89                 |

Figura 4-7: Valores promedios y relativos para calcita en bruto, para un pico principal (1086 cm<sup>-1</sup>) y otro secundario (279 cm<sup>-1</sup>)

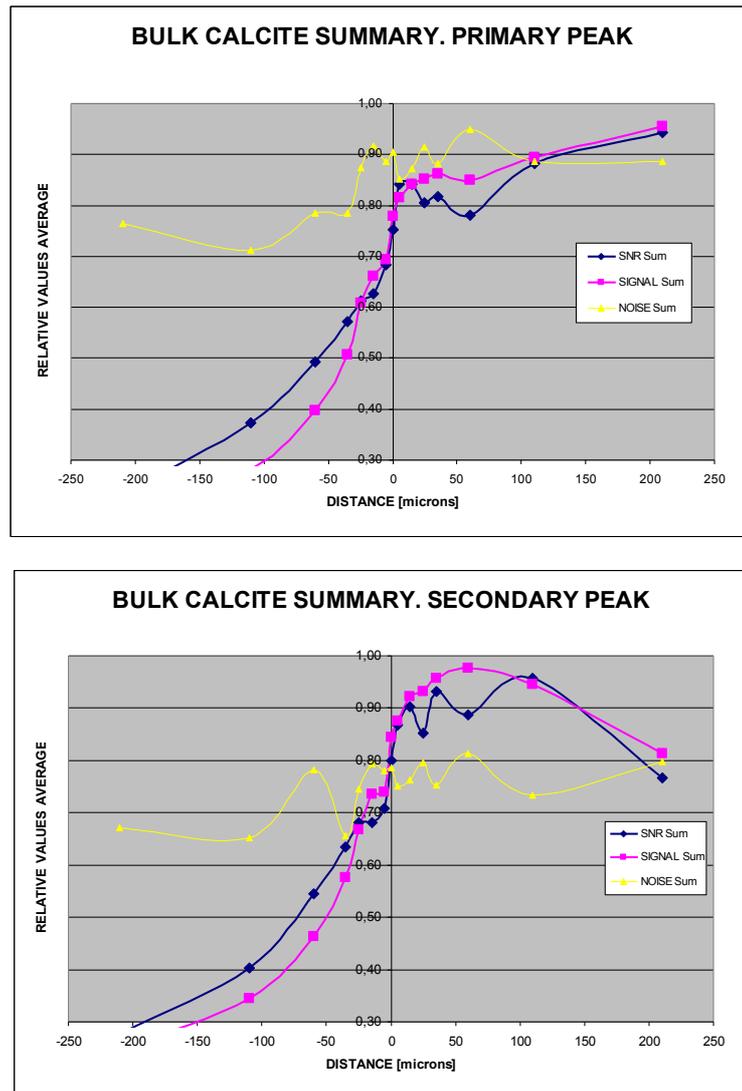


Figura 4-8: Gráficas para pico principal ( $1086\text{ cm}^{-1}$ ) arriba, y secundario ( $279\text{ cm}^{-1}$ ) abajo

Se puede observar perfectamente, como por tratarse de un material altamente cristalino, la señal Raman aumenta al penetrar unas cuantas micras ( $\sim 50$  micras) dentro del material.

Resultados de calcita en polvo:

| DISTANCE [um] | POWDER CALCITE. 279 cm <sup>-1</sup> PEAK |                    |                   | POWDER CALCITE. 1086 cm <sup>-1</sup> PEAK |                    |                   |
|---------------|---|--------------------|-------------------|--|--------------------|-------------------|
|               | AVERAGE Rel SNR                           | AVERAGE Rel Signal | AVERAGE Rel Noise | AVERAGE Rel SNR                            | AVERAGE Rel Signal | AVERAGE Rel Noise |
| -210          | 0,61                                      | 0,68               | 0,93              | 0,70                                       | 0,73               | 0,83              |
| -110          | 0,74                                      | 0,76               | 0,86              | 0,75                                       | 0,77               | 0,81              |
| -60           | 0,75                                      | 0,82               | 0,93              | 0,78                                       | 0,86               | 0,90              |
| -35           | 0,78                                      | 0,85               | 0,92              | 0,88                                       | 0,89               | 0,81              |
| -25           | 0,83                                      | 0,87               | 0,89              | 0,90                                       | 0,91               | 0,83              |
| -15           | 0,86                                      | 0,86               | 0,81              | 0,88                                       | 0,86               | 0,74              |
| -5            | 0,86                                      | 0,87               | 0,87              | 0,92                                       | 0,86               | 0,75              |
| 0             | 0,82                                      | 0,89               | 0,91              | 0,85                                       | 0,89               | 0,83              |
| 5             | 0,85                                      | 0,88               | 0,88              | 0,94                                       | 0,91               | 0,80              |
| 15            | 0,86                                      | 0,88               | 0,86              | 0,91                                       | 0,89               | 0,77              |
| 25            | 0,83                                      | 0,89               | 0,91              | 0,83                                       | 0,90               | 0,87              |
| 35            | 0,82                                      | 0,88               | 0,86              | 0,87                                       | 0,89               | 0,79              |
| 60            | 0,83                                      | 0,89               | 0,92              | 0,82                                       | 0,86               | 0,89              |
| 110           | 0,70                                      | 0,80               | 0,96              | 0,75                                       | 0,78               | 0,84              |
| 210           | 0,61                                      | 0,65               | 0,91              | 0,66                                       | 0,65               | 0,79              |

Figura 4-9: Valores promedios y relativos para calcita en bruto, para un pico principal (1086 cm<sup>-1</sup>) y otro secundario (279 cm<sup>-1</sup>)

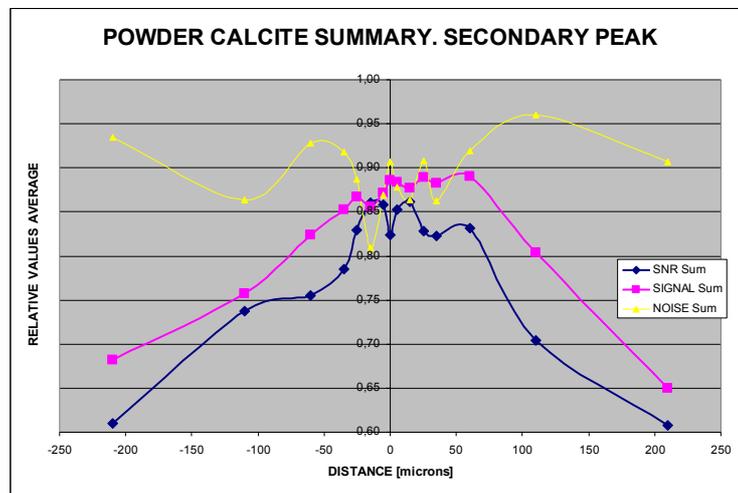
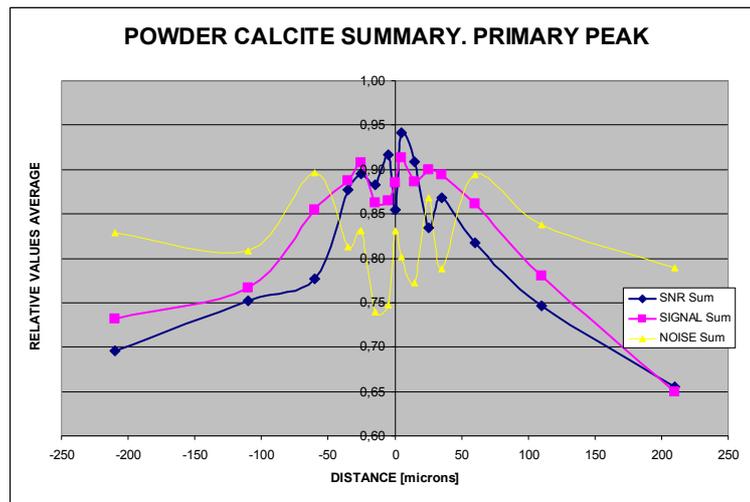


Figura 4-10: Gráficas para pico principal (1086 cm<sup>-1</sup>) arriba, y secundario (279 cm<sup>-1</sup>) abajo

En este caso, y por tratarse de un material triturado, la señal Raman prácticamente no aumenta al penetrar unas micras dentro del material, y los valores máximos se obtienen alrededor del foco.

Resultados de cuarzo en polvo:

| POWDER QUARTZ. 464 cm-1 PEAK |                 |                    |                   |
|------------------------------|-----------------|--------------------|-------------------|
| DISTANCE [um]                | AVERAGE Rel SNR | AVERAGE Rel Signal | AVERAGE Rel Noise |
| -210                         | 0,48            | 0,52               | 0,97              |
| -110                         | 0,69            | 0,70               | 0,88              |
| -60                          | 0,82            | 0,82               | 0,87              |
| -35                          | 0,84            | 0,90               | 0,95              |
| -25                          | 0,88            | 0,91               | 0,91              |
| -15                          | 0,88            | 0,91               | 0,92              |
| -5                           | 0,90            | 0,90               | 0,88              |
| 0                            | 0,88            | 0,89               | 0,89              |
| 5                            | 0,90            | 0,90               | 0,91              |
| 15                           | 0,90            | 0,92               | 0,89              |
| 25                           | 0,97            | 0,91               | 0,82              |
| 35                           | 0,89            | 0,93               | 0,89              |
| 60                           | 0,81            | 0,77               | 0,87              |
| 110                          | 0,73            | 0,74               | 0,89              |
| 210                          | 0,60            | 0,62               | 0,90              |

Figura 4-11: Valores promedios y relativos para cuarzo en polvo para el pico principal (464 cm<sup>-1</sup>)

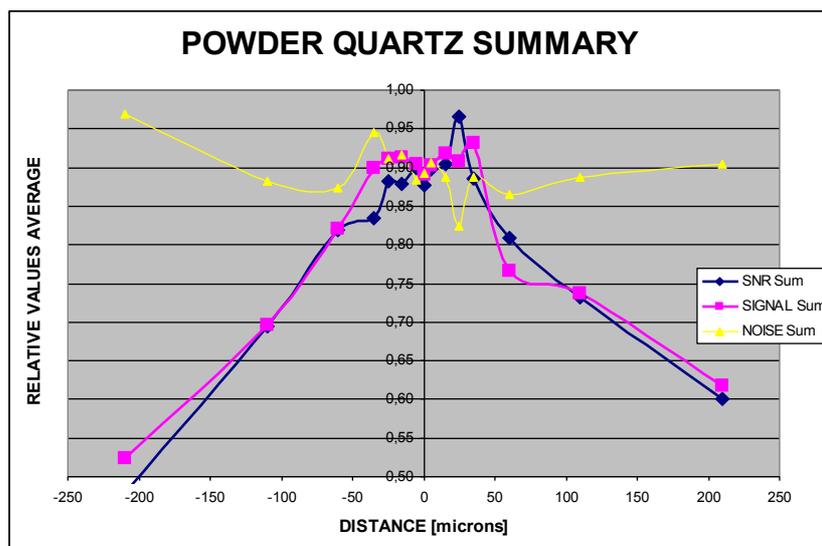


Figura 4-12: Gráficas para pico principal (464 cm<sup>-1</sup>)

En este caso también, y por tratarse de un material triturado, la señal Raman prácticamente no aumenta al penetrar unas micras dentro del material, y los valores máximos se obtienen alrededor del foco.

Resultados de lámina de silicio:

| SILICON SHEET. 521 cm <sup>-1</sup> PEAK |                 |                    |                   |
|--|-----------------|--------------------|-------------------|
| DISTANCE [um]                            | AVERAGE Rel SNR | AVERAGE Rel Signal | AVERAGE Rel Noise |
| -210                                     | 0,17            | 0,20               | 0,91              |
| -110                                     | 0,39            | 0,42               | 0,91              |
| -60                                      | 0,66            | 0,71               | 0,83              |
| -35                                      | 0,83            | 0,85               | 0,88              |
| -25                                      | 0,86            | 0,92               | 0,90              |
| -15                                      | 0,90            | 0,93               | 0,84              |
| -5                                       | 0,88            | 0,92               | 0,88              |
| 0  | 0,90            | 0,95               | 0,88              |
| 5  | 0,92            | 0,96               | 0,85              |
| 15                                       | 0,93            | 0,97               | 0,88              |
| 25                                       | 0,96            | 0,96               | 0,88              |
| 35                                       | 0,88            | 0,93               | 0,88              |
| 60                                       | 0,80            | 0,78               | 0,79              |
| 110                                      | 0,51            | 0,50               | 0,79              |
| 210                                      | 0,20            | 0,21               | 0,88              |

Figura 4-13: Valores promedios y relativos para la lámina de silicio para el pico principal (521 cm<sup>-1</sup>)

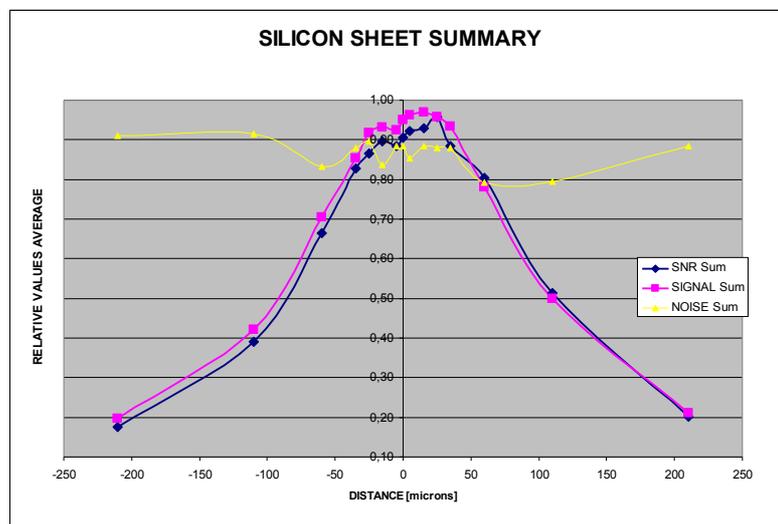


Figura 4-14: Gráficas para pico principal (521 cm<sup>-1</sup>)

En este caso, por tratarse de un material opaco, la señal Raman prácticamente no aumenta al penetrar unas micras dentro del material, y los valores máximos se obtienen alrededor del foco.

#### 4.2.1.2 Repetitividad en la obtención de la posición de foco

Una vez se demostró que mediante la maximización de la señal láser reflejada sobre la muestra, se podía optimizar la operación del instrumento, había que demostrar que el método de obtención de la máxima señal reflejada, era repetitivo.

Para saber si, la posición del foco obtenida como resultado del escaneo realizado con el motor, mostraba una alta repetitividad para todo tipo de muestras (con distintas reflectancias), o ante diferentes tamaños de grano y de la orientación de la superficie de medida se realizó una serie de pruebas sobre las muestras patrón.

Así, para estimar esta repetitividad, se elaboró el siguiente ensayo:

- Se analizaron 5 muestras: calcita en bruto, calcita en polvo, lámina de silicio, cuarzo en polvo y gossan hematita<sup>45</sup> en polvo
- Sobre cada muestra se analizaron 5 puntos distintos: para evitar posibles efectos locales de un punto de la muestra
- Y sobre cada punto, se realizó la prueba 20 veces: se realizó el escaneo a lo largo de todo el rango, obteniendo diferentes curvas en cada caso

Con las diferentes curvas obtenidas, se analizó su repetitividad, y en cada caso se calculó el promedio y desviación estándar de la máxima diferencia de posición de entre las 20 curvas de cada punto.

Así, se pudo comprobar que en promedio, la máxima diferencia en cada punto tras analizar las 20 curvas, estaba en un entorno de 20-25 micras, con una desviación estándar de 3-9 micras.

|                                     | AUTOFOCUS REPEATABILITY TEST SUMMARY |              |               |              |                |              |               |              |               |              |
|-------------------------------------|--------------------------------------|--------------|---------------|--------------|----------------|--------------|---------------|--------------|---------------|--------------|
|                                     | Bulk Calcite                         |              | Silicon Sheet |              | Powder Calcite |              | Powder Quartz |              | Powder Gossan |              |
|                                     | GAP [mm]                             | STD DEV [mm] | GAP [mm]      | STD DEV [mm] | GAP [mm]       | STD DEV [mm] | GAP [mm]      | STD DEV [mm] | GAP [mm]      | STD DEV [mm] |
| POINT 1                             | 0,007                                | 0,002        | 0,016         | 0,005        | 0,029          | 0,010        | 0,028         | 0,008        | 0,022         | 0,007        |
| POINT 2                             | 0,011                                | 0,003        | 0,021         | 0,006        | 0,020          | 0,006        | 0,035         | 0,008        | 0,024         | 0,006        |
| POINT 3                             | 0,023                                | 0,005        | 0,010         | 0,003        | 0,019          | 0,007        | 0,021         | 0,005        | 0,069         | 0,021        |
| POINT 4                             | 0,021                                | 0,005        | 0,029         | 0,007        | 0,016          | 0,005        | 0,055         | 0,013        | 0,020         | 0,005        |
| POINT 5                             | 0,010                                | 0,002        | 0,018         | 0,004        | 0,024          | 0,005        | 0,032         | 0,008        | 0,015         | 0,005        |
| AVERAGE                             | 0,014                                | 0,003        | 0,019         | 0,005        | 0,021          | 0,007        | 0,034         | 0,008        | 0,030         | 0,009        |
| STD DEV of all DEV from MEAN values |                                      | 0,004        |               | 0,005        |                | 0,007        |               | 0,009        |               | 0,010        |
| 3 SIGMA                             |                                      | 0,011        |               | 0,015        |                | 0,020        |               | 0,026        |               | 0,031        |

Figura 4-15: Resumen del ensayo de repetitividad del Autofoco con el *Breadboard*

<sup>45</sup> Gossan: son rocas formadas por la oxidación de sulfuros de hierro que pueden formar depósitos minerales

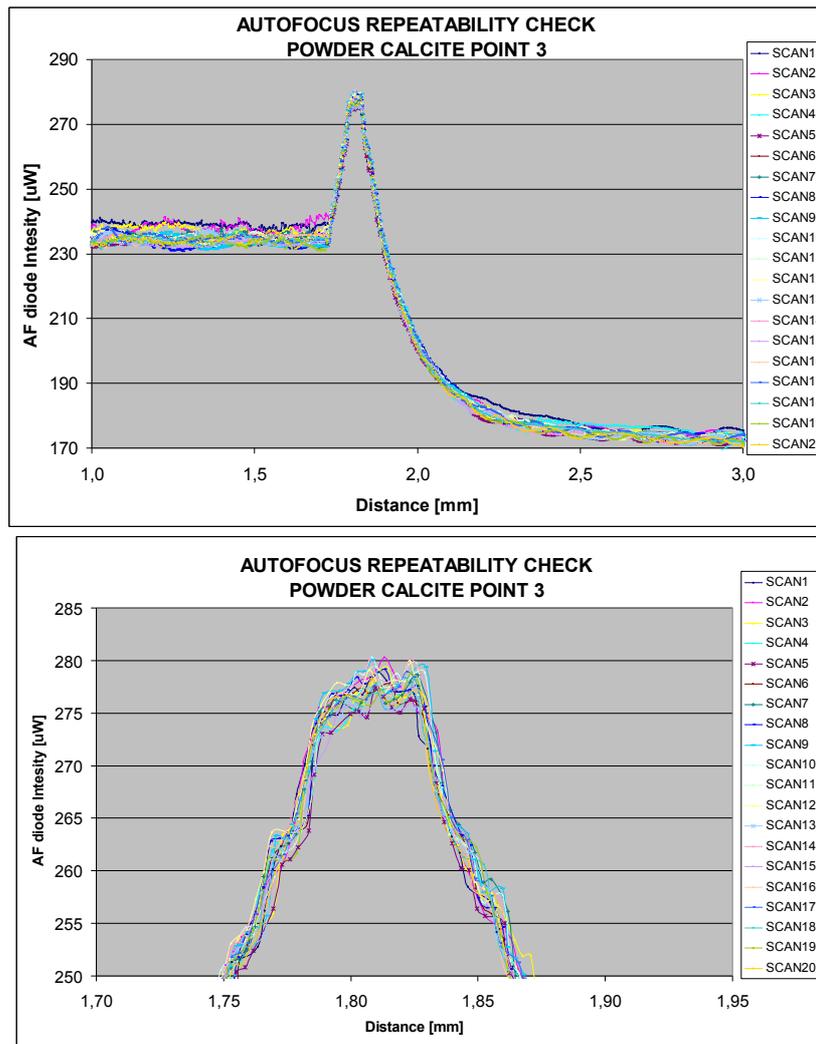


Figura 4-16: Típica imagen (y detalle del máximo) de 20 curvas sobre un mismo punto.  
Calcita en polvo

Las conclusiones obtenidas de la campaña de ensayos realizada, se pueden resumir en:

- La repetitividad obtenida por el concepto de realizar el enfoque basado en la intensidad de la luz láser reflejada sobre la muestra, está dentro de la profundidad de foco del instrumento<sup>46</sup> ( $\pm 50$  micras)
- Evidentemente, y como era de esperar, los mejores resultados se obtienen sobre las muestras homogéneas y uniformes: calcita en bruto y la lámina de silicio
- Pero los resultados obtenidos sobre muestras en polvo, muestran valores máximos de diferencias entre posiciones de entorno a 30 micras (incluyendo valores con altas desviaciones).
- Se observa igualmente, que dentro de las muestras en polvo, se obtiene mejor repetitividad, en las muestras con mayor eficiencia Raman (que son también las que tienen mayor reflectividad). Así, se hace imprescindible, que durante el

<sup>46</sup> La profundidad de foco (o de campo en nuestro sistema óptico) viene dado por la relación general  $t=2cN(1+m)$  siendo  $N$ , el número F del sistema,  $m$  los aumentos del sistema y  $c$  el círculo de confusión. Considerando todo esto el sistema, iOH presenta una sensibilidad de la variación del enfoque de  $\pm 50$  micras

procesado de la señal reflejada, la ganancia del fotodiodo de autofocus, sea variable y ajustable automáticamente, en función de la eficiencia de la muestra, tal y como se ha incorporado al diseño final del instrumento RLS

- La desviación 3-sigma de los valores promedios de desviación, para todas las muestras están por debajo de 30 micras, mostrando esta vez también, mejores resultados en las muestras más eficiente.

Así pues, se puede concluir que el método de enfocar sobre las muestras, basándonos en la intensidad máxima de la señal láser reflejada por el punto de la muestra, garantiza una alta repetitividad, y que en cualquier caso está dentro de la profundidad de foco del instrumento ( $\pm 50$  micras)

Combinando estos resultados, junto con los obtenidos para la maximización de la SNR, se concluyó, ya desde la campaña del *breadboard*, que:

- La inclusión de un sistema de autoenfoco en el instrumento era imprescindible para poder realizar la operación científica de RLS
- El método seleccionado para calcular la posición de mejor enfoque, de seleccionar la posición de máxima señal láser reflejada por la muestra, se demostró adecuado para maximizar la SNR
- La repetitividad mostrada por el método permitía asegurar la optimización del proceso de enfoque, para la operación científica
- Se identificó como deseable, la opción de disponer de la capacidad de ajustar el valor de ganancia, en función de la reflectividad de la muestra analizada
- En cualquier caso, para poder realizar esta tarea de enfoque, siempre sería necesario disponer del láser operativo, y con una alta estabilidad, para que permita fiabilidad en los resultados (una intensidad puntual, mayor de la establecida en el láser, podría generar un máximo ficticio en la curva de autofocus)

#### 4.2.1.3 Obtención de la posición de enfoque en el modelo EQM

Tras la exhaustiva campaña de caracterización y optimización de la funcionalidad de autoenfoco llevada a cabo en el *breadboard*, en el modelo de ingeniería y calificación del instrumento (EQM) se debía confirmar esta importante funcionalidad.

Así, desde el SW de aplicación del instrumento, se ejecutaba el telecomando de autoenfoco, siempre antes de comenzar a tomar espectros sobre la muestra. Dicho telecomando llevaba a cabo las siguientes actividades:

1. Desde la posición de "home" del mecanismo, y con un valor de ganancia mínimo (1) fijado por defecto, se realizaba un barrido en los  $\pm 1$  mm de rango del actuador.
2. En el procesador del instrumento, se analizaba la curva que representaba la lectura del fotodiodo de autoenfoco, frente a la posición del barril de óptica de enfoque del iOH, en cada paso del motor
3. Si de esa curva se podía obtener un máximo claro, se comandaba automáticamente el actuador a dicha posición, y se daba por finalizado el

telecomando. En caso contrario, se subía el valor de la ganancia<sup>47</sup> al siguiente paso (2) y se repetía el proceso, hasta encontrar el máximo

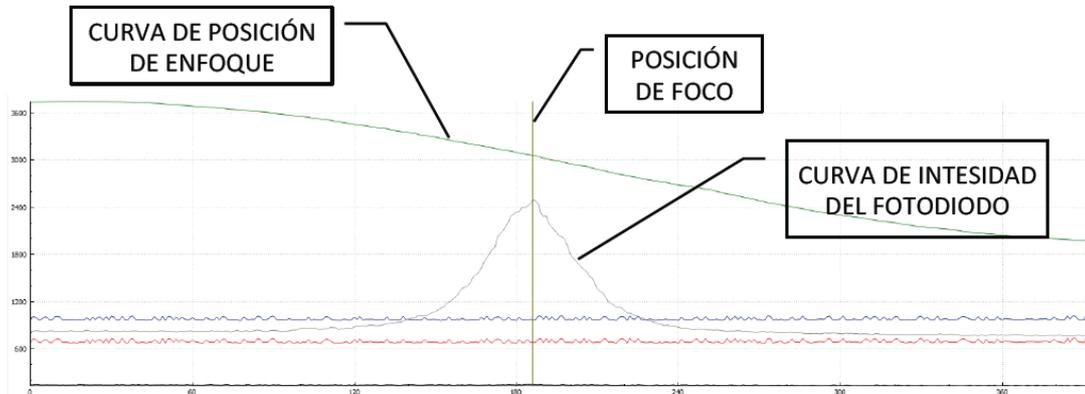


Figura 4-17: Curva típica de AF del EQM

Además con el EQM, se dispone de la capacidad de desplazar la posición del foco de salida del iOH, de forma 'manual' o no automática, para una vez detectada la distancia a la que se maximiza la señal reflejada desde la señal, poder acercarse una distancia fija u *offset* (~30-50  $\mu\text{m}$ ) hacia la muestra, de modo que el cono de luz láser irradie más muestra y se obtenga una mayor señal Raman.

<sup>47</sup> El valor de ganancia del fotodiodo de autoenfoque, durante el proceso se fija por defecto en su valor más bajo (controlado por su electrónica de lectura), para evitar la saturación, y si la medida lo requiere (no detecta un máximo claro), se aumenta hasta que la posición de mejor enfoque se detecta.

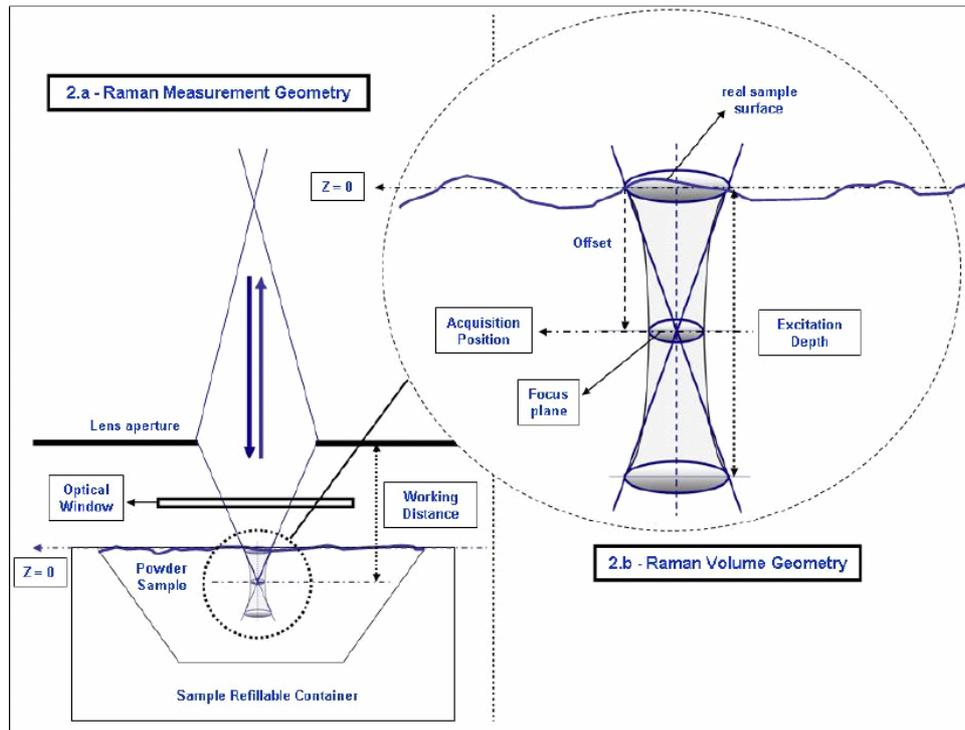


Figura 4-18: Definición del *offset* para aumentar el volumen de muestra irradiado

Esta capacidad para mejorar la SNR del espectro, penetrando unas pocas micras dentro de la muestra desde la posición de foco, depende en su mayor parte en el tamaño de grano de la muestra. Así, para muestras con tamaño de grano grande y/o heterogéneo, esta técnica puede llegar a mejorar significativamente los resultados obtenidos, ya que el foco se puede formar sobre un extremo que sobresalga del grano, dejando de iluminar una parte importante de la muestra, y perdiendo por tanto buena parte de la ciencia potencial en ese punto.

#### 4.2.2 CONTROL TÉRMICO DEL INSTRUMENTO

Además de ser capaz de sobrevivir a los distintos ambientes térmicos que el instrumento verá a lo largo de su vida; para poder operar de forma óptima, en el diseño del RLS se requieren ciertas capacidades de control térmico.

Por una parte, las tarjetas y sus componentes electrónicos de la ICEU pueden trabajar perfectamente en todo su rango térmico operativo, sin ver mermadas ninguna de sus capacidades, e igual les pasa a los cableados eléctricos y ópticos del instrumento. Por otra parte, tanto el SPU como el iOH, desde un punto de vista de diseño óptico, ambas unidades muestran un comportamiento que no requiere de ninguna acción interna para controlar sus prestaciones ya que están diseñadas con el concepto denominado atermalización pasiva. Es decir, la selección de materiales ópticos y mecánicos de las unidades (titanio y vidrios ópticos) presentan un comportamiento frente a la temperatura tal que las variaciones de focal y distancia entre elementos se compensa de forma natural

dentro del rango de temperaturas de las unidades, por lo que se puede realizar un control térmico pasivo. En el caso del SPU, las variaciones de focal del conjunto colector y colimador debido al cambio de presión atmosférica (1000 mbares) con respecto a las condiciones nominales en Marte (6-8 mbares), producen la mayor variación a considerar. Para ello el conjunto se se alinea a temperatura ambiente considerando un cierto grado de desenfoque, para que cuando la estructura alcance su temperatura nominal de trabajo (entre  $-10^{\circ}\text{C}$  y  $-20^{\circ}\text{C}$ ), se obtengan sus prestaciones óptimas. Una vez alcanzadas estas condiciones las variaciones de focal en el rango de temperaturas operativas, de  $-40^{\circ}\text{C}$  a  $0^{\circ}\text{C}$ , son despreciables y las prestaciones se mantienen. En el caso del iOH la situación es similar siendo su variación de focal por cambio de presión mucho menor que en el caso del SPU por ser su focal mas corta, además al contar con el mecanismo de enfoque las variaciones de foco son fácilmente compensadas. En definitiva ambos diseños son atermalizados, esto quiere decir que el diseño termo-mecánico de ambas unidades está concebido para que, además de absorber los posibles gradientes térmicos entre distintos componentes estructurales y ópticos de las unidades, se compensen los desenfoques críticos que podrían producir perdidas de prestaciones. Estos comportamientos, en ambas unidades, se demostraron en la campaña del EQM del instrumento, durante las medidas que se realizaron a nivel unidad, durante sus ensayos funcionales.

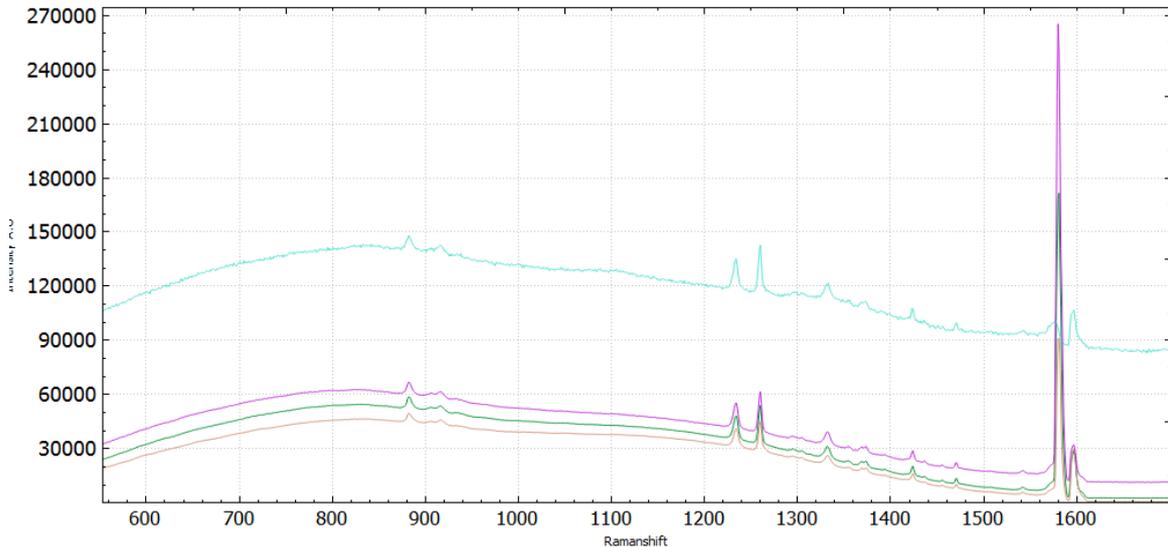
Y por último para poder desempeñar sus funciones bajo las condiciones adecuadas, requieren de un control térmico activo. En el caso del SPU, para poder rebajar los niveles de ruido durante la operación, es necesario enfriar el detector CCD, para lo que se utiliza un TEC que por su lado frío está en contacto con el detector, y por su lado caliente evacúa el calor hacia un bloque de Cu-W, conectado a una trencilla del ALD para derivar esa potencia hacia la placa sobre la que se asienta el SPU. La activación y control de corriente del TEC, se realiza de forma automática por el SW de aplicación, en función de la lectura de sus sensores de temperatura.

También el láser requiere de un control activo sobre su temperatura. En este caso este control se realiza en dos pasos: en primer lugar, el diodo láser (cualquiera de los dos, nominal o redundante) sólo puede ser encendido en un rango de temperaturas entre  $15^{\circ}\text{C}$  y  $35^{\circ}\text{C}$  para preservar su integridad; una vez el diodo de bombeo del láser está encendido dentro de este rango, se debe controlar de un modo más fino su temperatura de operación, y es que sólo se garantizan sus prestaciones a una temperatura determinada, que en el caso del láser EQM es de  $24,7^{\circ}\text{C}$  ( $\pm 0,1^{\circ}\text{C}$ ). Bajo estas condiciones el láser garantiza la estabilidad de potencia óptica de salida regulada por medio del fotodiodo de *feedback*, y se consigue de esta forma la estabilidad en la longitud de onda y la ausencia de picos secundarios en el espectro de emisión.

#### 4.2.2.1 Atermalización del diseño óptico del instrumento

Durante los ensayos térmicos del EQM del instrumento, se pudo demostrar que el diseño atermalizado del SPU e iOH permite garantizar las prestaciones del instrumento a lo largo de su rango térmico operativo, sin que éstas se vean afectadas.

Así, se puede comprobar como mientras se reducen los niveles de ruido al disminuir la temperatura del instrumento a lo largo de su rango operativo, y se gana rango dinámico, las prestaciones ópticas del mismo no se ven afectadas. Ver Figura 4-19



| CURVA        | Temperatura Ambiente | Temperatura CCD | Tiempo de Integración | SNR | Intensidad de Pico |
|--------------|----------------------|-----------------|-----------------------|-----|--------------------|
| 1.- Azul     | 25°C                 | 25°C            | 1s                    | 52  | 26286              |
| 2.- Magenta  | 0°C                  | 2°C             | 1s                    | 306 | 22488              |
| 3.- Verde    | 0°C                  | -13°C           | 1s                    | 530 | 21359              |
| 4.- Amarilla | -10°C                | -32°C           | 1s                    | 583 | 20512              |

Figura 4-19: Evolución de la SNR obtenida sobre el PET, en función de la temperatura del instrumento y del detector CCD

#### 4.2.2.2 Control térmico del CCD

Poder rebajar los niveles de ruido en el detector, supone un doble beneficio: por una parte se reduce automáticamente la línea de base del espectro, lo cual permite ganar rango dinámico en el detector; es decir, nos permite realizar adquisiciones de mayor duración, sin riesgo de saturar el detector, y de este modo aumentar la señal Raman del espectro. Por otra parte, unos niveles más bajos de ruido, hace posible identificar más fácilmente, o incluso encontrar, picos secundarios, que de otro modo podrían verse ocultos entre el rizado del ruido.

Por todo esto, en la unidad espectrómetro, el detector CCD se encuentra integrado sobre un *peltier* o TEC (*Thermo Electrical Cooler*). El TEC enfría la cara en contacto con el CCD, y es capaz de bajarle su temperatura hasta -40°C, mientras que en la otra cara, el calor que genera lo transmite a una pieza de cobre-tungsteno, a la que se encuentra pegado, que le permite evacuar el calor a una trencilla, para que finalmente lo disipe al ALD.

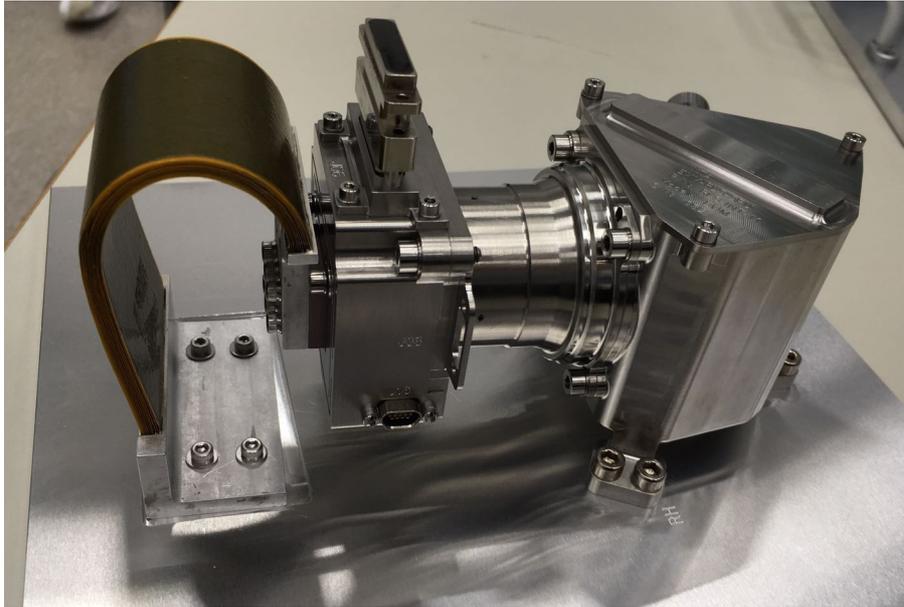


Figura 4-20: SPU con FPA conectado a la trencilla

Para ser capaces de controlar el TEC de forma que no se produzcan gradientes térmicos elevados ( $<10^{\circ}\text{C}/\text{min}$ ), que puedan generar importantes cargas termoelásticas hasta poner en riesgo el CCD, es necesario realizar tanto el enfriamiento del CCD antes de operar el instrumento, como el calentamiento una vez se finaliza la operación, de una forma controlada. Así, se va comandando, en pasos no mayores de  $10^{\circ}\text{C}$ , desde la temperatura inicial, hasta alcanzar la temperatura objetivo.

Con la medida del sensor de temperatura situado en el CCD, y la de la corriente con la que se alimenta el TEC, el SW de aplicación controla desde el procesador del instrumento, mediante un controlador tipo PID (*Proportional, Integrative and Derivative*) en ciclo cerrado para alcanzar las temperaturas objetivo intermedias, y la final. Tanto en el proceso de enfriamiento, como para el calentamiento, estas transiciones se llevan a cabo en cuestión de pocos minutos, en función del ambiente externo.

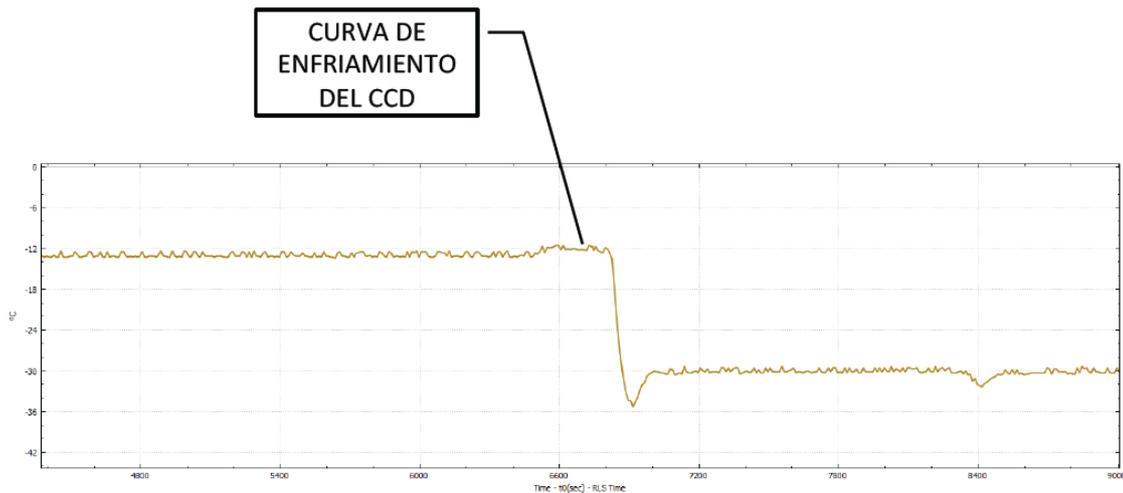


Figura 4-21: Imagen IDAT enfriamiento CCD desde  $-10^{\circ}\text{C}$  hasta  $-30^{\circ}\text{C}$

#### 4.2.2.3 Control térmico del láser

Si para cualquier componente del instrumento el tener un buen control térmico, en un ambiente tan exigente como el de Marte, es importante; en el caso del láser es fundamental.

Las prestaciones del láser tienen un impacto directo en la calidad científica del instrumento, y de su importancia da cuenta el hecho de que el láser se trata del único elemento redundado en el instrumento. Pues bien, dentro del láser, su sensor de temperatura, para permitir su adecuado control térmico, también está redundado.

Para poder tener una longitud de onda estable mejor que 20 pm, controlando la aparición de picos de emisión secundaria por debajo de 10dBs, y para tener un pico con un ancho FWHM de entorno a 70-80 pm, es necesario que el láser opere de forma estable en su punto de trabajo.

Para ello, se somete a cada canal láser a un exhaustivo proceso de caracterización que permite buscar aquellos puntos de trabajo en los que mejor y más estables prestaciones muestran. Una vez localizados estos puntos, es responsabilidad del TEM (*Thermo Electrical Module*), con ayuda de un control térmico adecuado, asegurar que el láser se mantenga siempre operativo en esa temperatura, con un margen de  $\pm 0,1^{\circ}\text{C}$ .

Tanto para la unidad láser, como para el CCD, el control térmico se lleva a cabo en ciclo cerrado mediante un PID. En el caso del laser, dado lo crítico que resulta alcanzar la temperatura de trabajo del láser el control térmico se complementa con dos juegos de valores de PIDs distintos.

El primer conjunto de parámetros PID, garantiza alcanzar el rango de temperatura en el cual el diodo láser puede ser encendido sin riesgo, de una forma lo suficientemente rápida para minimizar el proceso, sin poner en riesgo el equipo por elevados gradientes

térmicos; se trata pues de un PID rápido pero poco preciso en el ajuste térmico. En la mayor parte de los casos, calienta el láser desde las bajas temperaturas que se va a encontrar cuando se de comienzo a la operación (a las pocas horas de amanecer en Marte), hasta las proximidades  $\pm 1^{\circ}\text{C}$  de la temperatura de trabajo óptima. En el momento en que se entre en el rango funcional, es decir, dentro de aquellas temperaturas en las que el láser se puede encender sin poner en riesgo su integridad aunque no permita obtener prestaciones óptimas (entre  $15^{\circ}\text{C}$  y  $35^{\circ}\text{C}$ ). A  $20^{\circ}\text{C}$  el láser será encendido, ya que el propio calor disipado por el funcionamiento del diodo de bombeo, afecta al ajuste térmico que requiere.

Una vez se alcanza la temperatura de trabajo con un margen de  $\pm 1^{\circ}\text{C}$ , el primer PID no es capaz de estabilizar la temperatura del láser hasta la precisión requerida de  $\pm 0,1^{\circ}\text{C}$ , y es por eso que entonces, el SW de aplicación comanda al procesador del instrumento que el control se lleve a cabo con un segundo PID. Este nuevo conjunto de parámetros, permite un ajuste mucho más lento y más preciso.

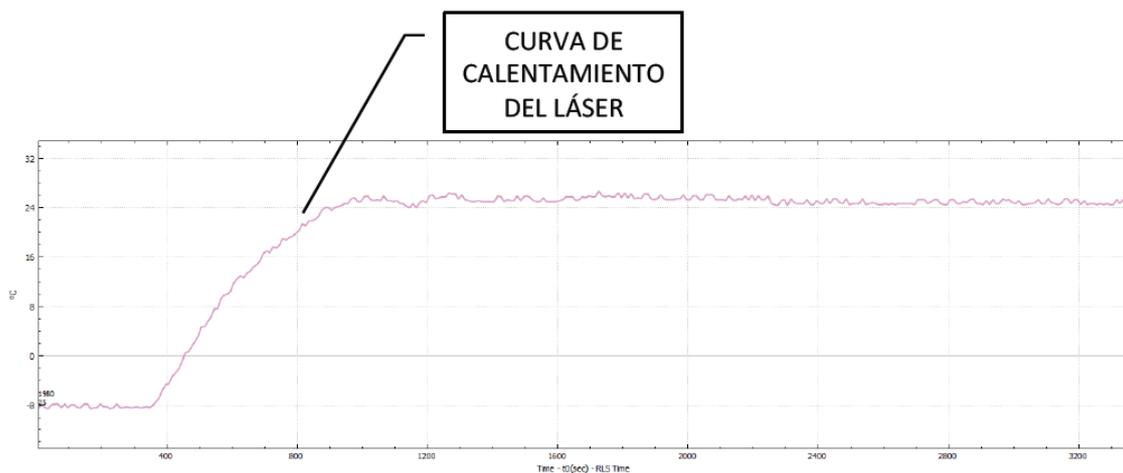


Figura 4-22: Imagen IDAT del calentamiento del láser desde  $-10^{\circ}\text{C}$  hasta  $+25^{\circ}\text{C}$

#### 4.2.3 CONFIGURACIÓN CCD-FEE

Durante las numerosas pruebas que se llevaron a cabo para optimizar la calidad científica de los espectros que se obtuvieron con el EQM de RLS, se realizaron también modificaciones a los valores de ganancia y *offset* de la electrónica de proximidad FEE (*Front End Electronics*), que realizaba la lectura del detector CCD del espectrómetro. Estos parámetros son críticos y permiten controlar las características de los espectros Raman adquiridos

En cuanto al *offset*, se hicieron un gran número de medidas con valores de *offset* de -0,5; 0,5 y 1; mediante este parámetro se controla el nivel a partir del cual se puede leer los fotones que le llegan al detector, y optimizar así el rango dinámico de los píxeles. De igual

modo, se hicieron numerosas pruebas con valores de ganancia de 1,0; 2,0 y 2,98. Con este parámetro se ajusta la intensidad de la señal recibida, y al igual que en el caso anterior, se busca maximizar el rango dinámico, sin llegar a saturar con la señal Raman, pero tratando de hacer aparecer picos más débiles o enmascarados por el ruido.

Para poder llevar a cabo el análisis, se tomaron varias imágenes con diferentes tiempos de integración, para estudiar cómo este parámetro también afectaba al análisis. El estudio detallado y los resultados se muestran en (*Forni, O., Rull, F., Moral, A.G. et al, 2018*), tomando como valores óptimos offset -0,5 y ganancia 2,0.

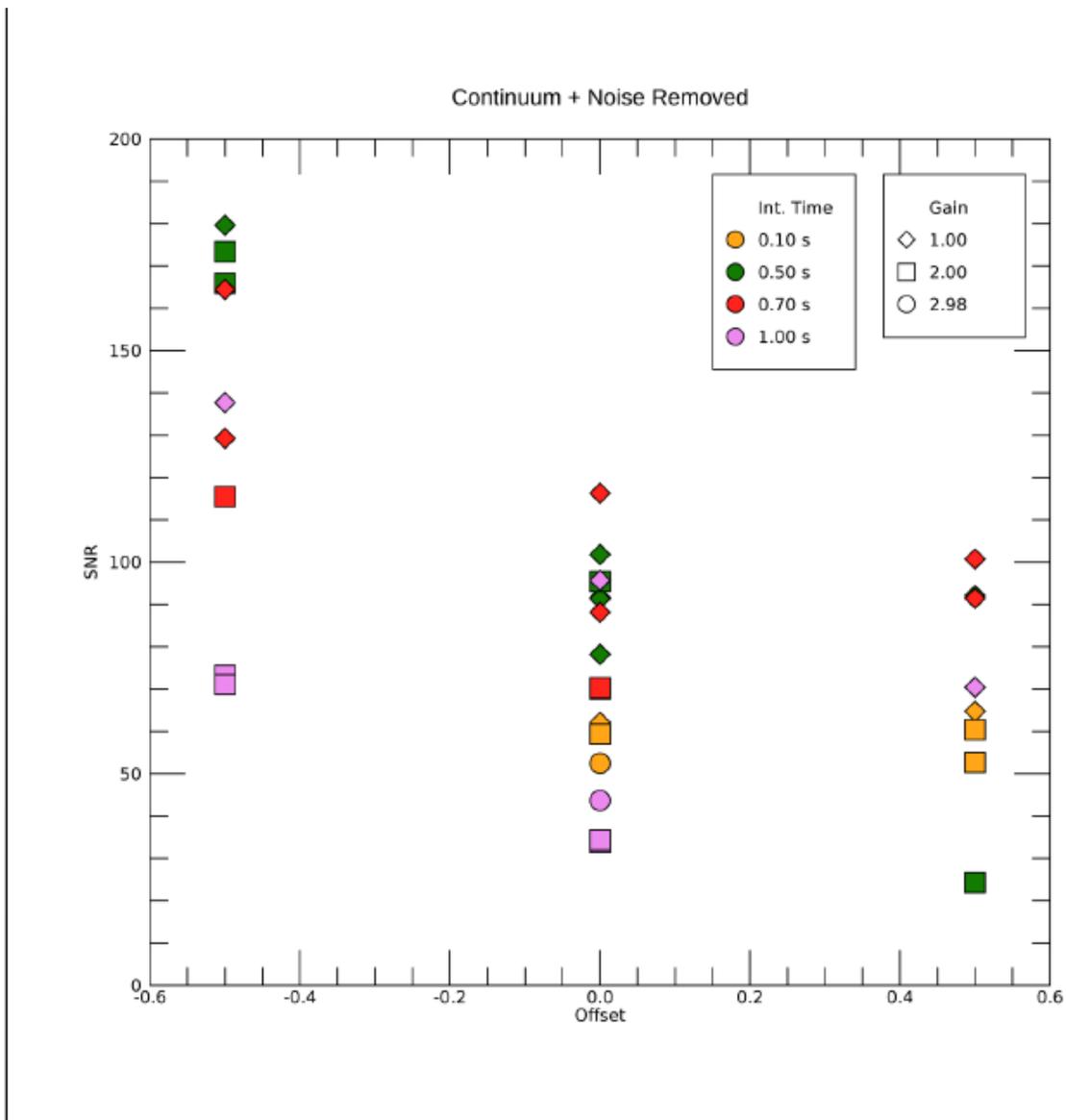


Figura 4-23: Resumen de prestaciones SNR en función de la ganancia y el offset, con diferentes tiempos de integración

También se apreció cómo, algunas veces intentar obtener una mayor SNR en un pico principal, mediante la reducción del ruido disminuyendo el tiempo de integración, puede suponer la pérdida de información de picos secundarios, y así, es siempre recomendable maximizar (sin llegar a la saturación del detector) el tiempo de integración, aunque eso pueda suponer tener una imagen más ruidosa, y por tanto una menor SNR en el pico principal. Ver Figura 4-24.

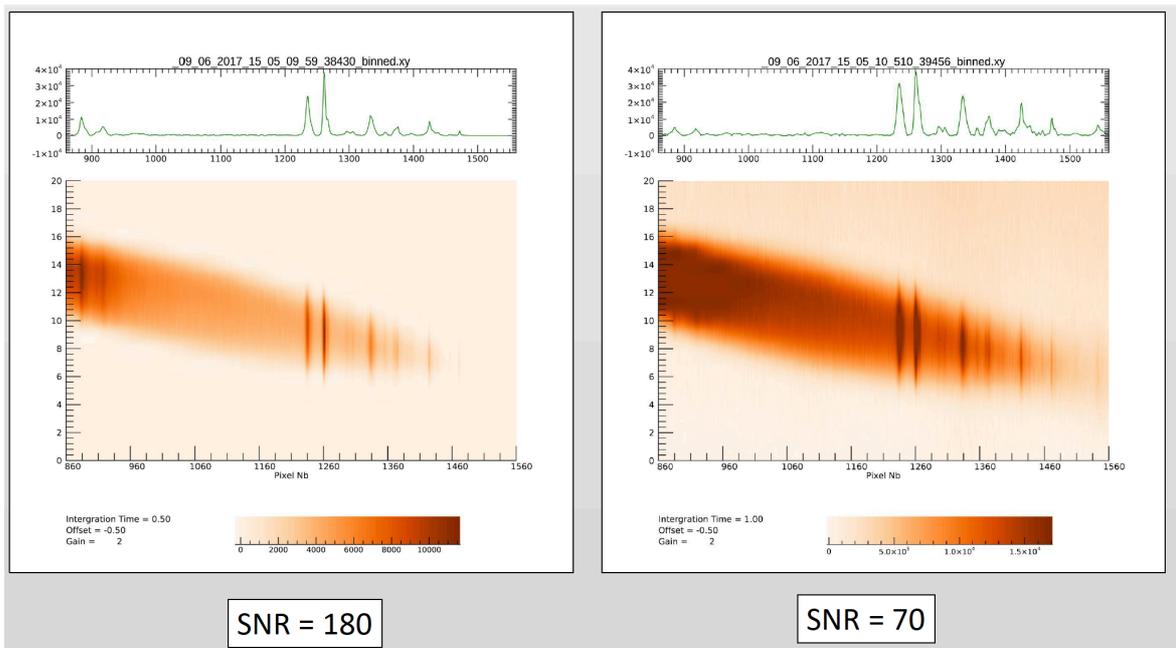


Figura 4-24: Efecto de maximizar el tiempo de integración

### 4.3 CARACTERIZACIÓN CIENTÍFICA DEL INSTRUMENTO RLS

La caracterización científica del instrumento RLS, también se ha llevado a cabo con el EQM del instrumento. De esta forma, obtenida la calificación técnica y habiendo alcanzado el nivel de desarrollo TRL8, se complementa con la científica mediante la consecución y verificación de los objetivos científicos definidos en el documento de requisitos.

Así, en este epígrafe se mostrarán los principales resultados desde el punto de vista científico, que si bien fueron en primer lugar obtenidos con el prototipo del instrumento (*breadboard*) que pretendía demostrar la potencialidad del diseño, han de confirmarse con el modelo EQM para la caracterización completa del instrumento. Esta se basa en la caracterización y verificación de los parámetros espectrales principales de un espectro parámetros de banda (posición, intensidad, anchura de banda y perfil de banda) y respuesta espectral del instrumento. Finalmente se debe evaluar la respuesta del instrumento en función de los parámetros de adquisición espectral y de las variables de calibración.

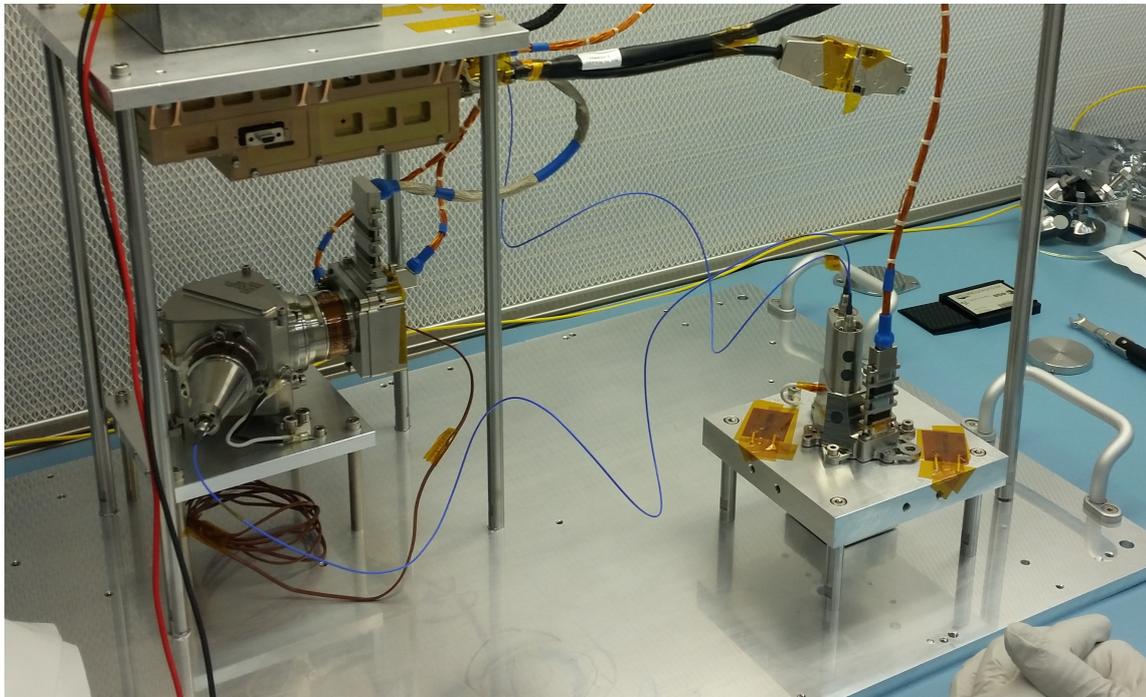


Figura 4-25: EQM de RLS en su configuración para pruebas en el laboratorio

Aunque, la última fase real de la caracterización científica del instrumento se llevará a cabo una vez se integre el EQM sobre el ALD QM, en las instalaciones de *Thales Alenia Space Italia* (TAS-I). Allí, y una vez se integre junto con el resto de modelos de calificación de los instrumentos del ALD, y con el sistema de preparación y distribución de muestras (SPDS), se llevarán a cabo una serie de pruebas en ambiente relevante (temperaturas en el entorno de  $-10^{\circ}\text{C}$  a  $-40^{\circ}\text{C}$ , y presión de 6-10mbars de  $\text{CO}_2$ ).

Durante esta campaña funcional del conjunto de instrumentos dentro del ALD, se demostrará la capacidad de operación del RLS EQM, ante muestras relevantes que habrán sido previamente trituradas por la Estación de Trituración: CS (*Crushing Station*). Así se completará el ciclo de medida nominal de RLS, realizando la calibración previa mediante el RLS CT, se definirá la región alcanzable dentro de la muestra tras la calibración cruzada con MicrOmega; y finalmente se analizarán por el instrumento RLS, una vez MicrOmega finalice sus mediciones.

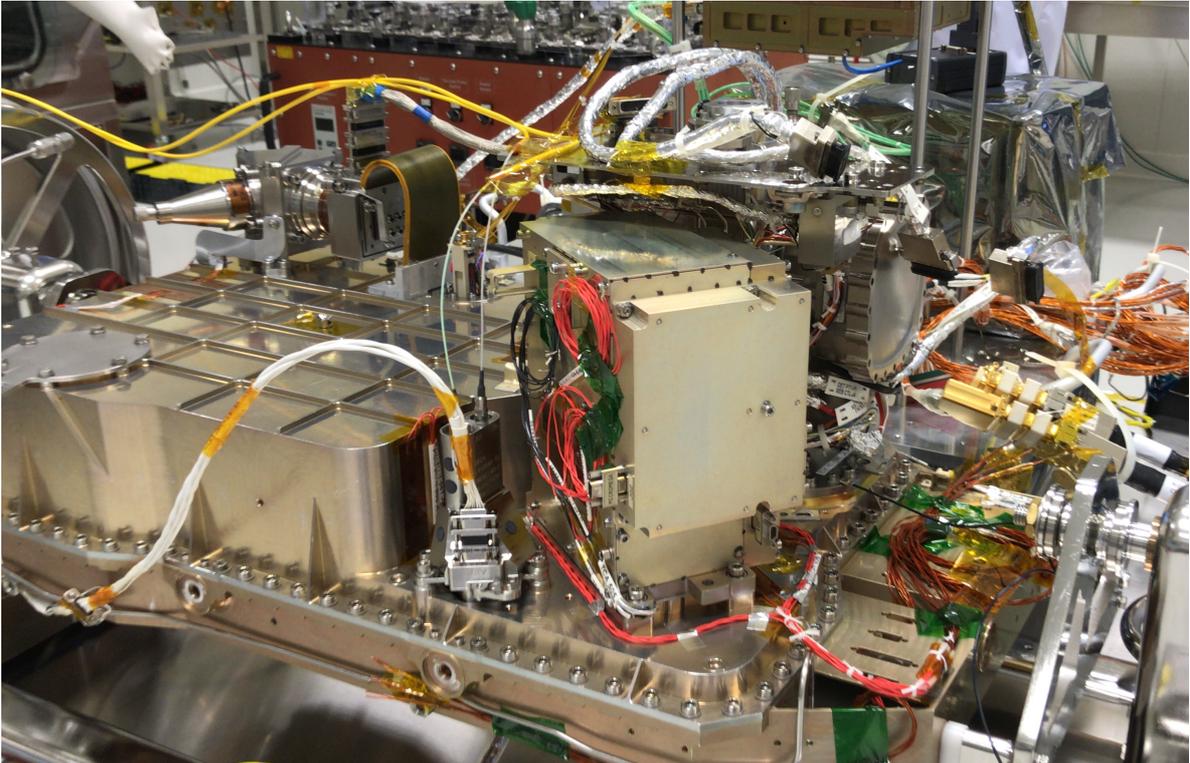


Figura 4-26: EQM (SPU e iOH) de RLS integrado sobre el *Lower Panel* del ALD. TAS-I

Este es un aspecto importante, puesto que este tipo de pruebas *end-to-end*, sólo será posible realizarlas con el EQM, ya que una vez se integre el modelo FM en el ALD FM no se podrán probar muestras relevantes para preservar el ambiente ultralimpio en la UCZ hasta su llegada a Marte. Las únicas verificaciones posibles de los diferentes modelos de vuelo de los instrumentos (FM) en esta etapa previa al lanzamiento se harán con las correspondientes muestras de calibración de los mismos.

#### 4.3.1 RESULTADOS DEL BREADBOARD BB

Mediante la campaña del *breadboard* del instrumento, se pudo comenzar a evaluar la verificación de algunas prestaciones técnicas y, sobretodo, se pudo vislumbrar las futuras capacidades científicas que el instrumento RLS permitirá obtener en su configuración de vuelo.

La campaña del *breadboard* del instrumento permitió ir añadiendo, de forma secuencial, las distintas contribuciones que los equipos de las unidades iban aportando, hasta que en su configuración final, se disponía de las siguientes partes:

- SPU BB: representativo desde el punto de vista óptico (incluyendo la red de difracción de transmisión) y con un CCD similar al que se finalmente se seleccionaría como de vuelo, que disponía de un TEC para su control térmico. La relación de aumentos entre el espacio objeto e imagen de este diseño era de x1 por lo que el instrumento final era algo mayor que el modelo EQM que presentaba una relación de aumentos de x0,8
- iOH BB: representativo desde el punto de vista óptico, con capacidad de autofocus, y con receptáculos de fibra similares a los finalmente empleados
- Prototipo IIb del láser: representativo desde un punto de vista funcional, y con fotodiodo de autofocus

Así pues, tan sólo la electrónica, y los diferentes cableados (eléctrico y óptico) eran partes comerciales, y los resultados que se obtuvieron, se mostraron determinantes para validar las prestaciones futuras del instrumento.

#### 4.3.1.1 Calibración del instrumento

La calibración del instrumento tiene por objeto determinar la posición de los picos de emisión recogidos por el instrumento completo cuando se varían las condiciones de temperatura del entorno del mismo. Para ello se emplearon lámparas de calibración específicas. Mediante el uso de estas lámparas calibradas cuya señal es introducida por la fibra de entrada al espectrómetro BB, se obtuvo un polinomio de calibración a diferentes temperaturas que se ajustaba mejor que el requisito fijado de  $\pm 1\text{cm}^{-1}$  en todo el rango espectral.

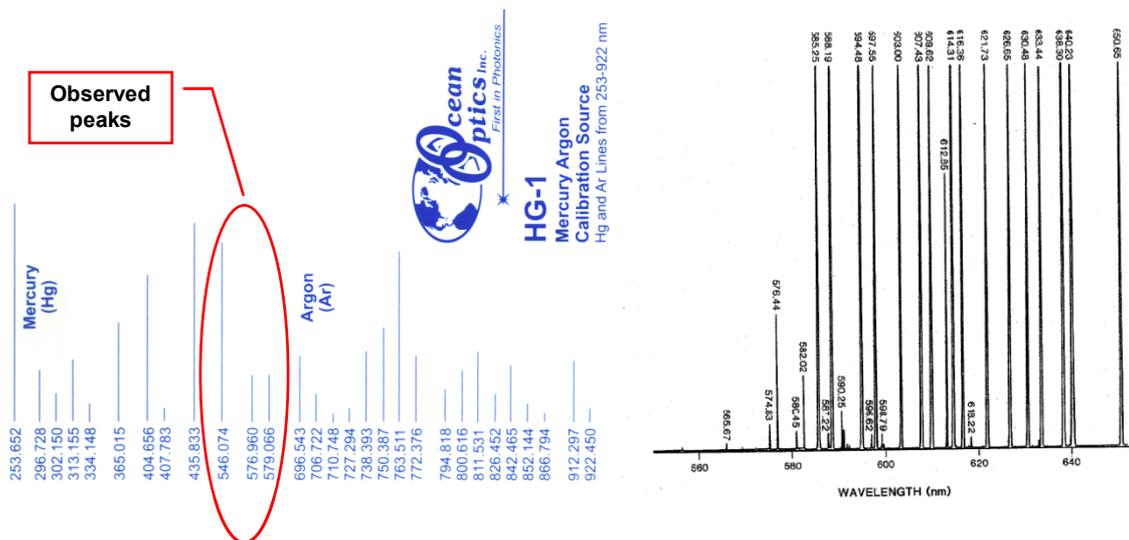


Figura 4-27: Lámparas utilizadas para la calibración. Hg-Ar (izqda) y Ne (dcha)

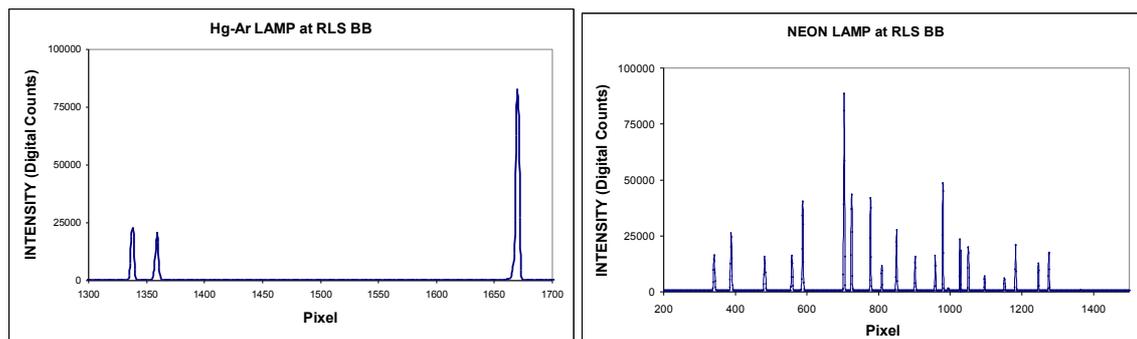
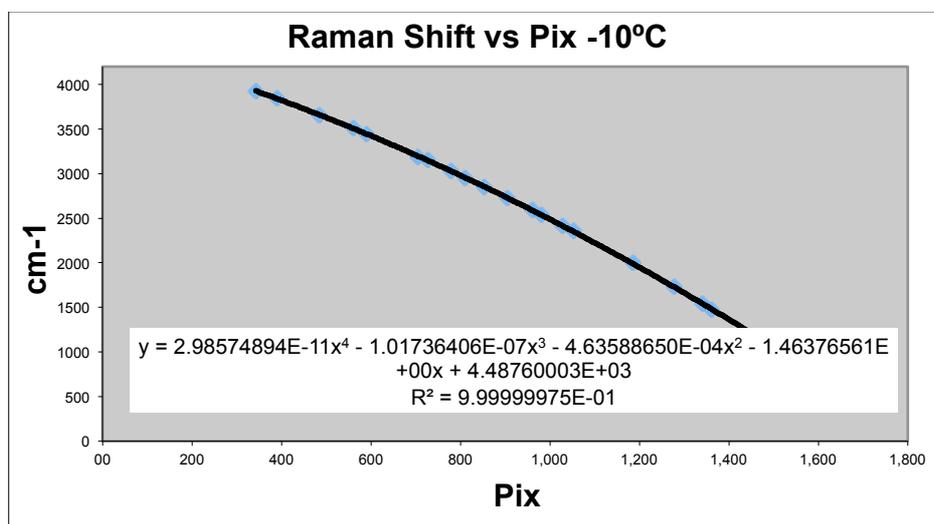


Figura 4-28: Espectros obtenidos por el BB para la calibración. Hg-Ar (izqda) y Ne (dcha)

Mediante un ajuste polinómico de cuarto orden (para un ajuste lo más preciso posible), se obtuvieron los coeficientes de las curvas a distintas temperaturas.



|    | -10°C          | -20°C          | -30°C          | -40°C          |
|----|----------------|----------------|----------------|----------------|
| X4 | 2,9857489E-11  | 3,0737908E-11  | 3,0942614E-11  | 3,3933003E-11  |
| X3 | -1,0173641E-07 | -1,0517685E-07 | -1,0575102E-07 | -1,1762612E-07 |
| X2 | -4,6358865E-04 | -4,5870623E-04 | -4,5846489E-04 | -4,4181548E-04 |
| X  | -1,4637656E+00 | -1,4667187E+00 | -1,4662317E+00 | -1,4760487E+00 |
| X0 | 4,4876000E+03  | 4,4882990E+03  | 4,4881641E+03  | 4,4898832E+03  |

Figura 4-29: Coeficientes de cuarto orden obtenidos para las curvas a diferentes temperaturas

Para calcular la longitud de onda, en  $\text{cm}^{-1}$  de los valores nominales de los picos de las lámparas, se tomó como valor de referencia de la longitud de onda de emisión del láser 531,5 nm; y para estimar los centros de los picos en longitud de onda, se aplicó resolución sub-píxel. Los errores de calibración que se obtuvieron con dichas curvas estuvo por en un valor máximo de  $0,3 \text{ cm}^{-1}$ .

| CALIBRATION ERRORS AT DIFFERENT TEMPERATURES |        |         |            |        |        |        |             |        |        |        |                      |       |       |      |
|--|--------|---------|------------|--------|--------|--------|-------------|--------|--------|--------|----------------------|-------|-------|------|
|  |        |         | PEAK (pxl) |        |        |        | PEAK (cm-1) |        |        |        | ADJUSTM ERROR (cm-1) |       |       |      |
|  | nm     | cm-1    | -10°C      | -20°C  | -30°C  | -40°C  | -10°C       | -20°C  | -30°C  | -40°C  | 10°C                 | -20°C | -30°C | 40°C |
| Peak1  | 671,70 | 3927,17 | 343,0      | 343,0  | 343,1  | 343,0  | 3927,4      | 3927,3 | 3927,3 | 3927,3 | -0,2                 | -0,2  | -0,2  | -0,2 |
| Peak2  | 667,83 | 3840,76 | 390,15     | 390,1  | 390,2  | 390,1  | 3840,6      | 3840,7 | 3840,7 | 3840,7 | 0,1                  | 0,0   | 0,0   | 0,1  |
| Peak3  | 659,90 | 3660,75 | 484,0      | 484,1  | 484,2  | 484,0  | 3660,6      | 3660,5 | 3660,5 | 3660,6 | 0,2                  | 0,3   | 0,3   | 0,1  |
| Peak4  | 653,29 | 3507,49 | 560,1      | 560,2  | 560,3  | 560,1  | 3507,4      | 3507,3 | 3507,2 | 3507,3 | 0,1                  | 0,2   | 0,3   | 0,2  |
| Peak5  | 650,65 | 3445,50 | 590,0      | 590,0  | 590,0  | 589,9  | 3445,4      | 3445,4 | 3445,5 | 3445,4 | 0,1                  | 0,1   | 0,0   | 0,1  |
| Peak6  | 640,23 | 3195,17 | 705,8      | 705,8  | 705,8  | 705,7  | 3195,3      | 3195,3 | 3195,4 | 3195,3 | -0,1                 | -0,2  | -0,2  | -0,1 |
| Peak7  | 638,30 | 3148,04 | 726,8      | 726,8  | 726,8  | 726,7  | 3148,1      | 3148,2 | 3148,3 | 3148,2 | 0,0                  | -0,1  | -0,2  | -0,2 |
| Peak8  | 633,44 | 3027,94 | 779,4      | 779,3  | 779,5  | 779,3  | 3028,1      | 3028,2 | 3028,0 | 3028,1 | -0,1                 | -0,2  | -0,1  | -0,2 |
| Peak9  | 630,48 | 2953,72 | 811,1      | 811,2  | 811,3  | 811,1  | 2954,0      | 2953,8 | 2953,8 | 2953,9 | -0,2                 | -0,1  | -0,1  | -0,2 |
| Peak10                                       | 626,65 | 2856,78 | 852,0      | 852,0  | 852,1  | 851,9  | 2856,8      | 2856,8 | 2856,8 | 2856,9 | -0,1                 | -0,1  | -0,1  | -0,1 |
| Peak11                                       | 621,73 | 2730,47 | 903,9      | 903,9  | 904,0  | 903,9  | 2730,5      | 2730,5 | 2730,4 | 2730,4 | 0,0                  | 0,0   | 0,0   | 0,1  |
| Peak12                                       | 616,36 | 2590,36 | 960,1      | 960,1  | 960,2  | 960,1  | 2590,4      | 2590,4 | 2590,4 | 2590,3 | 0,0                  | 0,0   | 0,0   | 0,1  |
| Peak13                                       | 614,31 | 2536,14 | 981,4      | 981,4  | 981,5  | 981,4  | 2536,1      | 2536,1 | 2536,0 | 2536,0 | 0,1                  | 0,1   | 0,1   | 0,1  |
| Peak14                                       | 609,62 | 2410,91 | 1029,9     | 1029,9 | 1030,1 | 1029,9 | 2410,8      | 2410,8 | 2410,7 | 2410,9 | 0,1                  | 0,1   | 0,2   | 0,0  |
| Peak15                                       | 607,43 | 2351,98 | 1052,3     | 1052,4 | 1052,4 | 1052,4 | 2351,9      | 2351,8 | 2352,0 | 2351,7 | 0,1                  | 0,2   | 0,0   | 0,2  |
| Peak16                                       |        |         | 1097,8     | 1097,9 | 1097,9 | 1097,7 | 2230,9      | 2230,7 | 2230,8 | 2230,9 |                      |       |       |      |
| Peak17                                       |        |         | 1153,3     | 1153,3 | 1153,4 | 1153,2 | 2079,6      | 2079,7 | 2079,5 | 2079,7 |                      |       |       |      |
| Peak18                                       | 594,48 | 1993,34 | 1184,5     | 1184,5 | 1184,6 | 1184,4 | 1993,0      | 1993,0 | 1993,2 | 1993,2 | 0,3                  | 0,3   | 0,2   | 0,1  |
| Peak19                                       |        |         | 1248,1     | 1248,2 | 1248,2 | 1248,0 | 1813,2      | 1813,1 | 1813,1 | 1813,2 |                      |       |       |      |
| Peak20                                       | 585,25 | 1727,93 | 1277,7     | 1277,7 | 1277,8 | 1277,6 | 1727,9      | 1728,0 | 1727,9 | 1727,9 | 0,1                  | 0,0   | 0,0   | 0,0  |
| Peak21                                       | 579,07 | 1545,49 | 1339,8     | 1339,9 | 1340,0 | 1339,8 | 1545,7      | 1545,6 | 1545,6 | 1545,6 | -0,2                 | -0,2  | -0,1  | -0,1 |
| Peak22                                       | 576,96 | 1482,45 | 1361,0     | 1361,0 | 1361,1 | 1361,0 | 1482,6      | 1482,6 | 1482,6 | 1482,5 | -0,2                 | -0,2  | -0,2  | -0,1 |
| Peak23                                       | 546,07 | 502,14  | 1672,0     | 1672,0 | 1672,1 | 1672,0 | 502,1       | 502,1  | 502,1  | 502,1  | 0,0                  | 0,0   | 0,0   | 0,0  |

Figura 4-30: Error de la calibración a diferentes temperaturas

Para poder evaluar el requisito de precisión en la medida de un pico, se tenían en cuenta los siguientes factores:

- Error del cálculo del pico de las lámparas (por un ajuste a gaussiana) mediante resolución subpixel:  $\pm 0,5 \text{ cm}^{-1}$
- Error en el ajuste al polinomio:  $\pm 0,3 \text{ cm}^{-1}$
- Error en el conocimiento de la longitud de onda del láser:  $\pm 0,4 \text{ cm}^{-1}$
- Error del cálculo del pico Raman (por un ajuste a lorentziana) mediante resolución subpixel:  $\pm 0,5 \text{ cm}^{-1}$

Así, mediante una suma cuadrática, el error que se obtenía era de:  $\pm 0,87 \text{ cm}^{-1}$

#### 4.3.1.2 Resolución del instrumento

Para obtener la resolución del instrumento, se midió la anchura a media altura (FWHM) de los distintos picos de las lámparas de calibración, dando por hecho que se tratan de los picos más estrechos de los que se puede disponer; y que por obtenerlos inyectando directamente la luz en la entrada del espectrómetro (sin necesidad de muestras), no se vería afectada esta medida por la influencia de las otras partes del instrumento.

Así, con las lámparas de Ne y Hg-Ar, medidos los picos a distintas temperaturas, el resultado fue:

| SYSTEM SPECTRAL RESOLUTION |     |            |       |       |       |             |       |       |       |
|----------------------------|-----|------------|-------|-------|-------|-------------|-------|-------|-------|
|                            |     | FWHM (pxl) |       |       |       | FWHM (cm-1) |       |       |       |
|                            |     | -10°C      | -20°C | -30°C | -40°C | -10°C       | -20°C | -30°C | -40°C |
| Peak1                      | 672 | 4,4        | 4,5   | 4,3   | 4,7   | 7,9         | 8,1   | 7,8   | 8,5   |
| Peak2                      | 668 | 4,3        | 4,2   | 4,2   | 4,8   | 8,0         | 7,8   | 7,8   | 9,0   |
| Peak3                      | 660 | 4,2        | 4,0   | 4,0   | 4,5   | 8,2         | 7,9   | 7,8   | 8,8   |
| Peak4                      | 653 | 3,7        | 3,7   | 3,7   | 4,1   | 7,6         | 7,6   | 7,6   | 8,4   |
| Peak5                      | 651 | 3,6        | 3,4   | 3,3   | 3,7   | 7,5         | 7,1   | 7,0   | 7,7   |
| Peak6                      | 640 | 2,9        | 3,0   | 2,9   | 3,0   | 6,5         | 6,7   | 6,5   | 6,7   |
| Peak7                      | 638 | 2,9        | 2,8   | 2,9   | 3,1   | 6,5         | 6,4   | 6,5   | 6,9   |
| Peak8                      | 633 | 2,8        | 2,8   | 2,7   | 2,8   | 6,4         | 6,4   | 6,2   | 6,4   |
| Peak9                      | 630 | 2,7        | 2,7   | 2,7   | 2,9   | 6,5         | 6,4   | 6,4   | 6,8   |
| Peak10                     | 627 | 2,7        | 2,6   | 2,6   | 2,7   | 6,6         | 6,4   | 6,3   | 6,5   |
| Peak11                     | 622 | 2,7        | 2,6   | 2,6   | 2,7   | 6,7         | 6,3   | 6,3   | 6,7   |
| Peak12                     | 616 | 2,6        | 2,6   | 2,7   | 2,5   | 6,6         | 6,5   | 6,9   | 6,4   |
| Peak13                     | 614 | 2,4        | 2,5   | 2,4   | 2,6   | 6,3         | 6,4   | 6,0   | 6,5   |
| Peak14                     | 610 | 2,6        | 2,6   | 2,5   | 2,6   | 6,9         | 6,7   | 6,6   | 6,8   |
| Peak15                     | 607 | 2,6        | 2,7   | 2,5   | 2,6   | 6,9         | 7,0   | 6,7   | 6,9   |
| Peak16                     |     | 2,7        | 2,6   | 2,4   | 2,7   | 7,2         | 7,0   | 6,4   | 7,2   |
| Peak17                     |     | 2,4        | 2,6   | 2,5   | 2,7   | 6,7         | 7,2   | 6,8   | 7,5   |
| Peak18                     | 594 | 2,7        | 2,6   | 2,6   | 2,7   | 7,4         | 7,2   | 7,3   | 7,4   |
| Peak19                     |     | 2,8        | 2,8   | 2,7   | 2,8   | 7,9         | 7,9   | 7,8   | 8,0   |
| Peak20                     | 585 | 2,8        | 2,7   | 2,8   | 2,9   | 8,0         | 7,8   | 8,1   | 8,3   |
| Peak21                     | 579 | 2,9        | 3,0   | 2,9   | 3,0   | 8,7         | 8,9   | 8,7   | 8,9   |
| Peak22                     | 577 | 3,0        | 2,9   | 2,9   | 3,0   | 9,1         | 8,6   | 8,7   | 8,9   |
| Peak23                     | 546 | 3,3        | 3,3   | 3,2   | 3,3   | 10,9        | 10,8  | 10,6  | 10,8  |

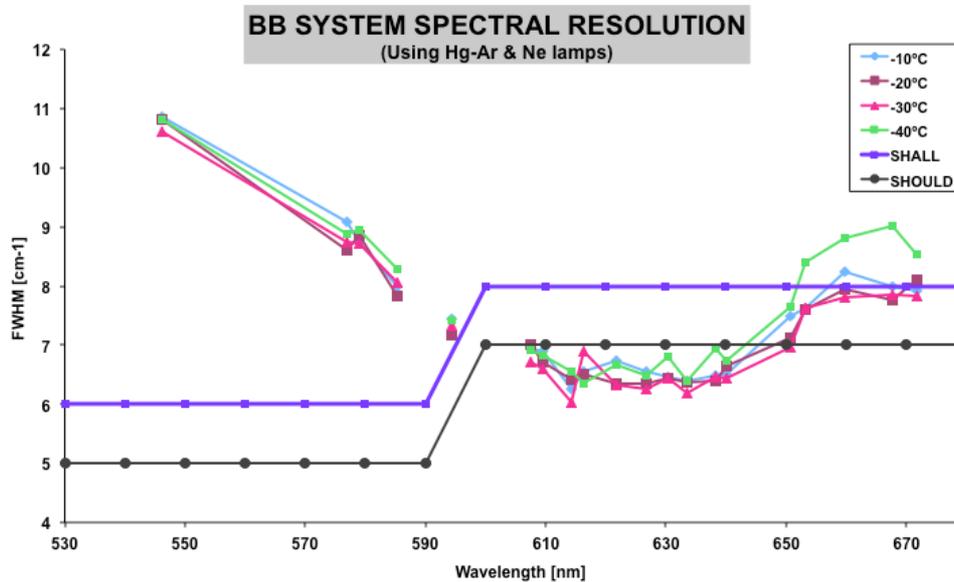


Figura 4-31: Tabla de resultados de resolución del BB a distintas temperaturas

En estas gráficas resumen, se puede observar cómo el requisito de resolución, a longitudes de onda centrales se obtenía de forma holgada, y también en casi todos los

casos a longitudes de onda más altas; y sin embargo se encontraba lejos de los valores requeridos en longitudes de onda bajas. Este efecto se ha asociado principalmente a la variación de la posición axial y angular del plano imagen en función de las variaciones de temperatura y es una corrección realizada en el FM

#### 4.3.1.3 SNR de referencia del instrumento

En cuanto a las muestras que se analizaron, a distintas temperaturas, caben destacar: ciclohexano, calcita en bruto, gossan en polvo, cuarzo en polvo y una lámina de silicio.

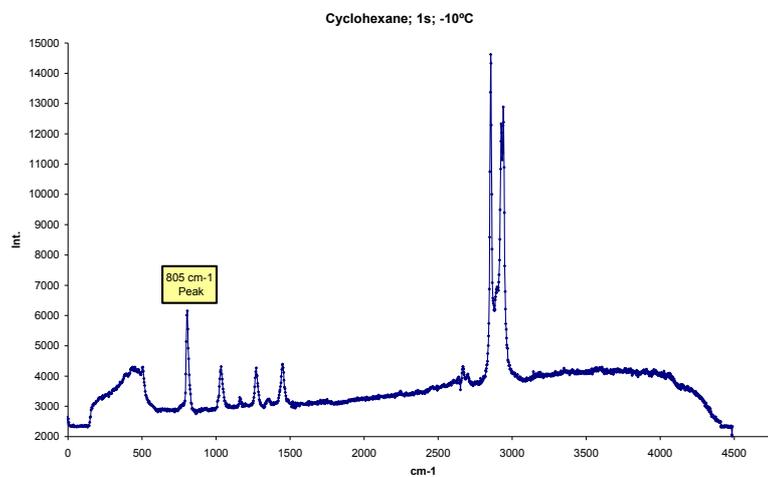


Figura 4-32: Espectro de ciclohexano a -10°C (condiciones de adquisición: 1s, 1 acumulación)

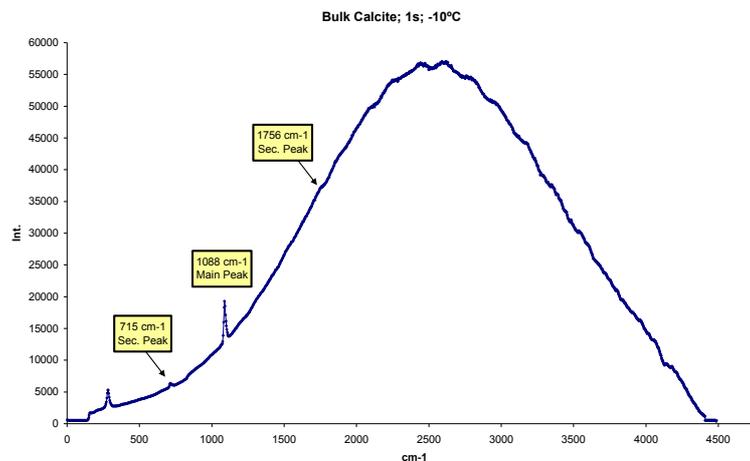


Figura 4-33: Espectro de calcita en bruto a -10°C (condiciones de adquisición: 1s, 1 acumulación)

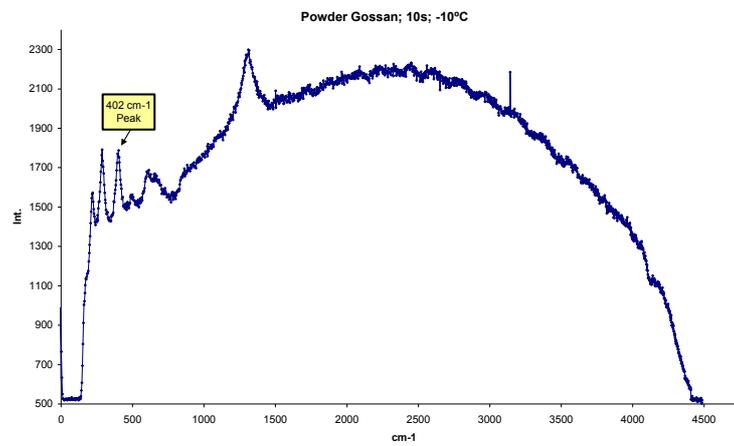


Figura 4-34: Espectro de gossan en polvo a -10°C (condiciones de adquisición: 10s, 1 acumulación)

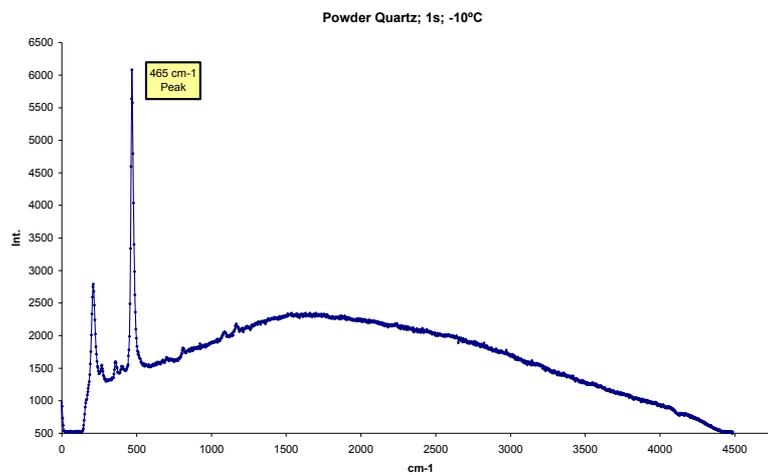


Figura 4-35: Espectro de cuarzo en polvo a -10°C (condiciones de adquisición: 1s, 1 acumulación)

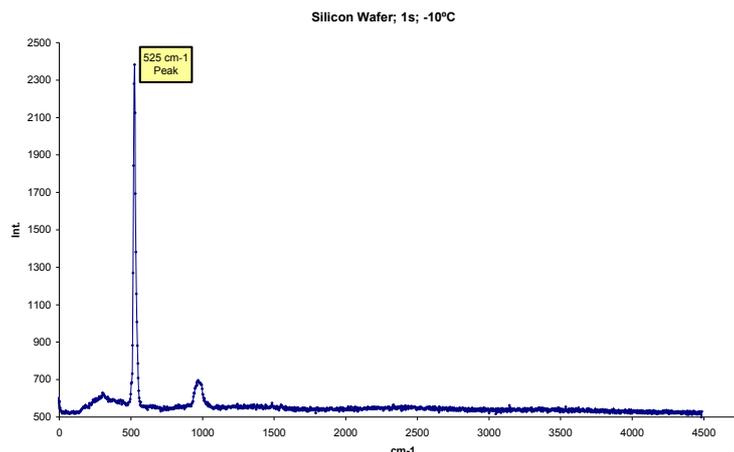


Figura 4-36: Espectro de una lámina de silicio a -10°C (condiciones de adquisición: 1s, 1 acumulación)

Los valores de SNR tanto para picos principales como secundarios, con el detector a -10°C, y espectros de 1 segundo, fueron muy esperanzadores.

- SNR pico 805 cm<sup>-1</sup> ciclohexano (1s, -10°C): ~ 100
- SNR pico 1086 cm<sup>-1</sup> calcita bruto (1s, -10°C): ~ 250
- SNR pico 715 cm<sup>-1</sup> calcita bruto (1s, -10°C): ~ 25
- SNR pico 1756 cm<sup>-1</sup> calcita bruto (1s, -10°C): ~ 20
- SNR pico 405 cm<sup>-1</sup> gossan en polvo (10s, -10°C): ~ 23
- SNR pico 465 cm<sup>-1</sup> cuarzo en polvo (1s, -10°C): ~ 350
- SNR pico 525 cm<sup>-1</sup> silicio (1s, -10°C): ~ 300

| Sample                           | Sample reference characteristics |                  |            | Spectrum acquisition parameters |   | Requirement     |
|----------------------------------|----------------------------------|------------------|------------|---------------------------------|---|-----------------|
|                                  | Relative Raman Efficiency        | Fundamental Band | Peak width | Acquisition time                | Irradiance on sample KW/cm <sup>2</sup> | SNR better than |
| Silicon (silicon wafer standard) | Assumed 10 <sup>-6</sup> (TBC)   | 521 cm-1         | 7 cm-1     | 1s                              | 0.6                                     | 110             |
|                                  |                                  |                  |            |                                 | 0.8                                     | 130             |
|                                  |                                  |                  |            |                                 | 1.0                                     | 160             |
|                                  |                                  |                  |            |                                 | 1.2                                     | 200             |
| Cyclohexane (standard)           | Assumed 10 <sup>-7</sup> (TBC)   | 815 cm-1         | 7 cm-1     | 1s                              | 0.6                                     | 680             |
|                                  |                                  |                  |            |                                 | 0.8                                     | 900             |
|                                  |                                  |                  |            |                                 | 1.0                                     | 1000            |
|                                  |                                  |                  |            |                                 | 1.2                                     | 1200            |
| Calcite (crystallised bulk)      | Assumed 10 <sup>-7</sup> (TBC)   | 1086 cm-1        | 4 cm-1     | 1s                              | 0.6                                     | 550             |
|                                  |                                  |                  |            |                                 | 0.8                                     | 650             |
|                                  |                                  |                  |            |                                 | 1.0                                     | 800             |
|                                  |                                  |                  |            |                                 | 1.2                                     | 950             |
| Hematite (solid)                 | Assumed 10 <sup>-11</sup> (TBC)  | 405 cm-1         | 15 cm-1    | 10s                             | 0.6                                     | 15              |
|                                  |                                  |                  |            |                                 | 0.8                                     | 20              |
|                                  |                                  |                  |            |                                 | 1.0                                     | 25              |
|                                  |                                  |                  |            |                                 | 1.2                                     | 30              |

| Sample                      | Sample reference characteristics |  |                    | Spectrum acquisition parameters |   | Requirement     |
|-----------------------------|----------------------------------|--|--------------------|---------------------------------|---|-----------------|
|                             | Raman peak                       | Relative intensity with respect to the main band at 1086cm <sup>-1</sup> | Peak width         | Acquisition time                | Irradiance on sample KW/cm <sup>2</sup> | SNR better than |
| Calcite (crystallised bulk) | 714 cm <sup>-1</sup>             | 7.5%   | 6 cm <sup>-1</sup> | 0.7s                            | from 0.6 to 1.2                         | 50              |
|                             | 1437 cm <sup>-1</sup>            | 1.8%   | 6 cm <sup>-1</sup> | 0.7s                            | from 0.6 to 1.2                         | 12              |
|                             | 1750 cm <sup>-1</sup>            | 2.0%   | 6 cm <sup>-1</sup> | 0.7s                            | from 0.6 to 1.2                         | 11              |

Figura 4-37: Valores de SNR de referencia según la Especificación Técnica del Instrumento

Observando los resultados de SNR mostrados en esta página, se puede apreciar que utilizando una potencia del láser en la zona baja de irradiancia (el láser del prototipo IIb, daba unos 20mW, bastante por debajo de los 0,6kW/cm<sup>2</sup>), se consiguieron prácticamente alcanzar todos los valores de picos secundarios. Mientras que aunque no se alcanzasen los valores esperados de SNR en los picos principales, estos se podían observar con claridad.

#### 4.3.2 RESULTADOS DEL MODELO DE INGENIERÍA Y CALIFICACIÓN EQM

Tras el BB, el modelo EQM no solo demostró la calificación del instrumento para su uso en la misión mostrando un TRL8 sino que, además, debía permitir las medidas de las prestaciones científicas que el instrumento podrá alcanzar durante su misión en Marte.

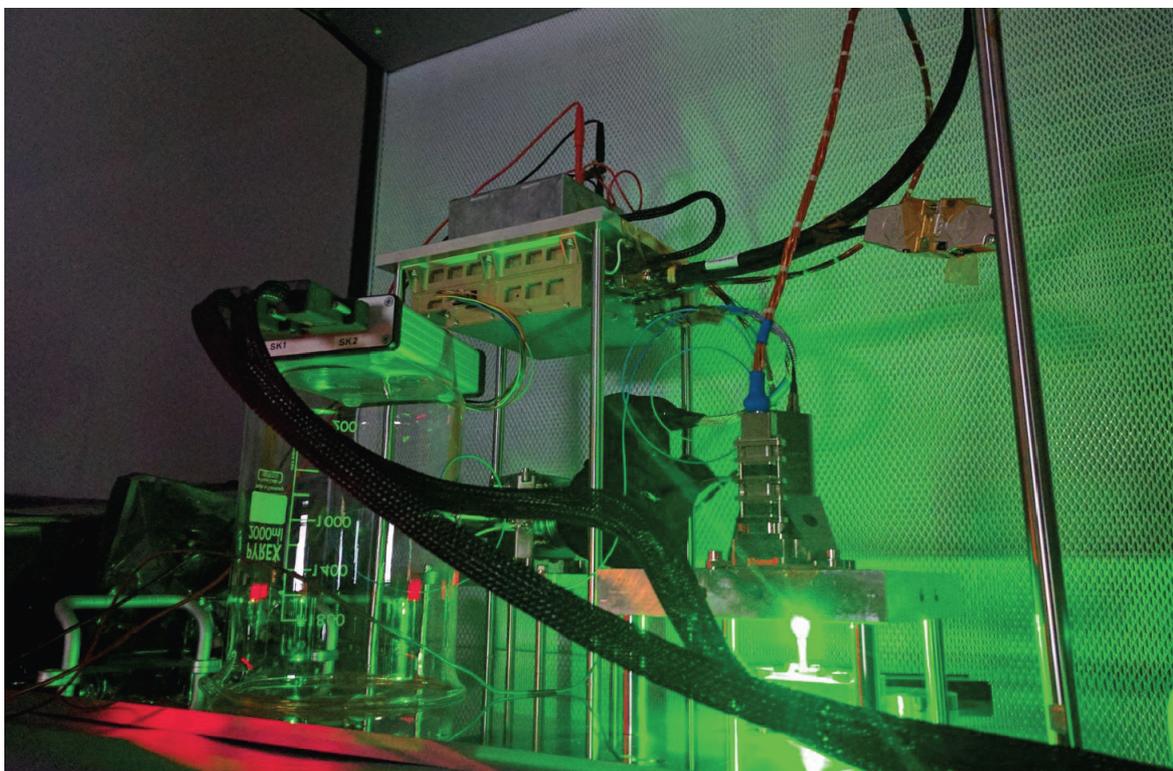


Figura 4-38: RLS EQM durante su operación en el laboratorio

La evaluación de las prestaciones del EQM se ha centrado en dos aspectos fundamentales: por una parte, evaluar la huella del instrumento mediante la obtención de espectros de muestras estándares cuya respuesta es perfectamente conocida, y poder así evaluar la influencia del instrumento en la adquisición de los espectros correspondientes. Y por otra parte, evaluar como el instrumento responde, a la variación de los parámetros de adquisición espectral (tiempo de integración y número de acumulaciones) y de las variables físicas de calibración.

##### 4.3.2.1 Caracterización de los parámetros espectrales: parámetros de banda y respuesta espectral del EQM

Los parámetros de banda a analizar son: posición, intensidad (altura y área integrada), anchura de banda y perfil de banda.

La respuesta espectral considera en general, la respuesta del instrumento a una fuente continua estándar (lámpara de gas o incandescente) que incluirá también la respuesta a la

corriente de oscuridad cuando el instrumento se encuentra en un ambiente estanco a la luz. También se puede obtener información sobre la respuesta espectral haciendo un espectro desenfocado del aire en condiciones de oscuridad. Este método sencillo es de utilidad cuando estamos en condiciones relevantes marcianas, donde las lámparas de calibración pierden su eficacia debido a la dependencia que tienen con la temperatura.

Estos parámetros espectrales serán evaluados tras la correspondiente calibración.

La función de calibración se ha obtenido mediante la inyección de paquetes de luz cada 4nm usando un monocromador, y también, obteniendo espectros de las lámparas de emisión (lámpara de Neon y Hg-Ar) a temperatura ambiente.

| Wavelength from monochromator (nm) | Pixel (from IDAT) | Raman Shift (cm-1) | Wavelength from polynomial (nm) | Diff (nm) | Diff (cm-1) |
|------------------------------------|-------------------|--------------------|---------------------------------|-----------|-------------|
| <b>532</b>                         |                   | <b>0</b>           |                                 |           |             |
| 529.991                            | 1616              | -71.25245126       | 529.871                         | -0.120    | 4.27        |
| 534.007                            | 1587.7            | 70.64619735        | 534.019                         | 0.012     | -0.42       |
| 537.991                            | 1560.2            | 209.3209402        | 538.066                         | 0.075     | -2.58       |
| 542.01                             | 1532.9            | 347.1483824        | 542.097                         | 0.087     | -2.95       |
| 545.998                            | 1506.2            | 481.907078         | 546.050                         | 0.052     | -1.75       |
| 549.999                            | 1480.3            | 615.1412415        | 549.894                         | -0.105    | 3.47        |
| 553.99                             | 1453.5            | 746.125137         | 553.879                         | -0.111    | 3.62        |
| 557.994                            | 1426.1            | 875.6528252        | 557.959                         | -0.035    | 1.14        |
| 562.01                             | 1398.9            | 1003.714782        | 562.012                         | 0.002     | -0.08       |
| 565.994                            | 1371.8            | 1128.960665        | 566.053                         | 0.059     | -1.84       |
| 569.991                            | 1344.9            | 1252.855819        | 570.063                         | 0.072     | -2.23       |
| 573.99                             | 1317.9            | 1375.086176        | 574.087                         | 0.097     | -2.93       |
| 577.997                            | 1291.2            | 1495.864621        | 578.061                         | 0.064     | -1.91       |
| 582.006                            | 1264.1            | 1615.039031        | 582.089                         | 0.083     | -2.44       |
| 586.005                            | 1238.3            | 1732.291668        | 585.916                         | -0.089    | 2.59        |
| 589.993                            | 1211.5            | 1847.638845        | 589.882                         | -0.111    | 3.19        |
| 593.992                            | 1183.6            | 1961.748909        | 593.998                         | 0.006     | -0.18       |
| 598.002                            | 1156              | 2074.640382        | 598.056                         | 0.054     | -1.50       |
| 602.001                            | 1128              | 2185.724394        | 602.155                         | 0.154     | -4.25       |
| 606.01                             | 1101              | 2295.614616        | 606.090                         | 0.080     | -2.18       |
| 610.008                            | 1074              | 2403.764851        | 610.005                         | -0.003    | 0.08        |
| 613.994                            | 1046.9            | 2510.188376        | 613.913                         | -0.081    | 2.15        |
| 617.991                            | 1019.7            | 2615.527055        | 617.811                         | -0.180    | 4.72        |
| 621.997                            | 991               | 2719.74452         | 621.896                         | -0.101    | 2.62        |
| 625.99                             | 962.6             | 2822.2964          | 625.907                         | -0.083    | 2.12        |
| 629.994                            | 933.9             | 2923.825435        | 629.927                         | -0.067    | 1.68        |
| 634.006                            | 905.2             | 3024.271087        | 633.911                         | -0.095    | 2.35        |
| 638.005                            | 875.3             | 3123.134126        | 638.021                         | 0.016     | -0.40       |
| 641.992                            | 846               | 3220.474394        | 642.006                         | 0.014     | -0.34       |
| 646.009                            | 815.8             | 3317.331981        | 646.066                         | 0.057     | -1.37       |
| 649.991                            | 786.3             | 3412.164076        | 649.983                         | -0.008    | 0.18        |
| 654.003                            | 755.5             | 3506.542743        | 654.019                         | 0.016     | -0.37       |
| 658.001                            | 725.4             | 3599.447189        | 657.906                         | -0.095    | 2.18        |
| 662.006                            | 691.5             | 3691.389209        | 662.215                         | 0.209     | -4.77       |
| 665.998                            | 659.7             | 3781.932376        | 666.186                         | 0.188     | -4.24       |
| 669.997                            | 628               | 3871.552517        | 670.073                         | 0.076     | -1.70       |
| 674.003                            | 594.5             | 3960.263268        | 674.101                         | 0.098     | -2.15       |
| 677.994                            | 562.1             | 4047.599419        | 677.913                         | -0.081    | 1.76        |
| 681.992                            | 528.3             | 4134.063884        | 681.800                         | -0.192    | 4.12        |
| 685.995                            | 491               | 4219.626757        | 685.979                         | -0.016    | 0.35        |

Figura 4-39: Longitud de onda del monochromador vs posición de pixel en el instrumento

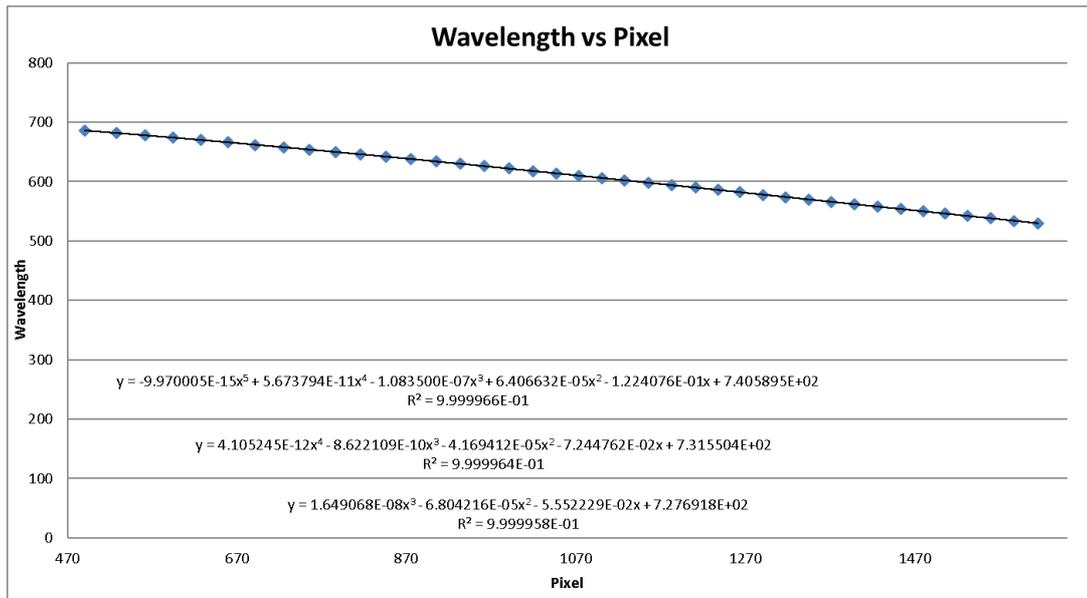


Figura 4-40: Ajuste mediante polinomios de grado 3, 4 y 5, para calibración del EQM en longitudes de onda.

|                  |           |
|------------------|-----------|
| Polinomial order | 3         |
| A0               | 7.28E+02  |
| A1               | -5.55E-02 |
| A2               | -6.80E-05 |
| A3               | 1.65E-08  |

Figura 4-41: Coeficientes de los polinomios de grado 3 para calibración del EQM en longitudes de onda

Con este ajuste polinómico de grado 3, se tuvo el siguiente ajuste para los picos de emisión de la lámpara de neon:

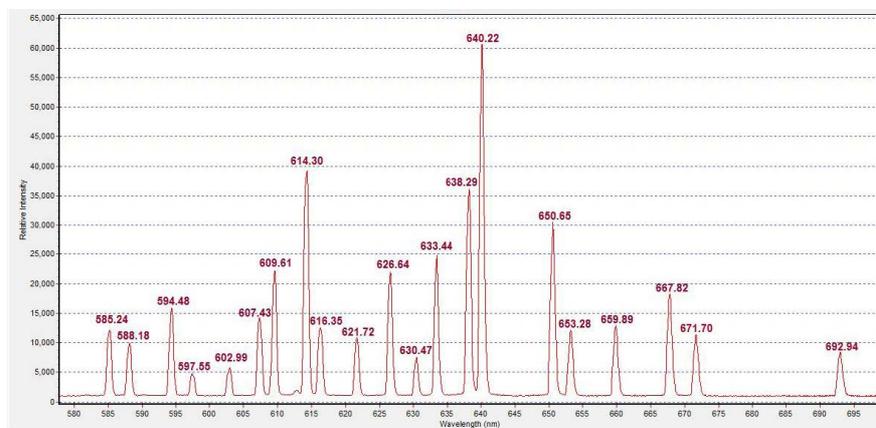


Figura 4-42: Picos de la lámpara Neon obtenidos con el EQM con sus valores estándar marcados

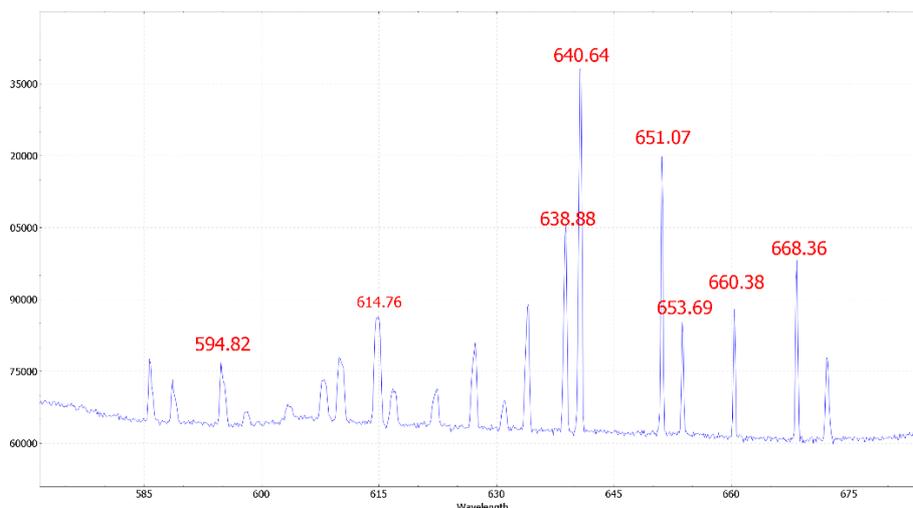


Figura 4-43: Picos lámpara Neon obtenidos con el EQM, recalibrados usando la función de calibración de la Figura 4-41

y tomando como longitud de onda de excitación 532,65nm se obtuvieron espectros para una serie de sustancias estándar y materiales naturales (minerales) expresados en desplazamiento Raman. En las figuras siguientes se representan un par de ejemplos:

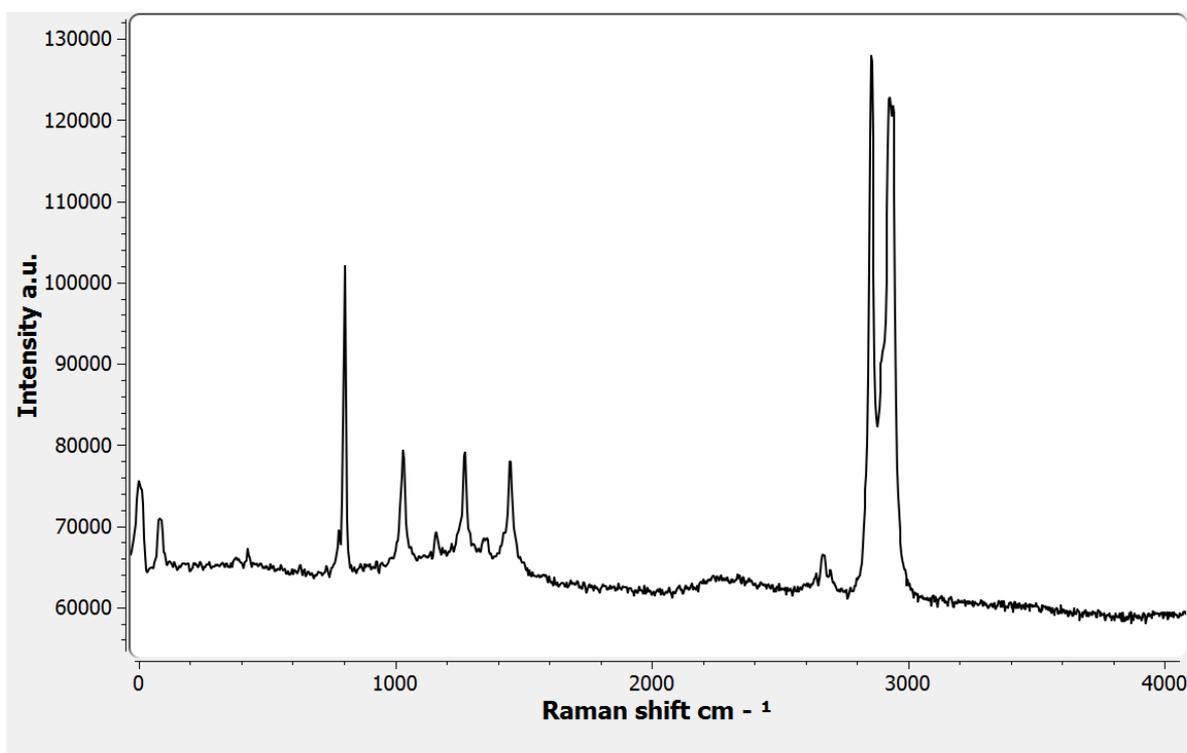


Figura 4-44: Raman de ciclohexano obtenido con el RLS-EQM, mostrada en  $\text{cm}^{-1}$  (longitud de onda láser = 532,65nm) Condiciones de adquisición: 1s, 1 acumulación.

|   |       |       |        |        |        |        |        |        |        |        |
|---|-------|-------|--------|--------|--------|--------|--------|--------|--------|--------|
| Valores referencia (NIST) (cm <sup>-1</sup> ) | 426.4 | 801.3 | 1028.3 | 1157.6 | 1266.4 | 1444.4 | 2664.4 | 2852.9 | 2923.8 | 2938.3 |
| Valores EQM (cm <sup>-1</sup> )               | 424.5 | 802.4 | 1030.8 | 1158.9 | 1270   | 1448.2 | 2667.2 | 2855   | 2926.0 | 2939.8 |
| Diferencia (cm <sup>-1</sup> )                | 1.9   | 0.9   | 2.5    | 1.3    | 3.6    | 3.8    | 2.8    | 2.1    | 2.2    | 1.5    |

Figura 4-45: En esta tabla se presentan los valores de posición espectral obtenidos para el ciclohexano comparados con los obtenidos NIST en la literatura. Se ha usado la función de calibración obtenida mediante las lámparas de emisión y el valor de excitación del láser 532.65nm. Se considera solo la porción más importante de los picos observados

El cálculo de las diferencias, permite a su vez refinar la función da calibración para obtener valores de posición mas precisos.

El siguiente aspecto importante, tras la posición espectral, es la respuesta espectral. Esta, como se ha comentado antes, se puede obtener de diversas formas, en particular, con lámparas calibradas de emisión continua. Pero para poder tener en cuenta el efecto de la temperatura variable, a la cual el instrumento deba trabajar, se ha optado por efectuar medidas sobre la corriente de fondo del espectrómetro (medir la señal en oscuridad y sin iluminación del laser) y medidas Raman sobre el aire también en oscuridad. En la figura siguiente se puede observar el espectro del ciclohexano superpuesto al del aire en oscuridad tomado en las mismas condiciones. La substracción de ambos permite una eficaz corrección de la respuesta espectral.

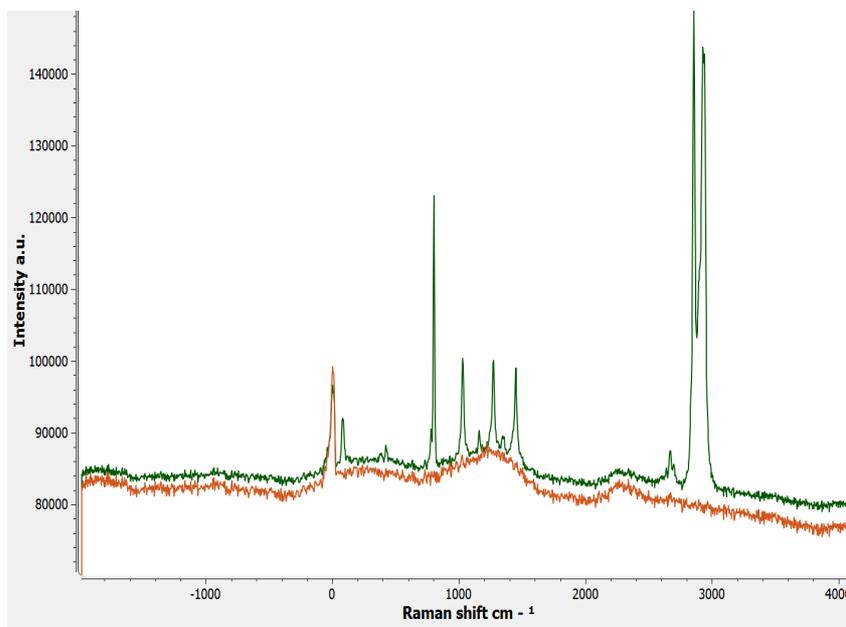


Figura 4-46: Espectro Raman de ciclohexano superpuesto con el del aire, ambos tomados en las mismas condiciones (1s, 1 acumulación) y en oscuridad.

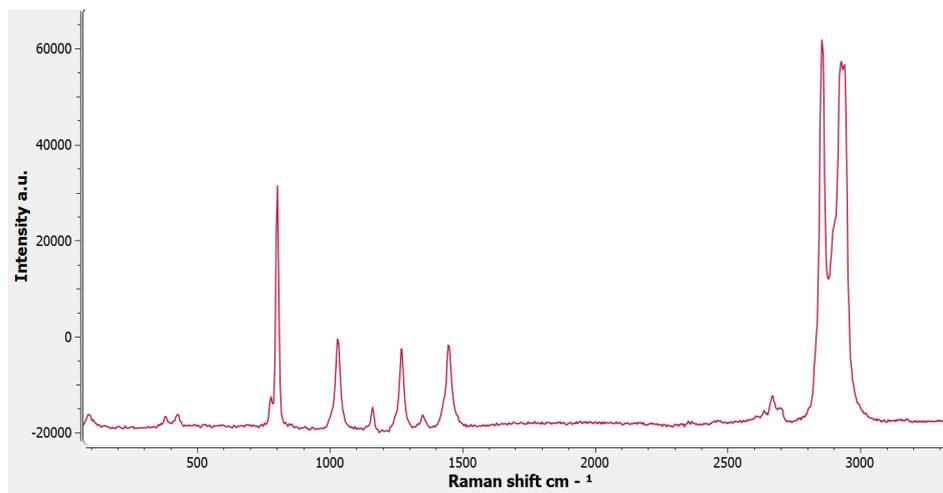


Figura 4-47: Espectro diferencia entre ciclohexano y el aire mostrados en la Figura 4-46.

En otros casos, la respuesta espectral también contiene contribuciones que vienen de la muestra, como fluorescencia, o radiaciones parásitas derivadas del tamaño de cristal u otros efectos. En este caso, junto a la corrección de la respuesta del espectrómetro en oscuridad (aire) se deben efectuar correcciones de la línea de base. Los algoritmos desarrollados en la herramienta IDAT permiten efectuar esta corrección de forma automática. En la figuras siguientes se muestran un para de ejemplos: yeso de Sorbas en forma de polvo cristalino de grano fino y la muestra de calibración del instrumento PET.

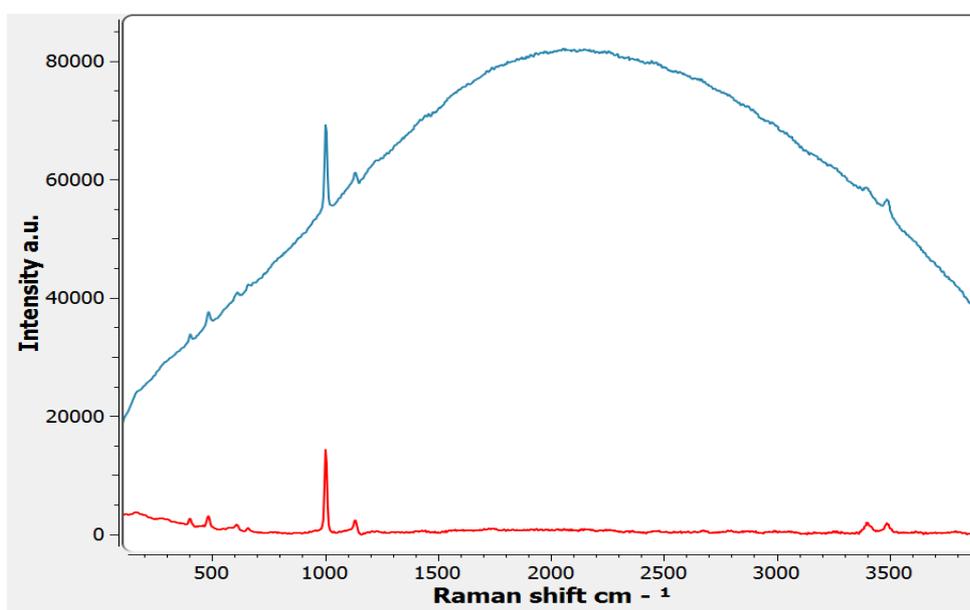


Figura 4-48: Espectro Raman sobre un yeso de Sorbas en polvo de grano fino preparado por el sistema automático de tratamiento de muestras ("crusher"+ distribuidor) del *rover*. Adquisición: tiempo de integración 2s, acumulaciones 1, CCD a -10C. En alto, espectro real, abajo, corregido por la respuesta espectral y el efecto de fluorescencia.

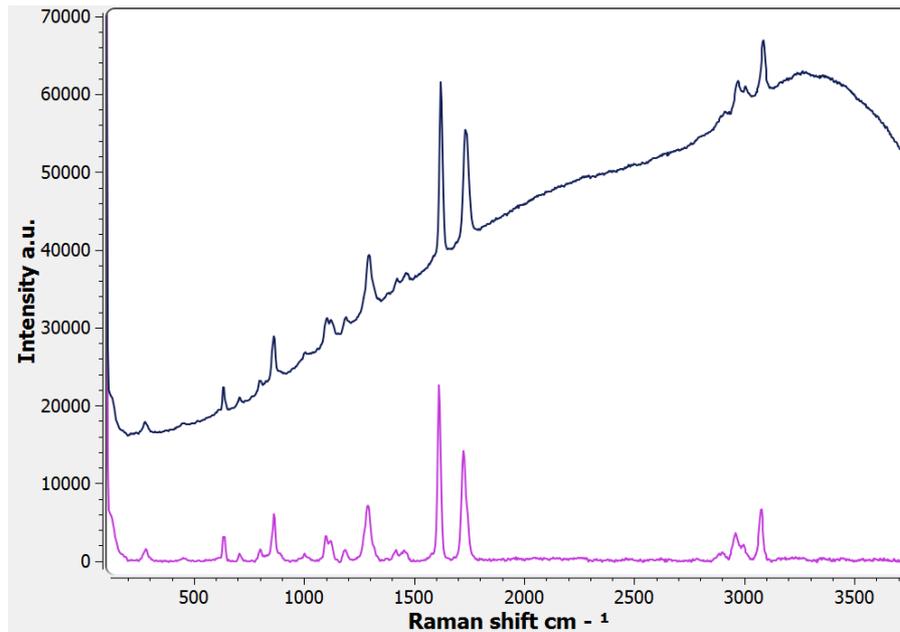


Figura 4-49: Espectro Raman de la muestra de calibración del instrumento (PET) Adquisición: tiempo de integración 1s, acumulaciones 1, CCD a -10C. En alto, espectro real, abajo, corregido por la respuesta espectral y el efecto de fluorescencia.

Otro aspecto esencial en la caracterización de la respuesta espectral es la anchura de banda y el perfil de banda. De acuerdo con los requisitos establecidos en el documento principal de interface entre el instrumento RLS y la misión (EICD - *Experiment Interface Control Document*) la resolución espectral debe estar entre  $6$  y  $7 \text{ cm}^{-1}$  y el perfil debe corresponder a la convolución entre la respuesta espectral intrínseca del material analizado y la función aparato. En principio para líquidos puros con escasa o nula interacción intermolecular o cristales o minerales con alto grado de cristalinidad, la distribución de osciladores alrededor de la frecuencia central de vibración debe ser Lorentziana. Y la función aparato, sin distorsiones (o mínimas) de tipo óptico y un correcto alineamiento de la CCD se puede aproximar por una Gaussiana. En consecuencia, el perfil observado debe ser de tipo Gaussiana si observamos una línea de emisión atómica (lámparas de calibración por ejemplo, cuyo perfil se asume una delta de Dirac) y una combinación Gaussiana/Lorentziana si observamos las bandas de dispersión Raman.

En las figuras siguientes, se ilustra la respuesta del EQM en ambos casos y los datos de anchura espectral y perfil de banda obtenidos.

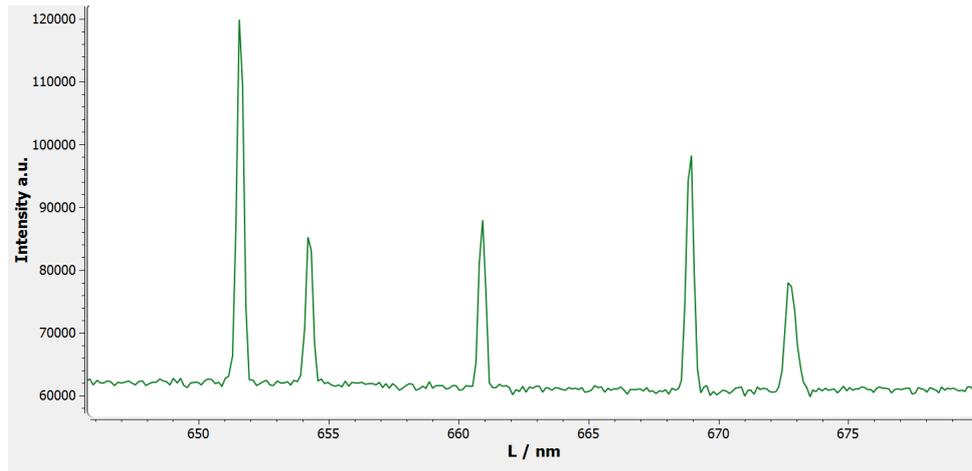


Figura 4-50: Detalle del espectro de emisión de la lámpara de Ne obtenido con el EQM (según Figura 4-43) en el rango 650-675nm

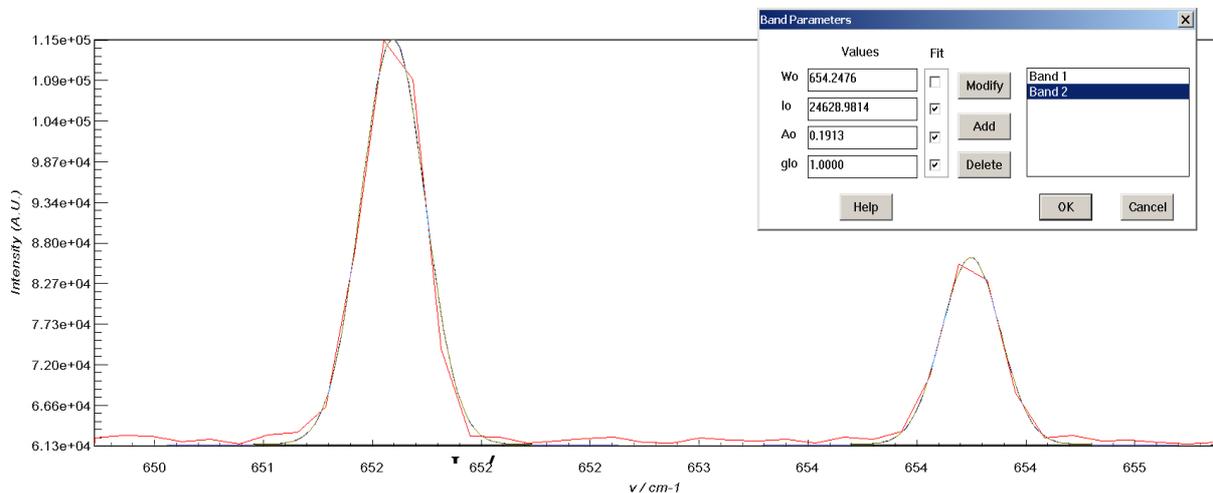


Figura 4-51: Ajuste por bandas del perfil observado con el EQM de las bandas de emisión de Ne (bandas 652.3 y 654.2 nm). Se observa que dicho perfil se ajusta perfectamente con una curva Gaussiana

Estos resultados confirman que el efecto inducido por el instrumento (función aparato) a la señal de entrada es muy pequeño y conforme a lo esperado por el diseño (función Gauss), de acuerdo a los requisitos científicos establecidos.

En los siguientes ejemplos, se muestran algunos de los espectros Raman obtenidos sobre compuestos puros: líquidos no asociados, como el  $\text{CCl}_4$  o sólidos bien cristalizados, como cuarzo o calcita y su perfil de banda.

Como conclusión general de estos resultados, se comprueba que las anchuras obtenidas con lámparas de emisión y medidas mediante dispersión Raman son consistentes con los requisitos científicos establecidos en el documento general de requisitos del instrumento (EICD). Si medimos estas anchuras en nm en todos los casos, las de dispersión Raman son

lógicamente superiores al de las de emisión, por la contribución de la distribución Lorentzina de las vibraciones moleculares. Y el porcentaje Gauss/Lorentz es una medida de la “bondad” de la función aparato, cuanto menor se esta, mejor información vibracional se podrá obtener.

Otro aspecto a considerar en el perfil es su simetría/asimetría. En principio, tanto las emisiones, como los espectros vibracionales de compuestos puros sin interacciones intermoleculares deben dar bandas simétricas. Pero en la práctica se observan ligeras asimetrías. Estas se deben principalmente a dos factores, distorsiones y desalineamientos óptomecánicos, por un lado y emisión no totalmente coherente a una longitud de onda precisa del laser (emisiones secundarias-multimodos). En el primer caso, la asimetría, será observada en los espectros de emisión y en el segundo, en los de dispersión Raman.

La medida de estas asimetrías nos informa de la precisión de ambos factores en el diseño y fabricación del EQM-RLS. Las figuras siguientes ilustran los resultados obtenidos.

#### ***4.3.2.2 Caracterización de la respuesta en función de los parámetros de adquisición espectral y de variables físicas de calibración (p.ej. concentración)***

En condiciones reales, el instrumento debe adquirir espectros de forma automática donde los algoritmos desarrollados deben estimar el tiempo de integración ( $T_i$ ) y el número de acumulaciones necesarias ( $N_A$ ), para que el espectro tenga la calidad óptima para cada circunstancia. Como los materiales naturales con los que se va trabajar tienen eficiencias Raman que varían en algunos ordenes de magnitud y pueden presentar variaciones importantes en el nivel de fondo (fluorescencia, tamaño de cristalito, etc) es importante caracterizar la respuesta del instrumento a dichas variables y en particular estimar si realmente esa respuesta es lineal o tiene un comportamiento diferente para que los algoritmos puedan estimar con eficacia los parámetros de adquisición espectral.

La calidad espectral se mide por la relación señal/ruido (SNR), por lo que la caracterización del instrumento, en este punto, consiste primero, en estimar los valores de ruido y su dependencia con el tiempo de integración y numero de acumulaciones y ver también como varían en función de la temperatura, en particular con la temperatura de la CCD, que es el elemento esencial en la generación de ruido espectral.

A continuación, se debe estimar la señal Raman de algunos compuestos conocidos y ver como la relación señal/ruido varia con los mismos parámetros y con la temperatura, tanto de la CCD, como del instrumento. Los ensayos realizados han sido exhaustivos y aquí se presentan solo algunos ejemplos ilustrativos.

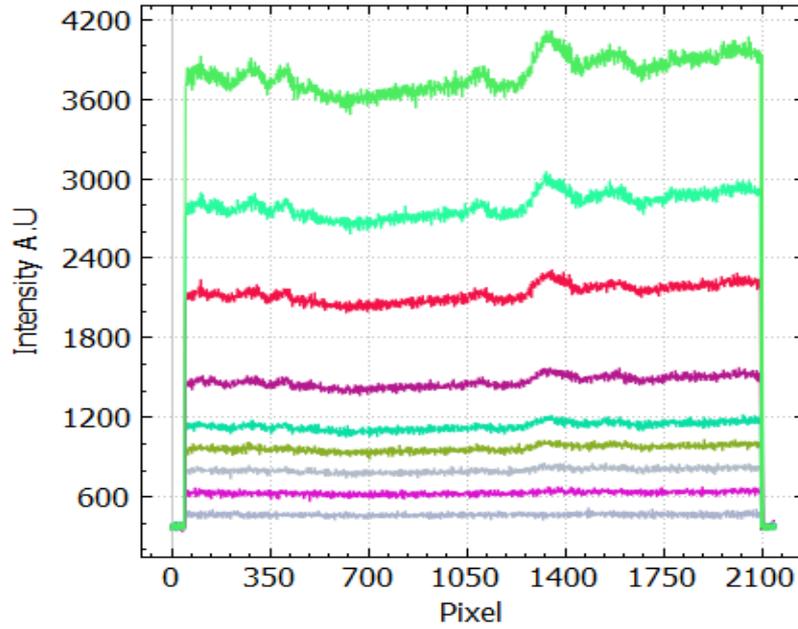


Figura 4-52: Señales obtenidas con el EQM del ruido espectral en oscuridad en función de  $T_i$  (desde 0.1s hasta 10s) para una temperatura de la CCD de  $-25^{\circ}\text{C}$ . La respuesta espectral está representada en pixels de la CCD

En las siguientes figuras se han medido la altura del nivel medio del fondo de ruido y su amplitud, en valor promedio, y a lo largo de todo el rango espectral. Los resultados se muestran en las figuras siguientes.

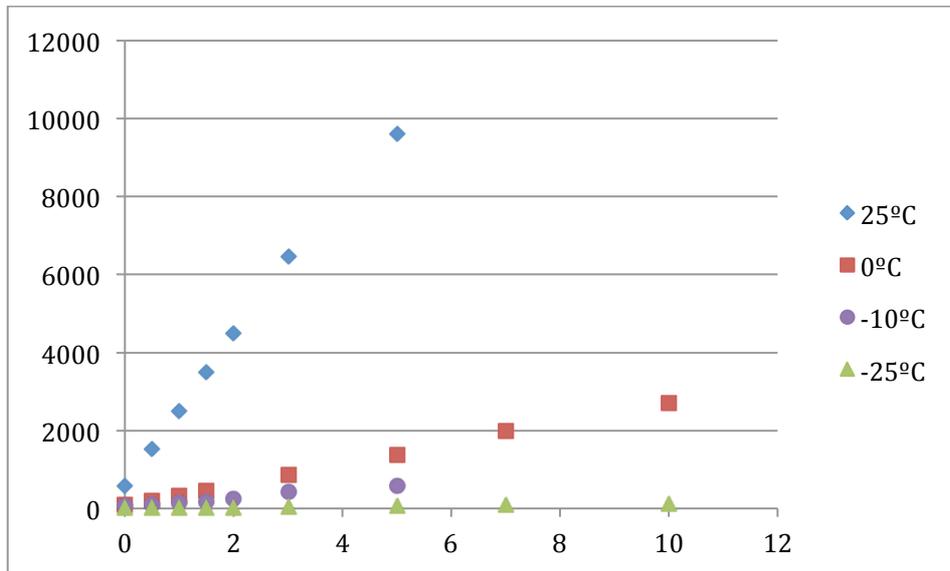


Figura 4-53: Evolución del valor promedio del ruido de fondo medido en función de  $T_i$ , para un rango de temperaturas de la CCD entre  $25^{\circ}\text{C}$  y  $-25^{\circ}\text{C}$ . Unidades de intensidad en cuentas de la CCD

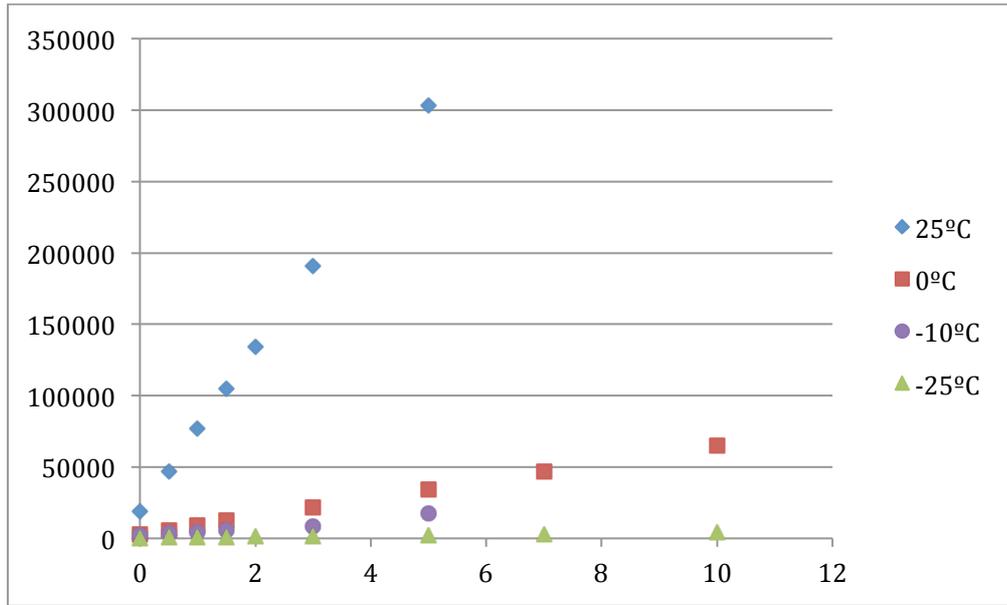


Figura 4-54: Evolución de la amplitud de ruido promedio medida en todo el rango espectral para temperaturas entre 25°C y -25°C en función de Ti. Intensidad en cuentas de la CCD

Se aprecia la enorme diferencia entre 25°C y las demás temperaturas. Lo que manifiesta la gran dificultad para obtener señales espectrales Raman a temperatura ambiente. En las figuras siguientes se detalla el comportamiento de la intensidad del fondo y de la amplitud del ruido para valores de temperaturas relevantes en operación marciana.

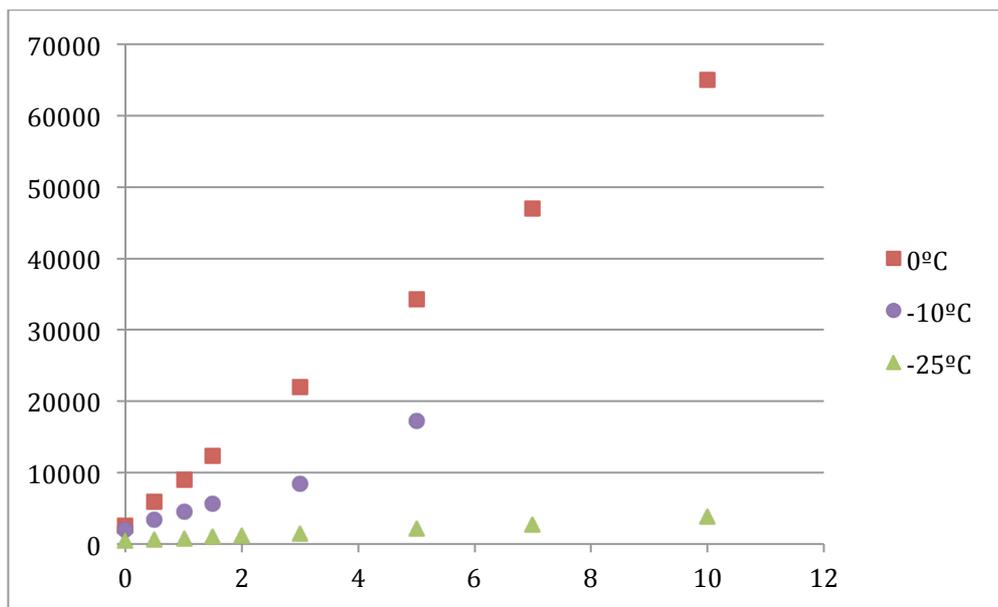


Figura 4-55: Detalle del comportamiento del valor medio del fondo medido en oscuridad para varias temperaturas relevantes de operación en Marte.

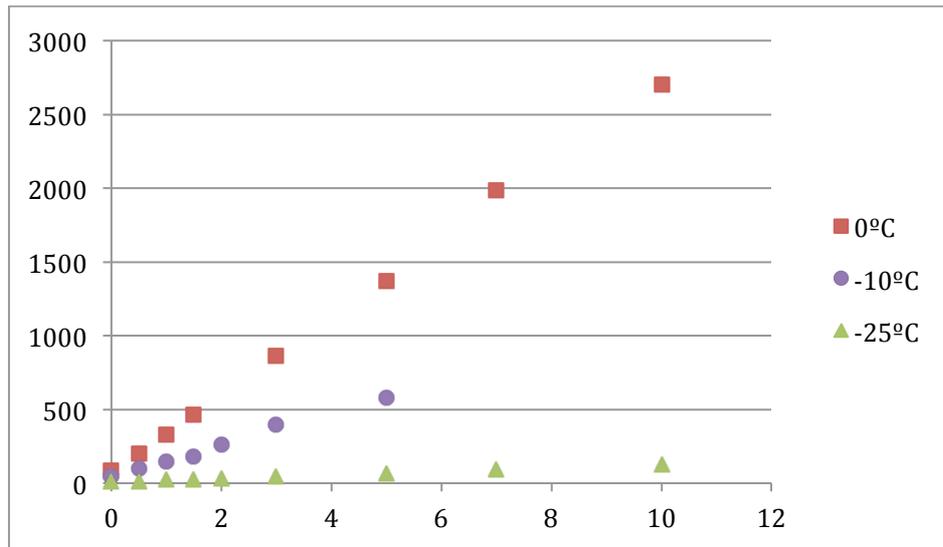


Figura 4-56: Detalle del comportamiento del valor promedio del ruido medido en oscuridad para varias temperaturas relevantes de operación en Marte.

A partir de estos datos se puede concluir que el comportamiento observado nos permite de una forma sencilla establecer los valores de fondo y de amplitud de ruido en diferentes condiciones a partir de una serie de datos en condiciones diferentes. La importancia de estos resultados de cara a la operación es la simplificación que van a permitir para dicha operación, ya que no será necesario medir el “dark” antes de cada medida espectral. Unas pocas medidas a lo largo del ciclo completo sobre una muestra y los datos de telemetría del instrumento permitirán la sustracción del fondo adecuadamente para el conjunto de espectros obtenidos. Este procedimiento, además, reducirá notablemente el tiempo total de medida, permitiendo en muchos casos, analizar más puntos, lo que puede resultar esencial en alguna muestra.

En los siguientes ejemplos se miden los mismos parámetros de nivel promedio de fondo y amplitud de ruido, pero en este caso, para el espectro Raman de una sustancia. Se ha elegido en este caso una solución de perclorato de Li a diferentes concentraciones, para intentar verificar además, la linealidad con la concentración del compuesto.

En la figura siguiente se presenta el espectro de una solución de  $\text{LiClO}_4$  0.5M a temperatura ambiente. Los cálculos se han efectuado sobre el pico principal correspondiente a la vibración  $\nu_1$  totalmente simétrica del grupo  $\text{ClO}_4^-$ . La intensidad se ha medido a la altura del máximo y también el área integrada usando un rango espectral de  $\pm 50\text{cm}^{-1}$  a un lado y otro del máximo. El ruido se ha medido de la misma manera que anteriormente, pero en un intervalo de  $20\text{cm}^{-1}$  alrededor de esos valores de corte para establecer el área integrada.

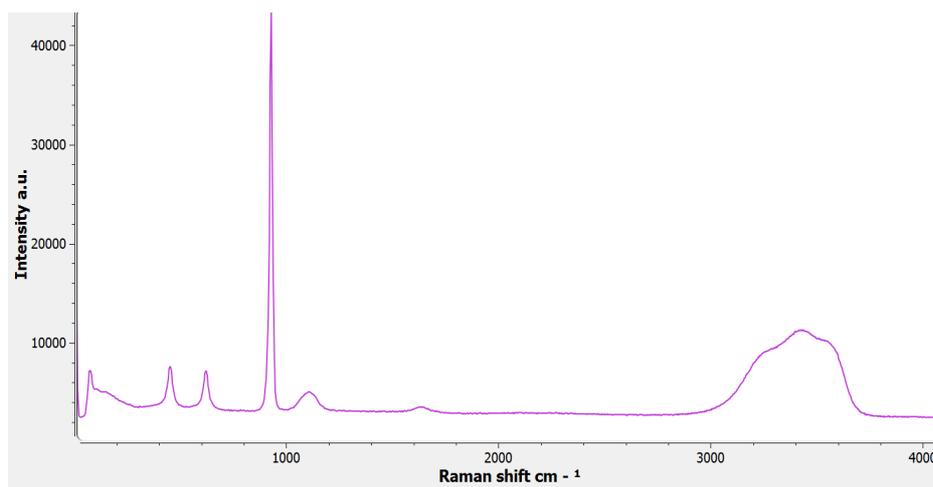


Figura 4-57: Espectro de una solución de  $\text{LiClO}_4$  0.5M, obtenido con el EQM. Condiciones 1s, 1 acumulación, CCD, instrumento y muestra a temperatura ambiente. La banda principal a  $928\text{cm}^{-1}$  es usada para los cálculos junto con el fondo promedio estimado en la región  $1900\text{-}2500\text{ cm}^{-1}$ .

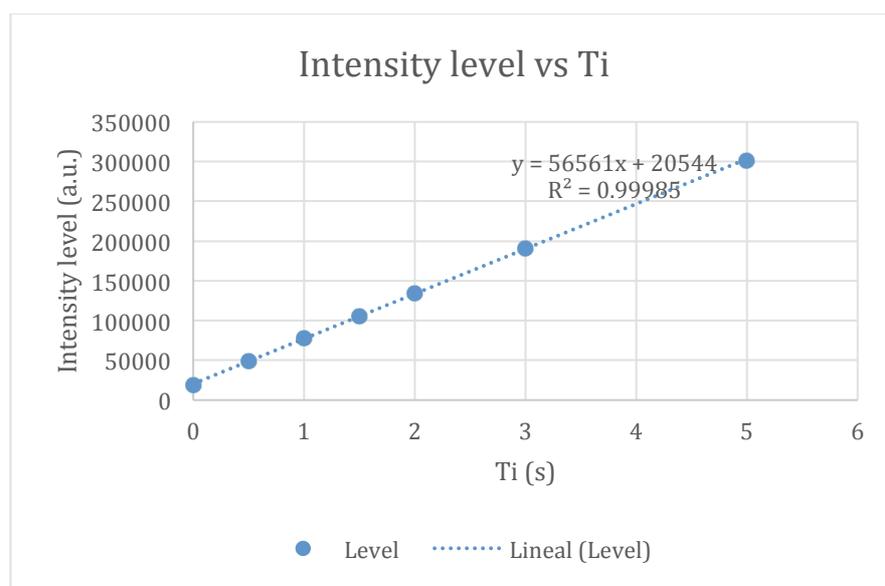


Figura 4-58: Evolución del valor promedio del fondo espectral en función de  $T_i$  (0.1 a 5s) para una solución 0.5M de  $\text{LiClO}_4$ . Condiciones a temperatura ambiente.

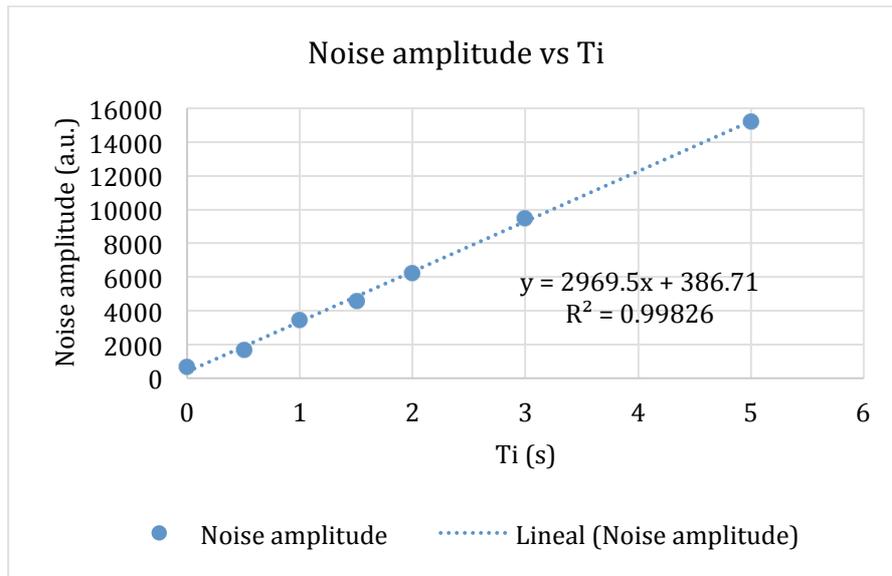


Figura 4-59: Amplitud de ruido medido alrededor del pico principal de  $\text{ClO}_4^-$  en función del tiempo de integración  $T_i$ , para una solución  $\text{LiClO}_4$  0.5M

Se comprueba en estos casos que la respuesta es completamente lineal, lo cual es una buena característica para poder desarrollar los algoritmos de adquisición automática.

El siguiente paso es verificar como evoluciona el ruido, la señal y por tanto SNR con el número de acumulaciones. En la figura siguiente se muestra el efecto para la solución acuosa mencionada.

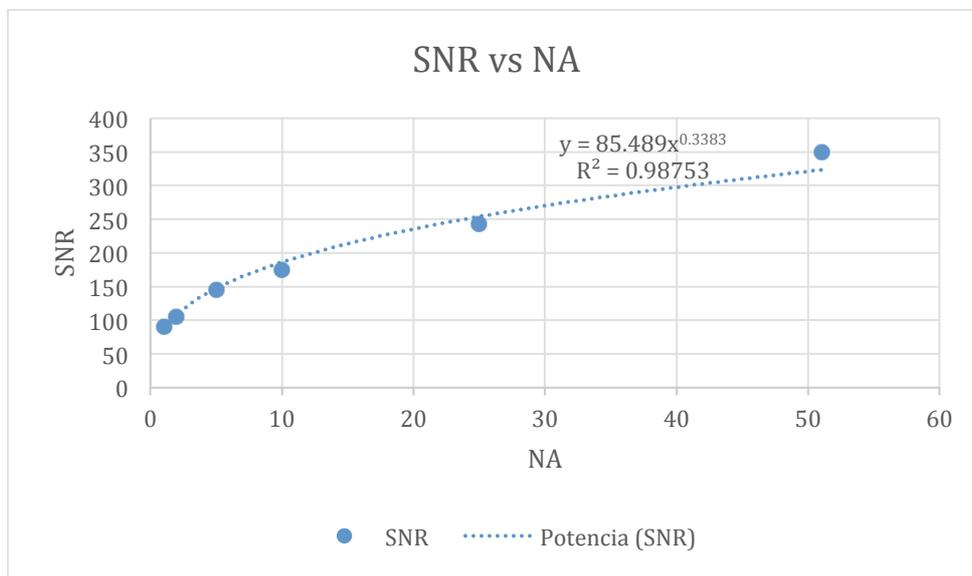


Figura 4-60: Evolución de la SNR en función del número de acumulaciones para una solución de  $\text{LiClO}_4$  0.5M

Para verificar si la respuesta es también lineal en función de la concentración se realizaron espectros sobre soluciones meticulosamente preparadas en el rango 0.02 a

0.5M. En las figuras siguientes se representa la evolución de la altura del pico principal y de área integrada como función de la concentración.

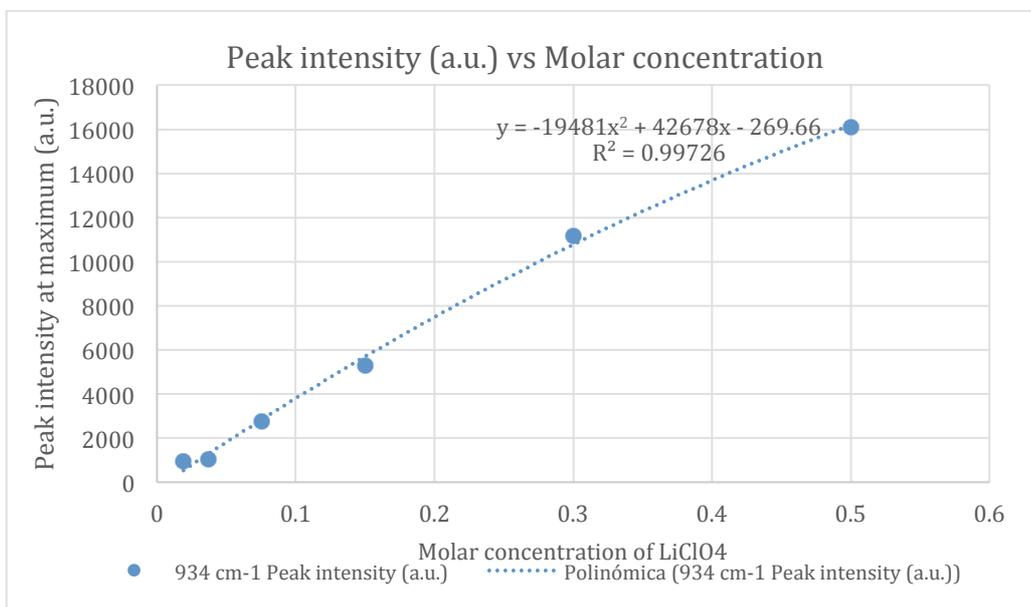


Figura 4-61: Evolución de la intensidad medida como altura del pico principal  $\nu_1(\text{ClO}_4^-)$  en función de la concentración de  $\text{LiClO}_4$ . Condiciones a temperatura ambiente y 1s, 1 acumulación. Se observa que el comportamiento se desvía de la linealidad

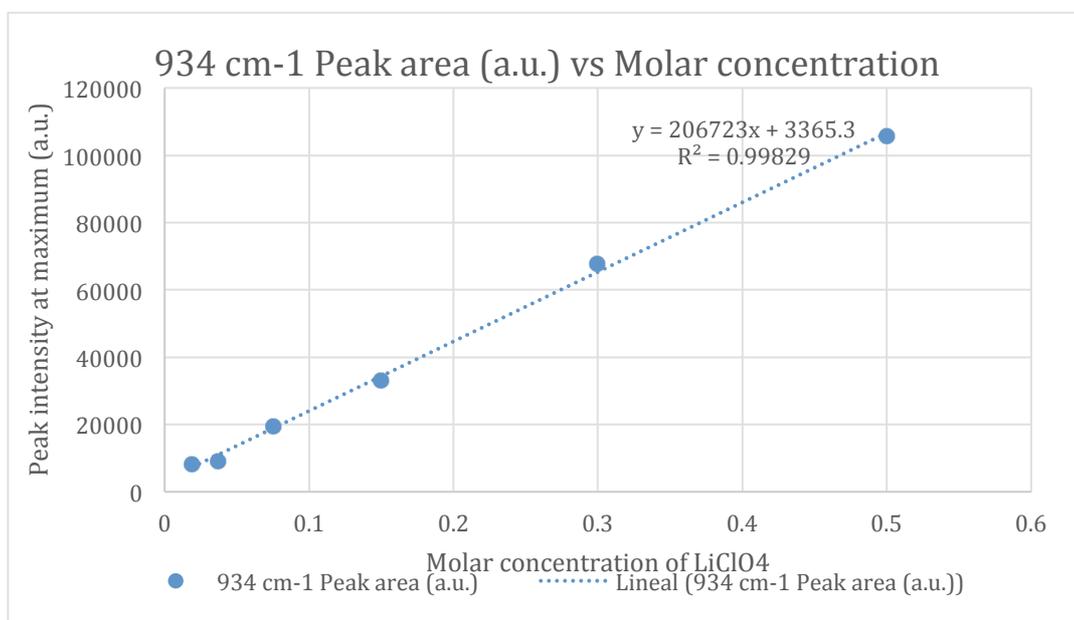


Figura 4-62: Evolución de la intensidad integrada del pico principal  $\nu_1(\text{ClO}_4^-)$  en función de la concentración de  $\text{LiClO}_4$ . Medidas a temperatura ambiente 1s, 1 acumulación. Se observa que el comportamiento en esta caso es totalmente lineal.

La conclusión obtenida de estos datos es que el instrumento EQM responde con una gran precisión a los estímulos internos de  $T_i$  (integración) o externos (concentración). En el caso de las Figura 4-59 y Figura 4-60 el hecho diferencial es que la intensidad medida como altura del pico no tiene en cuenta el hecho de la asociación iónica, la cual modifica la distribución de especies moleculares  $\text{ClO}_4^-$ . Una parte está asociada y otra parte libre. En cambio el área integrada tiene en cuenta todos los iones  $\text{ClO}_4^-$  existentes y en consecuencia, esta línea debe ser una recta.

## 5 CONCLUSIONES

A lo largo de esta tesis, se ha descrito la idoneidad de la técnica Raman para su uso en la exploración planetaria. Así, se puede considerar que el RLS pertenece a la nueva generación de instrumentos que permitirán avanzar de forma decisiva en la ciencia que se realizará durante las próximas décadas, tanto en el Planeta Rojo como en cualquier otra misión que busque comprender los procesos geológicos y potencialmente biológicos a lo largo de nuestro Sistema Solar.

La técnica Raman, además de ser rápida, no requiere preparación en la muestra y es no destructiva; es también fácilmente adaptable a las necesidades de la misión (*rover* o *lander*), en cualquiera de sus modalidades de actuación (en rango milimétrico, centimétrico o métrico); y por si sola, o combinada con otras técnicas espectroscópicas, resultará un elemento imprescindible para cualquier misión futura por la relevancia del retorno científico que puede proporcionar, mostrando información no solo de la composición química de las muestras analizadas, sino además de su composición molecular. Siendo este último detalle fundamental para la comprensión de los procesos geológicos sufridos, la presencia de soluciones acuosas, o la aparición de potenciales trazas orgánicas.

Una vez que el instrumento RLS fue seleccionado por la misión ExoMars como una carga de pago 'fundamental' para la consecución de los objetivos científicos de la misión, hubo que abordar las diferentes etapas que desde el diseño inicial, conducen al desarrollo y consecución del modelo de vuelo, tal y como se ha descrito en a lo largo de esta tesis, que se puede resumir en las siguientes conclusiones:

### **Diseño conforme a las condiciones dentro del *rover*:**

El diseño del instrumento a las distintas configuraciones y a los distintos condicionantes que se presentaron por parte de la propia misión. Para ello, si bien fue necesario renunciar a capacidades originales incluidas en el instrumento (como la combinación con la técnica LIBS, o el cabezal externo), modificando y adaptando el diseño, siempre se mantuvo la calidad de los requisitos científicos como algo irrenunciable. También, la forma en que se decidió finalmente presentar las muestras, tuvo un gran impacto en el diseño final del instrumento, ya que hubo que adaptar desde la potencia del láser, hasta la necesidad de implementar la capacidad de autoenfoque del instrumento, y se hubo de adaptar el diseño óptico en su conjunto.

Para poder encajar todos estos condicionantes dentro del diseño del instrumento, y hacerlo compatible con el reducido volumen y masa disponible dentro del ALD, hubo que someter al diseño del instrumento a un proceso de iteración continuo, en el que la gran modularidad del diseño (con tres unidades principales prácticamente independientes) permitió alcanzar finalmente una solución satisfactoria a pesar de su complejidad, en su alojamiento final dentro del *rover*.

### **Desarrollo, filosofía de modelos, proceso de fabricación y test realizados:**

Así, una vez congelado el diseño dentro de la misión, hubo que demostrar que bajo esos condicionantes, la ciencia potencial que el instrumento podría dar, permitiría contribuir de forma decisiva a la consecución de los objetivos científicos que se habían fijado. Para esto se desarrolló un *Breadboard* del instrumento, tratando de ser lo más realista posible con la configuración de las distintas unidades, y aprovechando dicho modelo preliminar para optimizar y ajustar algunos parámetros de diseño.

Tras obtener la garantía de la calidad de la ciencia a obtener, en base a la extensa campaña de ensayos desarrollada con el *Breadboard*, fue el momento de demostrar el grado de robustez del diseño y su compatibilidad con los ambientes que verá el instrumento a lo largo de toda su vida en la misión.

Siguiendo con la política de modelos de ESA, en primer lugar se fabricó y validó el STM del instrumento, utilizado para demostrar la capacidad de soportar el ambiente térmico y mecánico de la misión, garantizando de este modo la integridad del instrumento.

### **El Modelo de Ingeniería y Calificación (EQM): la pieza clave, descripción, ensayos y resultados**

Si bien ya se demostró la potencialidad científica del instrumento mediante el *Breadboard*; no sería hasta la fabricación, integración y la exhaustiva campaña de ensayos del EQM del instrumento donde se pudo, sobre un mismo modelo calificado para el ambiente de la misión, verificar el cumplimiento de las prestaciones científicas requeridas. Pero el EQM además ha permitido también la demostración de todas aquellas funcionalidades críticas necesarias para la maximización de los resultados científicos, como son la capacidad de enfocar sobre la muestra, el control térmico sobre el láser y el detector, el ajuste de los parámetros de *offset* y ganancia en la electrónica del CCD, o la validación del diseño atermalizado en el espectrómetro y el cabezal óptico.

Por otra parte, los resultados científicos obtenidos con el EQM han permitido alcanzar un doble objetivo; por una parte se trabajó en la caracterización de los parámetros espectrales, parámetros de banda y respuesta espectral del instrumento, tras su proceso de calibración, esto permitió obtener la 'función aparato' o huella de nuestro instrumento; y por otro lado, se trabajó intensamente en la caracterización de la respuesta en función de los parámetros de adquisición espectral (tiempo de integración y acumulaciones) y de variables físicas de calibración (p.ej. concentración de las muestras analizadas); y ha mostrado cómo mediante un adecuado tratamiento de los espectros, eliminando la contribución del ruido de fondo (para cualquiera que sea el tiempo de integración, ya que ha demostrado ser un efecto lineal), y corrigiendo la línea de base.

### **El Modelo de Vuelo: el resultado final**

Aunque por motivos de planificación, la descripción de los resultados obtenidos con el modelo de vuelo (FM) del instrumento, no ha sido el objeto principal de esta tesis, sí debe reseñarse que tras la calificación del EQM y su verificación científica, se ha afrontado la fabricación, integración y aceptación del FM (y FS) del instrumento, en el que se han incorporado todas las últimas funcionalidades requeridas (que no llegaron a tiempo en el modelo EQM del instrumento) como la redundancia del láser y la implementación de los algoritmos). En este modelo además, se han aplicado todas las lecciones aprendidas en cuanto a la optimización de los parámetros operativos del instrumento y el resultado ha sido el de un instrumento con excelentes prestaciones científicas.

El Modelo de Vuelo será entregado a la ESA a finales de 2018 para su integración definitiva en el ALD FM.

Como conclusión final, en esta tesis se ha descrito el diseño, desarrollo y proceso de calificación del primer instrumento Raman de la historia calificado para aplicaciones espaciales, y que participará en la misión ExoMars al planeta Marte.

## **El futuro**

Finalmente, la tesis finaliza con la inclusión de un anexo donde se describen, a partir de las conclusiones obtenidas tras el diseño del instrumento RLS para ExoMars, las líneas de trabajo futuras en el desarrollo de la técnica espectroscópica Raman adaptada al ambiente espacial; y su inmensa potencialidad en el campo de la instrumentación para la exploración planetaria. Por una parte se identifican potenciales mejoras en el instrumento, que permitirían una mayor adaptación a una de las partes más críticas de todo el proceso, que es la de la presentación y caracterización de las muestras, lo cual supondría siempre una maximización del retorno científico. Y por otra parte se mostrará la flexibilidad que muestra la tecnología Raman, para trabajar de forma combinada con otras técnicas espectroscópicas, y la potencialidad científica que esto podría suponer.

También se mostrarán las futuras misiones en las que actualmente se está trabajando para incorporar un instrumento Raman, adaptado a las necesidades de cada una de ellas. En éstas se puede observar cómo en las misiones del futuro, mucho más complejas, y que afrontan retos científicos y tecnológicos mucho más demandantes, la técnica Raman siempre estará presente.



## ACRÓNIMOS

|       |  |
|-------|--|
| ADC   | Analogic to Digital Converter            |
| AIT   | Assembly Integration and Test            |
| ALD   | Analytical Laboratory Drawer             |
| AO    | Announcement of Opportunity              |
| APC   | Angled Polished Connector                |
| ASW   | Application Software                     |
| BB    | Breadboard                               |
| BSW   | Boot Software                            |
| CAB   | Centro de Astrobiología                  |
| CAD   | Computer Aided Design                    |
| CAN   | Controller Area Network                  |
| CCD   | Charged Coupled Device                   |
| CDF   | Concurrent Design Facility               |
| CI    | Call of Ideas                            |
| CNES  | Centre National d'Etudes Spatiales       |
| COTS  | Commercial Off The Shelf                 |
| CS    | Crushing Station                         |
| CSTM  | Core Sample Transport Mechanism          |
| CT    | Calibration Target                       |
| DC/DC | Direct Current / Direct Current          |
| DHMR  | Dry Heat Microbial Reduction             |
| DHS   | Data Handling System                     |
| DLR   | Deutsches Zentrum für Luft-und Raumfahrt |
| DM    | Descent Module                           |
| DO    | Densidad Óptica                          |
| DPU   | Data Processing Unit                     |
| DS    | Dosing Station                           |
| DTR   | Dust Removal Tool                        |
| E2E   | End-to-end                               |

|       |  |
|-------|--|
| EBB   | Elegant Breadboard                                     |
| EC    | Experiment Cycle                                       |
| EDL   | Entry, Descend and Landing                             |
| EH    | Electrical Harness                                     |
| ELIPS | European Life & Physical Sciences                      |
| ELM   | Europa Lander Mission                                  |
| EMC   | Electro-Magnetic Compatibility                         |
| EMF   | Exobiology Multi-User Facility                         |
| EQM   | Engineering and Qualification Model                    |
| ESA   | European Space Agency                                  |
| FBC   | Faster, Better, Cheaper                                |
| FEE   | Front End Electronics                                  |
| FEM   | Finite Elements Model                                  |
| FM    | Flight Model   |
| FoV   | Field of View  |
| FPA   | Focal Plane Assembly                                   |
| FS    | Flight Spare   |
| FWC   | Full Well Capacity                                     |
| FWHM  | Full Width at Half Maximum                             |
| GCMS  | Gas Chromatograph-Mass Spectrometer                    |
| GSE   | Ground Support Equipment                               |
| HK    | Housekeeping   |
| IAS   | Institut d'Astrophysique Spatiale                      |
| ICEU  | Instrument Control and Excitation Unit                 |
| IDAT  | Instrument Data Analysis Tool                          |
| INTA  | Instituto Nacional de Técnica Aeroespacial             |
| iOH   | Internal Optical Head                                  |
| IRAP  | Institute de Reserche en Astrophysique et Planetologie |
| JAXA  | Japanese Aerospace eXploration Agency                  |
| LANL  | Los Alamos National Laboratory                         |
| LDMS  | Laser Desorption-Mass Spectrometer                     |

|         |  |
|---------|--|
| LIBS    | Laser Induced Breakdown Spectroscopy   |
| LINES   | Labratorio de Instrumentación Espacial   |
| MC      | Measurement Cycle  |
| MER     | Mars Exploration Rover   |
| MIDP    | Mars Instruments Development Program   |
| MMRS    | Mars Microbeam Raman Spectrometer  |
| MMX     | Martian Moons eXploration  |
| MOMA    | Mars Organic Molecule Analyzer   |
| MSL     | Mars Science Laboratory  |
| MSR     | Mars Sample Return   |
| NA      | Numerical Aperture   |
| NASA    | National Aeronautics and Space Administration  |
| NdYAG   | Neodymium-doped Yttrium Aluminium Garnet   |
| NIMO    | Non Inverted MOde  |
| NIR     | Near Infrared  |
| NROI    | Nominal Region of Interest   |
| OMEGA   | Observatoire pour la Minéralogie, l'Eau, les Glaces et l'Activité                      |
| OH      | Optical Harness  |
| PDR     | Preliminary Design Review  |
| PET     | PolyEthylene Terephthalate   |
| PID     | Proportional, Integral, Derivative   |
| PL      | Payload  |
| REMS    | Rover Environmental Monitoring Station   |
| RLS     | Raman Laser Spectrometer   |
| ROCC    | Rover Operations Control Center  |
| ROI     | Region of Interest   |
| RSM     | Reference Surface Mission  |
| RVIS    | Rover Vehicle Interface Simulator  |
| SERDS   | Shifted Excitation Raman Difference Spectroscopy                                       |
| SHERLOC | Scanning Habitable Environments with Raman and Luminescence for Organics and Chemicals |

|      |  |
|------|--|
| SHG  | Second Harmonic Generator                  |
| SNR  | Signal to Noise Ratio                      |
| SPDS | Sample Preparation and Distribution System |
| SPU  | Spectrometer Unit                          |
| SRS  | Shock Response Spectrum                    |
| STM  | Structural and Thermal Model               |
| TC   | Telecommad                                 |
| TEC  | Thermo Electrical Cooler                   |
| TEM  | Thermo Electrical Module                   |
| TGO  | Trace Gas Orbiter                          |
| TM   | Telemetry                                  |
| TRL  | Technology Readiness Level                 |
| TRP  | Thermal Reference Point                    |
| TT&C | Telemetry, Tracking and Command            |
| UCZ  | Ultra Clean Zone                           |
| UVa  | Universidad de Valladolid                  |
| VS   | Vertical Survey                            |



## REFERENCIAS

- Bazalgette Courreges-Lacoste G., Ahlers B., Rull F. (2007) Combined Raman spectrometer/laser-induced breakdown spectrometer for the next ESA mission to Mars; *Spectrochimica Acta Part A* 68, 1023–1028)
- Bell, M. S., J. McHone, A. Kudryavtsev, and others, Analysis of carbonates in ALH84001 Martian Meteorite by Raman spectroscopy, Geological Society of America, 1999 annual meeting, Abstracts with Programs, Geological Society of America, 31, no. 7 1999.
- Bibring J.-P., Y. Langevin, F. Poulet, B. Gondet, A. Gendrin, J. Mustard, N. Mangold, R. Arvidson, and the OMEGA Science team. (2006) Mars history derived from the mineralogical data of omega/mex acquired During the first martian year of operation. *Lunar and Planetary Science XXXVII*, Abstract #2276.
- Bischoff, W. D., S. K. Sharma and F. T. Mackenzie, 1985 Carbonate ion disorder in synthetic and biogenic magnesian calcites: A Raman spectral study. *Amer. Mineral.*, 70, 581-589.
- Christensen P. e. a. (2000) Identification of a basaltic component on the Martian surface from Thermal Emission Spectrometer data. *J. Geophys. Res.* 105, 9609 - 9621.
- Cooney, T. F., E. R D. Scott, A. N. Krot, S. K. Sharma and A. Yamaguchi (1999) Vibrational Spectroscopic Study of Minerals in the Martian Meteorite ALH84001, *Amer. Mineral.* 84, 1569-1576.
- Corrigan C. M. and R. P. Harvey, Multi-generational carbonate assemblages in Martian meteorite Allan Hills 84001: Implications for nucleation, growth and alteration, *Meteoritics and Planetary Science*, v. 39, p. 17-30, 2004.
- Dickensheets, D. L., D. D. Wynn-Williams, H. G. M. Edwards, C. Schoen, C. Crowder, E. M. Newton (2000) A novel miniature confocal microscope/Raman spectrometer system for biomolecular analysis on future Mars missions after Antarctic trials, *J. Raman Spectrosc.*, 31, 633-635.
- Forni, O., Rull, F., Moral, A.G., Pérez, C., Maurice, S., and Hutchinson, I.B., (2018). RLS-ExoMars Processing of Raman Spectra. *Georaman 2018*, Catania (Italy).
- Ellery, A. and D. Wynn-Williams (2003) Why Raman Spectroscopy on Mars?—A Case of the Right Tool for the Right Job, *Astrobiology*, 3, 565-579.
- Gebrekidan, M. T., Knipfer, C., Stelzle, F., Popp, J., Will, S. and Braeuer, A., (2015) A shifted-excitation Raman difference spectroscopy (SERDS) evaluation strategy for the efficient isolation of Raman spectra from extreme fluorescence interference, *J. Raman Spectrosc.* 2016, 47, 198–209
- Gooding, J. L. (1992) Soil Mineralogy and chemistry on Mars: Possible clues from salts and clays in SNC meteorites. *Icarus*, 99, 28-41.
- Gooding, J. L., S. J. Wentworth, and M. E. Zolensky (1991) Aqueous alteration of the Nakhla meteorite. *Meteoritics*, 26, 135-143.

- Hassler, D. M., et al. (2013). "Mars' Surface Radiation Environment Measured with the Mars Science Laboratory's Curiosity Rover." *Science*. DOI: 10.1126/science.1244797
- Jorge-Villar, S. E., H. G. M. Edwards and C. S. Cockell (2005a) Raman spectroscopy of endoliths from Antarctic cold desert environments, *Analyst*, 130, 156 – 162
- Jorge-Villar, S. E., H. G. M. Edwards and M. R. Worland (2005b) Comparative evaluation of Raman spectroscopy at different wavelengths for extremophile exemplars, *Origins of Life and Evolution of Biospheres*, 35, 489 – 506.
- Lacour, J. L., Sallé, B., Brennetot, R., Vors, E., Fichet, P., Rivoallan, A., Fabre, C., Dubessy, J., Maurice, S., Wiens, R. C., Cremers, D. A, Laser Induced Breakdown Spectroscopy Under Martian Conditions: Optimization of Operating Conditions, 34th Annual Lunar and Planetary Science Conference, #1582.
- Lopez-Reyes, G., Rull, F., Venegas, G., Westall, F., Foucher, F., Bost, N., Sanz, A., Catala-Espi, A., Vegas, A., Hermosilla, I., Sansano, A., Medina, J., (2013). Analysis of the scientific capabilities of the ExoMars Raman Laser Spectrometer instrument. *European Journal of Mineralogy*, 25(5), 721-733.
- Lopez-Reyes, G. and F. Rull Pérez (2017). "A method for the automated Raman spectra acquisition." *Journal of Raman Spectroscopy* 48(11): 1654-1664.
- Lopez-Reyes G., Moral A.G., Rull F., Rodriguez J.A., Pilorget C., Bibring J.P., Vago J.L., (2018). RLS Calibration Target design to allow onboard combined science between RLS and MicrOmega instruments on the ExoMars rover. *Georaman 2018, Catania (Italy)*.
- Lopez-Reyes G., Saiz J., Guzmán A., Moreno-Dominguez D., Rull F., Perez C., Moral A.G. (2018). Instrument Data Analysis Tool (IDAT) for the analysis of RLS data. *Georaman 2018, Catania (Italy)*.
- McKay D. S., Gibson E. K., ThomasKeptra K. L., Vali H., Romanek C. S., Clemett S. J., Chillier X. D. F., Maechling C. R., Zare R. N. (1996). «Search for past life on Mars: Possible relic biogenic activity in Martian meteorite ALH84001». *Science* 273: 924-930.
- McSween, H. Y., and many others (2004) Basaltic Rocks Analyzed by the Spirit Rover in Gusev Crater. *Science*, 305, 842-845.
- McSween, H. Y. and many others (2006), Characterization and petrologic interpretation of olivine-rich basalts at Gusev Crater, Mars, *J. Geophys. Res.*111, E02S10, doi:10.1029/2005JE002477
- Morris, R. V., and many others (2006) Mössbauer mineralogy of rock, soil, and dust at Gusev Crater, Mars: Spirit's journey through weakly altered olivine basalt on the Plains and pervasively altered basalt in the Columbia Hills. *J. Geophys. Res.*, 111 E02S13.
- Overman, S. A. and G. J. Thomas, Jr. (1998) Novel Vibrational Assignments for Proteins from Raman Spectra of Viruses, *J. Raman Spectrosc.* 29:23-29.
- Popp, J.; Tarcea, N.; Schmitt, M.; Kiefer, W.; Hochleitner, R.; Simon, G.; Hofer, S.; Schmidt, E.; Stuffer, T. Hilchenbach, M, EGS XXVII General Assembly, Nice, 21-26 April 2002. Bibliographic Code: 2002EGSGA.27.2282P.

- Popp J., Thomas N. (2003) Extended-MIRAS: The instrumental approach for the in situ search of traces of extinct and extant life on Mars. CALL FOR IDEAS PASTEUR INSTRUMENT PAYLOAD FOR THE EXOMARS ROVER MISSION.
- Ribes-Pleguezuelo P., Moral A.G., Gilaberte M., Rodríguez P., Rodríguez G., Laudisio M., Galan M., Hornaff M., Beckert E., Eberhardt R., Tünnermann A., "Assembly processes comparison for a miniaturized laser used for the Exomars European Space Agency mission," *Opt. Eng.* 55(11), 116107 (2016), doi: 10.1117/1.OE.55.11.116107.
- Rösch P., M. Harz, K.-D. Peschke, O. Ronneberger, H. Burkhardt, A. Schuele, G. Schmauz, M. Lankers, S. Hofer, H. Thiele, H.-W. Motzkus and J. Popp, "On-Line Monitoring and Identification of Bioaerosols", *Anal. Chem.* 2006, 78, 2163-2170.
- Rösch P. M. Harz, M. Schmitt, K.-D. Peschke, O. Ronneberger, H. Burkhardt, H.-W. Motzkus, M. Lankers, S. Hofer, H. Thiele and J. Popp, "Chemotaxonomic identification of single bacteria by micro-Raman spectroscopy: application to clean-room-relevant biological contaminations", *Appl. Environm. Microbiol.* 2005, 71, 1626-1637.
- Rull, F., Maurice, S., Hutchinson, I., Moral, A., Perez, C., Diaz, C., Colombo, M., Belenguer, T., Lopez-Reyes, G., Sansano, A., Forni, O., Parot, Y., Striebig, N., Woodward, S., Howe, C., Tarcea, N., Rodriguez, P., Seoane, L., Santiago, A., Rodriguez-Prieto, J.A., Medina, J., Gallego, P., Canchal, R., Santamaria, P., Ramos, G., and Vago, J.L.; on behalf of the RLS Team. (2017) The Raman Laser Spectrometer for the ExoMars Rover Mission to Mars. *Astrobiology* 17: 627–654.
- Rull F, Martinez-Frias J. "Identification of calcite grains in the Vaca Muerta mesosiderite by Raman spectroscopy" *J. Raman Spectrosc.*, 34, 367-370. (2003)
- Rull F., Martinez Frias J., Sansano A. Medina J. Edwards HGM, Comparative micro-Raman study of the Nakhla and Vaca muerta meteorites, *J. Raman Spectroscopy* (2004), 35, 497-503.
- Saxton, J. M., I. C. Lyon, and G. Turner, Correlated chemical and isotopic zoning in carbonates in the Martian meteorite ALH84001, *Earth and Planetary Science Letters* 160, 811-822, 1998.
- Schopf, J. W., A. B. Kudryavtsev, D. G. Agresti, A. D. Czaja, T. J. Wdowiak (2005) Raman Imagery: A new approach to assess the geochemical maturity and biogenicity of permineralized Precambrian fossils, *Astrobiology*, 5, 333-371.
- Sharma S. K. (1989) Applications of advanced Raman techniques in earth sciences, *Vib. Spectra Struct.*, 17B, p. 513-568.
- Sharma S.K., Angel S.M., Ghosh M., Hubble H.W., and Lucey P.G. (2002) A remote pulsed-laser Raman spectroscopy system for mineral analysis on planetary surfaces to 66 meters. *Appl. Spectrosc.* In press.
- Sharma, S. K., C. H. Chio, and D. W. Muenow (2006) Raman spectroscopic investigation of ferrous sulfate hydrates. *Lunar Planet. Sci.* 37, abstr. #1078.
- Thomas, G. J., Jr. (1999) Raman spectroscopy of protein and nucleic acid assemblies, *Annu. Rev. Biophys. Biomol Struct.*, 28, 1-27.

- Vago J.L, Westall F., Pasteur Teams, Landing Site Selection Working Group, and Other Contributors. (2017) Habitability on early Mars and the search for biosignatures with the ExoMars Rover. *Astrobiology* 17: 471–510.
- Wang, A., B.L. Jolliff, L.A. Haskin, Lunar Planet. Sci. Conf. 29 (1998) 1523
- Wang, A., B. L. Jolliff, L. A. Haskin, K. E. Kuebler, and K. M. Viskupic (2001) Characterization and comparison of structural and compositional features of planetary quadrilateral pyroxenes by Raman spectroscopy. *Am. Mineral.*, 86, 790-806.
- Wang, A., L. A. Haskin, A. L. Lane, T. J. Wdowiak, S. W. Squyres, R. J. Wilson, L. E. Hovland, K. S. Manatt, N. Raouf, and C. D. Smith (2003) Development of the Mars microbeam Raman Spectrometer. *J. Geophys. Res.*, 108, 5005, doi:5010.1029/2002JE001902.
- Wang, A., K. E. Kuebler, B. L. Jolliff, and L. A. Haskin (2004a) Mineralogy of a martian meteorite as determined by Raman spectroscopy. *J. Raman Spectroscopy*, 35, 504-514.
- Wang, A., K. E. Kuebler, B. L. Jolliff, and L. A. Haskin (2004b) Raman spectroscopy of Fe-Ti-Cr-oxides, case study: martian meteorite EETA79001. *Am. Mineral.*, 89, 665-680.
- Wang A., and many others (2006a) Sulfate deposition in subsurface regolith in Gusev crater, Mars, *J. Geophys. Res.* 111, E02S17, doi:10.1029/2005JE002513.
- Wang A., and many others (2006b) Evidence of phyllosilicates in Woolly Patch, an altered rock encountered at West Spur, Columbia Hills, by the Spirit Rover, , *J. Geophys. Res.*, 111, E02S16, doi: 10.1029/2005-JE002516.
- Wang, A., J. J. Freeman, B. L. Jolliff, and I-M. Chou (2006c) Sulfates on Mars, a systematic Raman spectroscopic study of hydration states of magnesium sulfates, *Lunar Planet. Sci.* 37, abstract #2191.
- Wang, A., J. J. Freeman, B. L. Jolliff, and R. E. Arvidson (2006d) Conversion of crystalline  $MgSO_4 \cdot xH_2O$  to the hydrated amorphous phase – a Raman, NIR, and XRD study, *Lunar Planet. Sci.* 37, abstract #2168.
- Wang, A., J. J. Freeman, B. L. Jolliff, and I-M. Chou (2006e) Sulfates on Mars: A systematic Raman spectroscopic study of hydration states of magnesium sulfates, *Geochim. Cosmochim. Acta*, in press.
- Wiens R.C., Arvidson R.E., Cremers D.A., Ferris M.J., Blacic J.D., Seelos F.P., IV, and Deal K. (2002) Combined remote mineralogical and elemental identification from rovers: Field laboratory tests using reflectance and laser induced breakdown spectroscopy. *J. Geophys. Res.*, Planets, in press



## **ANEXO I: LINEAS FUTURAS PARA LA ESPECTROSCOPIA RAMAN PARA LA EXPLORACIÓN PLANETARIA**

### A.I-1.- EL FUTURO DE LA EXPLORACIÓN PLANETARIA

Durante los últimos años, la exploración de nuestro Sistema Solar está viviendo un momento apasionante.

Si en los orígenes de la Tierra, la vida surgió de nuestros mares, la búsqueda de océanos líquidos en los diferentes cuerpos celestes de nuestro entorno se ha convertido en un objetivo prioritario, como medio para la identificación de futuros objetivos de estudio astrobiológico.

Desde que el *Curiosity* llegó a nuestro vecino rojo hace apenas cuatro años, y junto con las misiones orbitales marcianas activas, como Mars Express (ESA), Mars Odyssey y Mars Reconnaissance (NASA) y la más reciente TGO (ESA-Roscosmos) las noticias de la existencia de hielo, o incluso de agua líquida en este planeta se han sucedido, y actualmente se considera un hecho esta presencia. El único objeto de debate es el medio elegido para su estudio evitando su contaminación.

Al mismo tiempo, otras misiones pasadas como *Cassini-Huygens* (NASA-ESA) en Saturno y sus lunas, o *Galileo* (NASA) a Júpiter y sus satélites, sumado a recientes observaciones con telescopios desde la Tierra, e incluso el Hubble; descubrieron la posibilidad de existencia de otros ambientes que potencialmente pudiesen albergar vida, asociados a la presencia de movimientos hidrotermales que hacen pensar en océanos líquidos bajo la superficie en muchas de sus lunas. Los mejores ejemplos son Europa, Ganímedes o Calisto en Júpiter, y Titan o Encélado en Saturno...

Así pues, se podría decir que una vez que los objetivos científicos están identificados, ahora solo hace falta las herramientas apropiadas que permitan su estudio.

Estas nuevas misiones suponen un enorme reto tecnológico: son misiones que cada vez requieren de mayores tiempo de vida durante la fase de crucero (varios años), expuestos a ambientes muy hostiles; y que una vez que alcanzan su objetivo disponen de muy poco tiempo para la adquisición de datos, de bajas tasas de transferencia de datos que hacen que se deba seleccionar cuidadosamente lo que se quiere transmitir; y prácticamente nula capacidad de interacción con el instrumento una vez aterrizan, con lo que la operación automatizada es obligada.

Además, para poder alcanzar objetivos tan lejanos, generalmente la masa, el volumen y la potencia asignada a los instrumentos resulta cada vez más limitada, resultando obligatorio adoptar configuraciones más flexibles y modulares, e incluso planteando la posibilidad de compartir recursos (electrónica, óptica, potencia...) entre los distintos instrumentos alojados.

Por otra parte, y para poder hacer 'rentables' este tipo de misiones, la necesidad de maximizar el retorno científico, y de que esta ciencia sea de muy alta calidad, se convierte en una obligación. Para ello, sobre diseños y configuraciones de instrumentos ya probados y/o demostrados en vuelo, se debe trabajar para su optimización e implementación de mejoras. Y la posibilidad de elaborar ciencia colaborativa entre

diferentes instrumentos debe potenciarse, ya que permitirá no ‘sumar’ la ciencia obtenida de cada una de las partes, sino ‘multiplicarla’.

### A.I-2.- MEJORAS IDENTIFICADAS PARA EL INSTRUMENTO RLS

En proyectos tan largos y complejos como el desarrollo del espectrómetro Raman para ExoMars, a lo largo de la evolución del diseño siempre resulta obligado renunciar a ciertas capacidades, para poder encajar en la misión. Otras veces, a lo largo del desarrollo o pruebas de un concepto ya fabricado y validado, se revela alguna nueva capacidad como deseable para mejorar las prestaciones científicas, aunque esta no se hubiese contemplado en un principio. Y en otros casos, simplemente la tecnología evoluciona, y resulta obligado actualizar el diseño y poder aprovechar así las últimas capacidades que el mercado puede ofrecer.

#### A.I-2.1.- MEJORAS EN EL ESPECTRÓMETRO

Y el RLS no es una excepción a estas situaciones, así por ejemplo, la unidad espectrómetro del instrumento, el SPU, podría ver mejorado su resolución espectral mediante un sencillo rediseño de su óptica, llevando a una relación de distancias focales de 1:1 entre los conjuntos ópticos del colimador y el colector.

Actualmente, y tal y como se describe en el epígrafe 3.4.1, esta relación es de 0,7 (colimador con distancia focal de 69,71 mm y número #F de 2.27; colector con distancia focal de 48.82 mm y número #F 1.59) debido a la necesidad durante la época de definición de la envuelta, de reducir la masa y el volumen ocupado por la unidad, para su mejor acomodo en el interior del ALD.

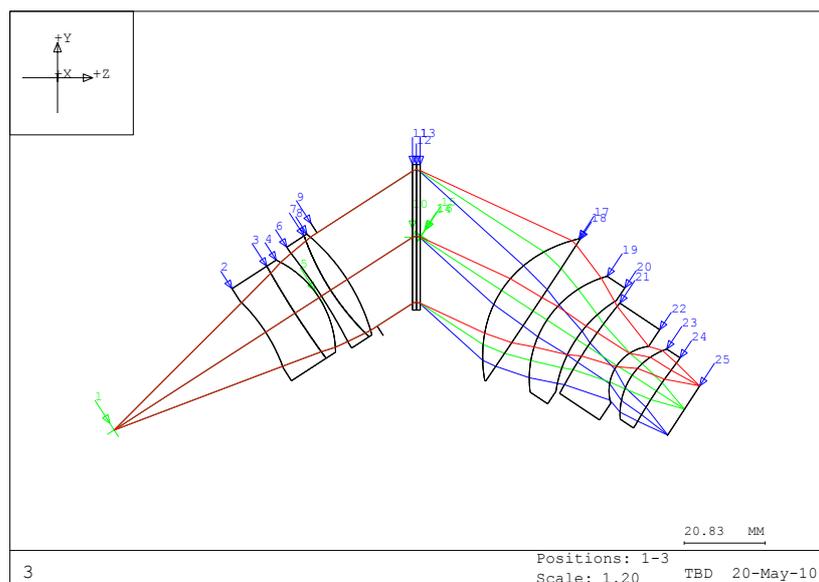


Figura A-1: Diseño óptico actual del SPU. Con relación de focales 0,7

Sin embargo, durante la fase de diseño original de la unidad SPU, la distancia focal tanto de colimador como del colector, era de 72,08mm, y su número  $f$  era de 2,6058.

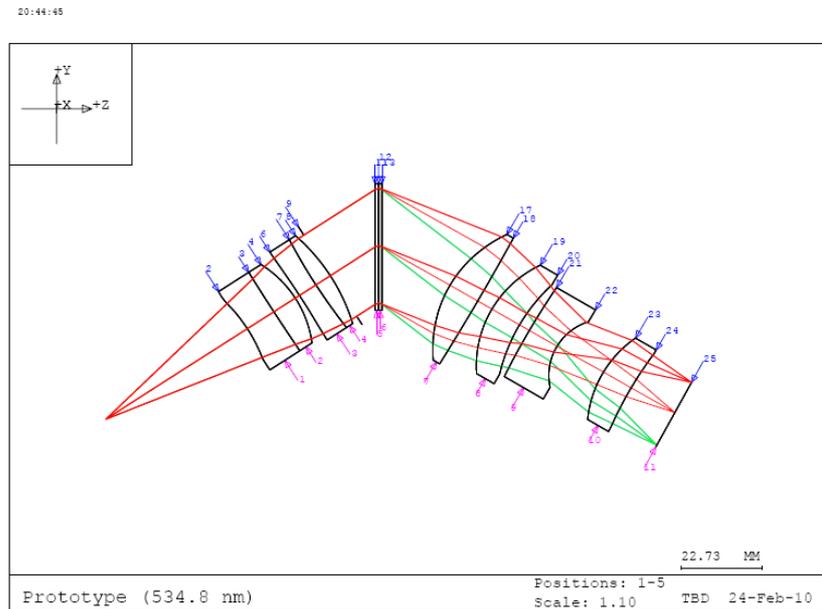


Figura A-2: Diseño óptico original del SPU. Con relación de focales 1:1

A pesar de esta limitación en el diseño actual para poder adaptarse mejor a los requisitos del ALD, el SPU cumple con el requisito de resolución espectral.

#### A.1-2.2.- MEJORAS EN EL LÁSER

Otra unidad con una importancia fundamental para las prestaciones finales del instrumento es el láser. Y cualquier medida que se considerase para mejorar o ampliar sus prestaciones, acabaría impactando directamente sobre una mayor versatilidad y optimización del instrumento RLS.

Uno de los mayores problemas a los que se enfrenta cualquier instrumento a bordo de una misión de exploración planetaria, es la incertidumbre en el tipo de muestra a analizar, y en la forma en que se presentará: triturada o en bruto, (y si es triturada, el tamaño de grano resultante será fundamental); la distancia de trabajo a la que se podrá analizar; la temperatura a la que se encuentra... y sus características últimas, es decir, si se trata de una muestra que pudiese resultar dañada por la potencia del láser.

Para el análisis de muestras mediante un espectrómetro Raman, una de las opciones que siempre se ha considerado como deseable es la de poder regular, en un amplio rango, la potencia óptica de salida del láser. Si bien, debe destacarse que este factor de diseño se ha tenido en cuenta en el instrumento RLS para ExoMars, de forma que se prevé compensar la degradación de los componentes del láser (debido al efecto de la radiación

y el envejecimiento propio de dichos componentes), mediante el aumento de la corriente de alimentación de uno de los diodos de bombeo, para garantizar una potencia óptica de salida constante a lo largo de la vida útil del láser durante su operación en Marte. Esta capacidad de potencia variable bajo demanda a lo largo de un amplio rango, permitiría adaptarse mucho mejor al tipo de muestras que se presentasen ante el instrumento, algo que siempre resulta crítico, por no poder conocer sus características. Y así para muestras de un tamaño más fino, o más sensibles a resultar quemadas, se utilizaría un nivel de potencia bajo, para no dañar estas muestras; pero ante muestras sólidas (no trituradas o de mayor tamaño), se podría aumentar esa potencia (hasta niveles de un orden de magnitud mayor<sup>48</sup>) de salida para maximizar la señal Raman obtenida, y para poder reducir así el tiempo necesario para la obtención de un espectro.

Por otra parte, tal y como se observó en el epígrafe 4.2.1, la selección de la longitud de onda de 532nm para el láser, permite una mayor obtención de señal Raman que con ninguna otra excitación; sin embargo, uno de los mayores problemas que presentan los láseres verdes, es los altos niveles de fluorescencia que generan, que pueden llegar a saturar el detector, y en el mejor de los casos requiere de altos tiempos (para que la fluorescencia decaiga) de irradiación de la muestra, antes de comenzar a operar. Así pues, otra de las mejoras que se podría implementar, con el objetivo de eliminar la fluorescencia durante la adquisición de espectros, sería la de la variabilidad en la longitud de onda de excitación, para poder así aplicar la técnica Raman SERDS: *Shifted Excitation Raman Difference Spectroscopy*<sup>49</sup>. (*Gebrekidan, M.T., et al. 2016*)

Una forma sencilla y muy efectiva de modificar la longitud de onda de excitación del láser, es mediante la variación de su temperatura de trabajo, o mediante la variación de la corriente de alimentación.

Para poder implementar esta prestación, resulta necesario un muy alto control de la temperatura de trabajo a la que se opera el láser, requiriendo ésta además de ser perfectamente conocida de forma precisa, una muy alta estabilidad. Y además, requiere un trabajo muy refinado de caracterización y calibración de los distintos puntos de trabajo de cada láser, para poder garantizar así que esta técnica Raman se puede implementar con garantías.

Así, en la Figura A-3 se puede observar como varía la longitud de onda del diodo de bombeo, cuyo valor nominal es de 808nm, como variando la corriente de alimentación, y la temperatura a la que trabaja, esta longitud de onda se desplaza.

---

<sup>48</sup> Durante las pruebas de caracterización de los diodos de bombeo para la fabricación de los láseres, se alcanzaban fácilmente potencias por encima de los 150mW.

<sup>49</sup> La técnica SERDS se basa en la obtención de dos espectros consecutivos, con dos longitudes de onda de excitación ligeramente diferentes. Estos dos espectros se restan uno del otro, y se elimina así el efecto de la fluorescencia sobre el espectro.

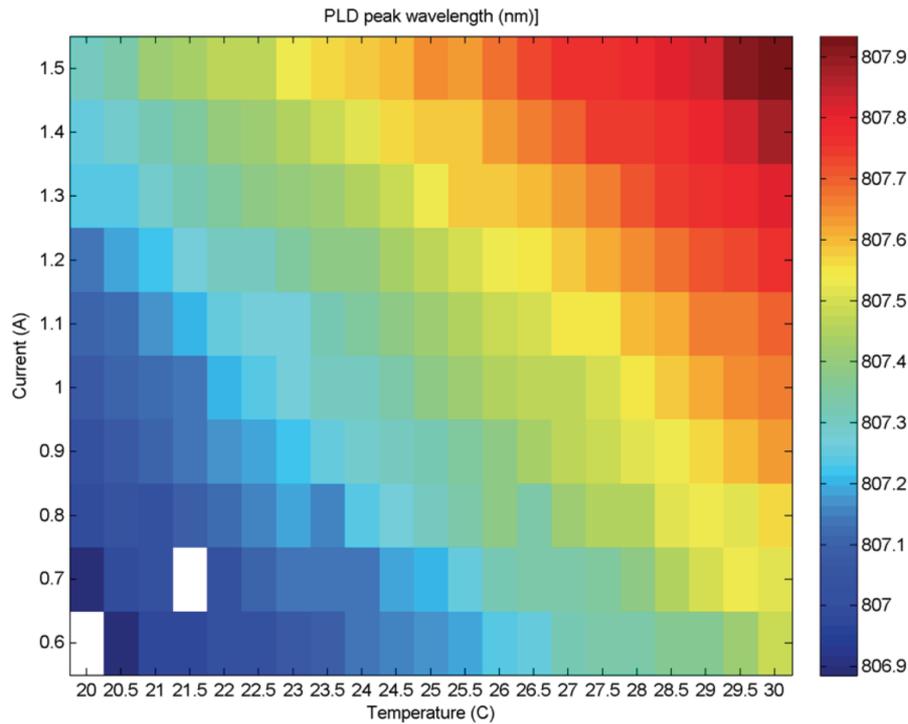


Figura A-3: Barrido longitud de onda en el láser FM, diodo 1

#### A.I-2.3.- MEJORAS EN EL CABEZAL ÓPTICO

Al igual que en el láser, por estar en contacto ‘casi directo’ con las muestras a analizar, al cabezal óptico la forma en la que las distintas muestras se presentan, le afecta mucho.

Así, en el caso del iOH del instrumento RLS para ExoMars, el cabezal óptico está dotado de la capacidad de enfocar el haz láser de excitación sobre la muestra, para de este modo maximizar la cantidad de señal Raman recogida.

Sin embargo, esta capacidad de movimiento de la última superficie óptica del instrumento sobre la muestra, puede resultar insuficiente si el encargado de presentar la muestra no puede desplazarse en el plano para realizar el análisis a lo largo de toda la superficie efectiva de la muestra. Éste sería el caso del carrusel del ALD, que tan solo permitiría el análisis del RLS a lo largo de un arco de circunferencia de la superficie de la muestra. Así pues, y si el equipo encargado de presentar las muestras no fuese capaz de garantizar estos desplazamientos, el cabezal óptico, de una forma relativamente sencilla podría incorporar estos mecanismos (dos actuadores para el movimiento en el plano de las muestras), del mismo modo que si dicho cabezal estuviese situado en un brazo robótico en el exterior, que estaría dotado de movimiento (y giros) en los tres ejes del movimiento.

Además, y para un mejor aprovechamiento del instrumento, sería muy conveniente dotar al propio cabezal óptico, de un sistema de formación de imagen que permitiese identificar los puntos a analizar, de modo que el instrumento no se operase ‘a ciegas’ o con la

necesidad de la participación de otro instrumento, con las dificultades de calibración cruzada que ello conlleva.

Para incorporar en el diseño esta capacidad, se evaluarían diferentes soluciones, se podría incluir una cámara a través de un *beam-splitter* o un *switch* mecánico para su funcionamiento, sin que influyese en los otros dos canales, como se muestra en la Figura A-4.

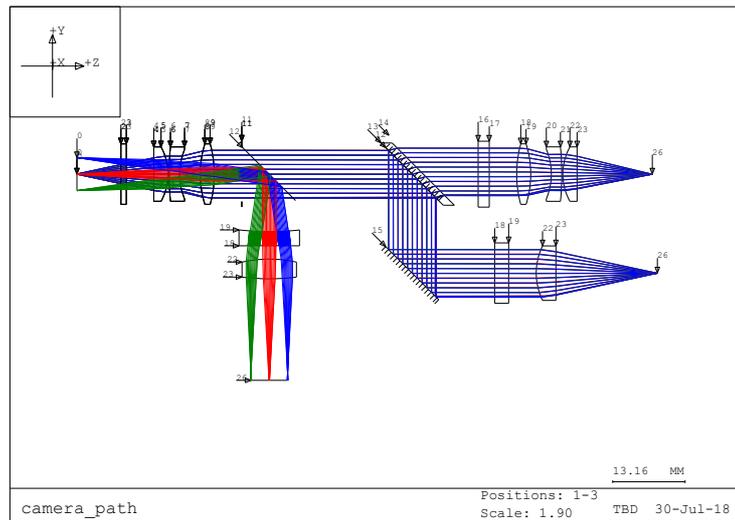


Figura A-4: Diseño óptico de cabezal con la inclusión de una cámara

O se podría buscar alguna solución a modo de endoscopio, incorporada a la propia óptica del cabezal, como se muestra en la Figura A-5.

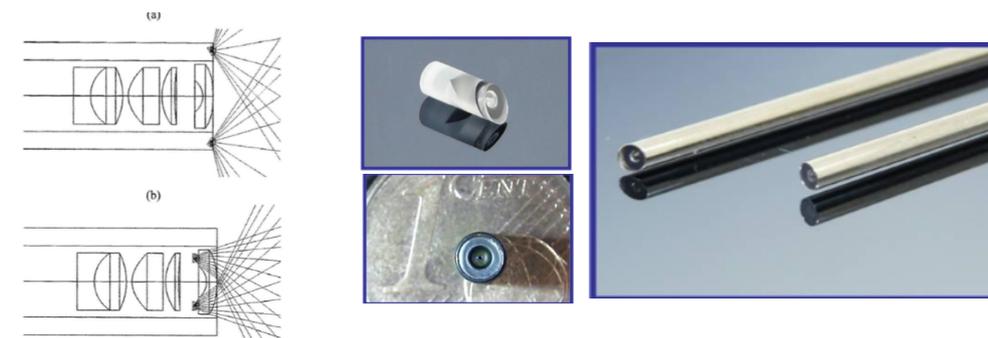


Figura A-5: Diseño óptico de cabezal a modo de endoscopio

### A.I-3.- POTENCIAL COMBINACIÓN DE LA ESPECTROSCOPÍA RAMAN CON OTRAS TÉCNICAS

#### A.I-3.1.- COMBINACIÓN CON LIBS

El concepto de instrumento Raman-LIBS seleccionado en un primer momento para la carga útil de Pasteur de la misión ExoMars combinaba las ventajas de ambas técnicas y proporcionaba una herramienta poderosa para la identificación y caracterización (compositiva y estructural) de minerales y biomarcadores. Muestra de la potencialidad de esta combinación de técnicas, es que, años más tarde NASA en su misión de un nuevo rover NASA2020, incorpora esta combinación de técnicas en su instrumento SuperCam.

La Espectroscopía de Descomposición Inducida por Láser (LIBS) es una forma de análisis elemental basada en el espectro de emisión atómica del plasma generado por láser. Un pulso láser se enfoca en un objetivo sólido con una densidad de potencia  $> 1 \text{ GW} / \text{cm}^2$ , una pequeña cantidad del objetivo se elimina y se atomiza. El material ablatado produce plasma que se expande supersónicamente de iones, átomos y moléculas pequeñas electrónicamente excitados. Los elementos emisores se identifican por sus picos espectrales únicos. LIBS puede proporcionar información cuantitativa sobre elementos principales (Na, Mg, Al, Si, K, Ca, Ti, Fe), menores y traza (H, C, B, N, O, P, S, As, Li, Be, N, Sr, Ce, Cr, Mn, Ni, Cu, Zn, Rb, Ba, Pb) simultáneamente. Aunque LIBS no tiene el mismo nivel de precisión y reproducibilidad su asociación con un identificador molecular (Raman) en el mismo objetivo lo convertiría en una herramienta extremadamente valiosa, para la determinación de composición, unión química y estructura cristalina de materiales de superficie planetarios.

Por una parte, la tecnología Raman se muestra sensible a la fase (composición y estructura), mientras que LIBS es sensible a la composición química elemental de cualquier compuesto mineral o orgánico. Ambas proporcionan información mineralógica general para procesos ígneos, metamórficos y sedimentarios, especialmente los procesos geológicos relacionados con el agua (meteorización química y evaporación y deposición de salmueras). En la espectroscopia de Raman, las transiciones vibracionales experimentadas por los enlaces químicos de un compuesto se analizan después de la excitación por una luz láser continuo. En la espectroscopia de ruptura inducida por láser (LIBS) se analizan las transiciones electrónicas emitidas de los átomos ablacionados por un pequeño plasma inducido por pulso láser en la muestra. Raman es una técnica completamente no destructiva y LIBS solo induce pequeñas perturbaciones en las muestras a nivel microscópico. Sin embargo, estas perturbaciones (cráteres de ablación) también se pueden usar para estudiar minerales recubiertos (como es el caso de muchas rocas en Marte) realizando análisis en profundidad. El láser pulsado utilizado con LIBS hace la ablación y, por lo tanto, permite obtener un perfil a lo largo del eje óptico del sistema. Por lo tanto, las partículas adsorbidas y los minerales resultantes de la alteración pueden distinguirse de la roca inicial inalterada y no revestida.

### A.I-3.2.- COMBINACIÓN CON OTRAS TÉCNICAS

Como ya se ha explicado anteriormente, la combinación técnicas espectroscópicas resulta de mucha utilidad para la exploración planetaria, maximizando y optimizando la ciencia retornada.

En el caso del *rover* de ExoMars, de la sinergia que se pueda generar entre los tres instrumentos del ALD, dependerá en buena medida las probabilidades de éxito de la misión, desde un punto de vista científico. Así la ciencia colaborativa entre el espectrómetro Raman y el infrarrojo (MicrOmega) resultará fundamental, y durante los años de trabajo previos al lanzamiento, está demostrando que son dos técnicas perfectamente complementarias. Igual sucederá con el espectrómetro de masas de MOMA.

### A.I-4.- TECNOLOGÍA RAMAN EN FUTURAS MISIONES

Por otra parte, esta extraordinaria versatilidad de la técnica Raman, que la convierte en la técnica perfecta para asociarse a cualquier otra, la hace además extremadamente adaptable a las necesidades de la misión. Así, estas capacidades pueden ser desarrolladas tanto en un laboratorio analítico como en el caso del ALD, como en un mástil o brazo robótico exterior, o a varios metros de distancia de la muestra a analizar (teleRaman).

Incluso, y para aquellas futuras misiones en las que se contempla la utilización de un dron para desplazarse a lo largo de las distintas superficies<sup>50</sup>, la técnica Raman por su relativa ligereza y su rapidez de análisis sin destruir las muestras analizadas, puede ser una candidata ideal para llevar a cabo estos estudios.

En la actualidad, y gracias a los excelentes resultados alcanzados con los distintos modelos del instrumento RLS para ExoMars, que cuenta en la actualidad con el nivel de madurez tecnológica de TRL8, se ha invitado al equipo científico y técnico de RLS, a la participación en la definición de un espectrómetro Raman como parte de la carga de pago de diversas misiones que se encuentran en la fase de estudio de viabilidad.

#### A.I-4.1.- LA MISIÓN EUROPA LANDER

En el año 2012 NASA publicó su primer estudio a cerca de la misión para aterrizar de forma controlada una sonda en la superficie helada de esta luna de Júpiter.

Este estudio del *lander* formaba parte de una misión global de estudio de Europa, que incluía un orbitador, el *Europa Clipper*, que estudiaría las condiciones en la superficie de esta luna, sus erupciones de vapor de agua provenientes del océano bajo la capa de hielo, y permitirá mapear su superficie.

---

<sup>50</sup> La misión de NASA 2020 a Marte, prevé incorporar un pequeño helicóptero como demostrador tecnológico, y para facilitar la navegación del *rover* sobre la superficie.

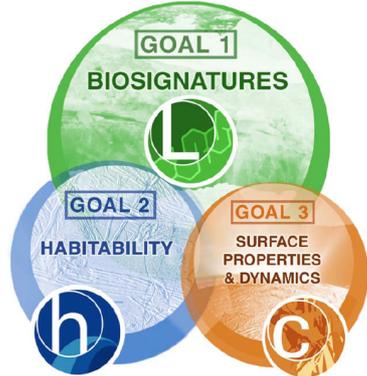
Por otra parte, los bajos niveles de gravedad y sobretodo la presencia de densas atmósferas, como en el caso de Titán, hacen que el vuelo en este tipo de cuerpos celestes resulte mucho más sencillo que en la Tierra, y además permite un análisis mucho más extenso de las superficies. Ver [www.dragonfly.jhuapl.edu](http://www.dragonfly.jhuapl.edu)

Dicho estudio preliminar para la viabilidad de esta misión, derivó en 2016 en un estudio más detallado, en el que además de recoger los que se consideran como objetivos científicos prioritarios, se definían aspectos claves de la misión, como los diferentes instrumentos que compondrían la carga de pago, y que permitirían alcanzar dichos objetivos.



Figura A-6: Documentos de definición de la misión Europa Lander, en pre-fase A. NASA

Así se han fijado como objetivos científicos prioritarios, la búsqueda de trazas biológicas que pudiesen mostrar la presencia de vida pasada o presente; la búsqueda de agua líquida en afloramientos de bajo la superficie, como signo de potencial habitabilidad; y finalmente la caracterización de las propiedades de los materiales de la superficie y la capa de hielo sub-superficial.



**Figure 1.** The Europa Lander Science Goals are distinct, but significant overlap in objectives and measurements leads to a highly capable, integrated instrument payload. Goal 1 is the highest priority and addresses the search for life ('L') and biosignatures. Goal 2 is the second priority and focuses on assessing the habitability ('h') of Europa. Goal 3 is the third priority and targets surface properties and dynamics for understanding the context ('c') for future robotic exploration.

**Table 1.** The Europa Lander Science Traceability Matrix (STM) Goals, Objectives, and Notional Instruments are outlined in summary form below. Dark blue and dark gray boxes indicate which instruments in the Baseline model payload address each Objective. The gray column indicates engineering sensors that are not strictly part of the science payload (e.g., descent imaging and LIDAR topography), but which the SDT identified as important for the complete science return of the lander mission.

| Goals                           | Objectives   | Notional Instruments |           |           |           |           |           |
|---------------------------------|--|----------------------|-----------|-----------|-----------|-----------|-----------|
|                                 |  | OCA                  | MLD       | VS        | CRSI      | GSS       | LISS      |
| BIO-SIGNATURES                  | 1A. Detect and characterize any organic indicators of past or present life.  | Dark Blue            | Dark Blue | Dark Blue | Dark Blue | Dark Blue | Dark Blue |
|                                 | 1B. Identify and characterize morphological, textural, or other indicators of life.  | Dark Blue            | Dark Blue | Dark Blue | Dark Blue | Dark Blue | Dark Blue |
|                                 | 1C. Detect and characterize any inorganic indicators of past or present life.  | Dark Blue            | Dark Blue | Dark Blue | Dark Blue | Dark Blue | Dark Blue |
|                                 | 1D. Determine the provenance of sampled material.  | Dark Blue            | Dark Blue | Dark Blue | Dark Blue | Dark Blue | Dark Blue |
| SURFACE HABITABILITY            | 2A. Characterize the non-ice composition of Europa's near-surface material to determine whether there are indicators of chemical disequilibria and other environmental factors essential for life.       | Dark Blue            | Dark Blue | Dark Blue | Dark Blue | Dark Blue | Dark Blue |
|                                 | 2B. Determine the proximity to liquid water and recently erupted materials at the lander's location.   | Dark Blue            | Dark Blue | Dark Blue | Dark Blue | Dark Blue | Dark Blue |
| SURFACE PROPERTIES AND DYNAMICS | 3A. Observe the properties of surface materials and sub-meter-scale landing hazards at the landing site, including the sampled area. Connect local properties with those seen from flyby remote sensing. | Dark Blue            | Dark Blue | Dark Blue | Dark Blue | Dark Blue | Dark Blue |
|                                 | 3B. Characterize dynamic processes of Europa's surface and ice shell over the mission duration to understand exogenous and endogenous effects on the physicochemical properties of surface material.     | Dark Blue            | Dark Blue | Dark Blue | Dark Blue | Dark Blue | Dark Blue |

Instruments: Organic Compositional Analyzer (OCA), Microscope for Life Detection (MLD), Vibrational Spectrometer (VS), Context Remote Sensing Instrument (CRSI), Geophysical Sounding System (GSS), Lander Infrastructure Sensors for Science (LISS). Gray = LISS engineering sensors (Descent Imaging and LIDAR, thermal sensor(s), telecom, etc.)

**Figura A-7:** Definición de los objetivos científicos y los instrumentos propuestos para su consecución. NASA

Dentro de la definición de esta carga de pago, se identificó la necesidad de incluir un espectrómetro vibracional (Raman) con posibilidad de incorporar la adquisición de imágenes en el espectro visible, y se tomaba como referencia el espectrómetro Raman para ExoMars.



**Table 4.5.1.** Baseline and Threshold model payloads for the lander. Elements housed within the radiation-protected vault are in white; elements outside of the vault are in orange.

| Instrument Class<br>[mass allocation, unmargin],<br>Total = 42.5 kg (with margin) | Model Payload  |   |
|---|--|---|
|   | Baseline   | Threshold   |
| Context Remote Sensing Instrument (CRSI) [4.3 kg, includes shielding]             | 2 identical multi-filter, focusable, visible to near-infrared, stereo overlapping cameras with narrowband filters equivalent to those of the Europa Multiple Flyby Mission EIS cameras | 2 identical RGB, fixed focus, stereo overlapping cameras            |
| Microscope for Life Detection (MLD) [5.4 kg]                                      | Deep UV resonance Raman and optical microscope with fluorescence spectrometer  | Atomic Force Microscope (AFM) with optical context imager           |
| Vibrational Spectrometer (VS) [5.4 kg]  |  | Raman Laser Spectrometer (RLS)                                      |
| Organic Compositional Analyzer (OCA) [16.4 kg]                                    | Gas Chromatograph Mass Spectrometer (GC-MS) with Chirality Analysis and Stable Isotope Analyzer (SIA)  | Gas Chromatograph Mass Spectrometer (GC-MS) with Chirality Analysis |
| Geophysical Sounding System (GSS) [1.2 kg]  | Broad-band seismometer   | 3-axis geophone   |

**Figura A-8:** Identificación del instrumento RLS como potencial candidato a ELM. NASA

**A.I-4.2.- LA MISIÓN MARS MOONS EXPLORATION**

Otra de las misiones más interesantes que se está definiendo durante estos últimos años, es la misión japonesa, con colaboración franco-alemana, MMX (*Martian Moons eXploration*).

El objetivo último de esta misión es el de retornar muestras de las lunas de Marte, Phobos y Deimos, para entender su proceso de formación<sup>51</sup>; y sobre todo, revelar si este tipo de pequeños cuerpos celestes, provenientes de las partes más lejanas del Sistema Solar, pudieron en el pasado ser portadores de agua a planetas como Marte o la Tierra. Este tipo de estudios enlaza con otras misiones pasadas de estudio de pequeños cuerpos celestes, como cometas, misión *Rosetta* (ESA); y asteroides, como las misiones *Hayabusa* (JAXA).

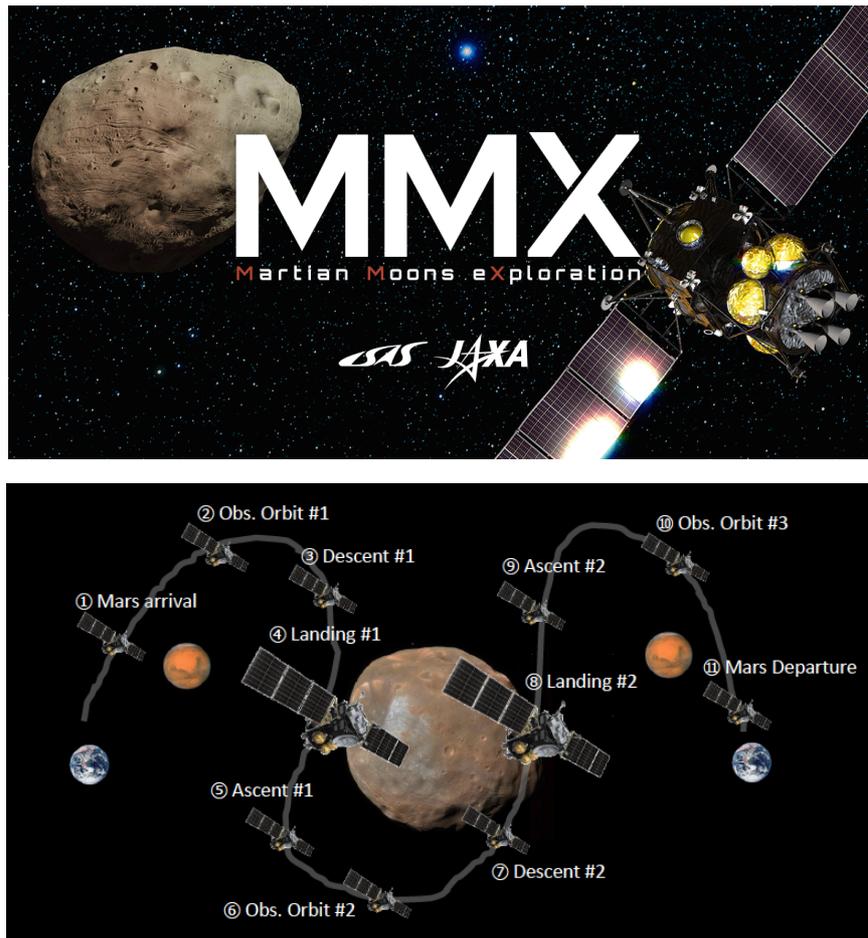


Figura A-9: Misión *Martian Moons eXploration*. JAXA

Dentro de la definición de la carga de pago para el módulo de descenso a Phobos, se contempla la inclusión de un espectrómetro Raman, que ayude a la selección de las muestras a recoger, demostrando una vez más, la versatilidad y alta capacidad científica de esta técnica.

<sup>51</sup> Hay dos teorías, que fueran en su origen asteroides capturados por el campo gravitatorio de Marte, o que se originasen debido a un gran impacto contra este planeta.