

CARLOS PEREZ CANORA

# DEFINICIÓN Y VERIFICACIÓN DE REQUISITOS EN UN PROYECTO ESPACIAL



LA IDS COMO HERRAMIENTA PARA SATISFACER LOS  
OBJETIVOS CIENTÍFICOS DEL INSTRUMENTO RLS  
(RAMAN LASER SPECTROMETER) PARA LA MISIÓN EXOMARS







---

Universidad de Valladolid



PROGRAMA DE DOCTORADO EN FÍSICA

TESIS DOCTORAL:

**Definición y Verificación de requisitos en un proyecto espacial. La Ingeniería de Sistemas como herramienta para satisfacer los objetivos científicos del instrumento RLS (Raman Laser Spectrometer) para la misión ExoMars**

Presentada por Carlos Pérez Canora para optar  
al grado de  
Doctor/a por la Universidad de Valladolid

Dirigida por:  
Dr. Fernando Rull Pérez  
Dr. Gonzalo Ramos Zapata  
Dr. Guillermo López Reyes





## 0. Agradecimientos

A mi padre, **Manolo**  
por ser mi referente.

A mi madre **Conchi**,  
por que siempre está detrás para levantarme.

Y en especial, a **Blanca**,  
por que tu apoyo siempre ha sido incondicional

# I. Agradecimientos

Es muy difícil echar la vista atrás y acordarse de todas las personas que han pasado por el equipo RLS y colaborado en la consecución del proyecto RLS y en definitiva de esta tesis. Pero quería aprovechar para agradecer a todos los RAMANES, que a través de su esfuerzo profesional y sobre todo personal, han puesto su granito de arena, para contribuir a la consecución de este proyecto tan maravilloso que nació en 2003 y que esperamos que aún nos proporcione muchas alegrías. En especial aquellas que, de alguna manera, me han empujado a iniciar, desarrollar y finalizar esta tesis doctoral.

Sin embargo, es imposible desacoplar estos logros, de ciertas personas muy importantes, que han marcado mi paso por RLS.

Quería dedicársela a Andoni, por motivarme cada día y por ser esa persona a la que siempre puedes acudir. Tener un compañero, amigo y referente a tu lado todos los días, es un privilegio.

Al *Komando Botijo*, hemos compartido los momentos más duros, pero a la vez más los plenos, gratificantes y divertidos. Sólo tengo palabras de agradecimiento por todo lo que me habéis soportado.

Al conjunto de RAMANES que han estado más cerca de mí, a lo largo de este tiempo. Picopato, iniciamos este camino juntos en 2007, te doy las gracias por estar siempre disponible. A la Riquiña, por poner ese punto de vista diferente de las cosas y estar dispuesta siempre a escucharme, al Truchi, a Ninja, a Pablo, Bepi, Zafri, Yisus, Marina, Charo, Pilar... muchas gracias, a todos de corazón.

A Eva, por confiar en mí desde un principio y darme la oportunidad de ser el Ingeniero de Sistemas de este maravilloso proyecto.

A Gonzalo y Guillermo, por vuestro esfuerzo y dedicación durante estos meses, por haberlo hecho posible.

Y finalmente, me gustaría agradecer a Fernando por tener confianza plena en mi trabajo, que siempre he podido realizar con total y plena libertad.

# Índice

Índice.....	7
1 Prefacio.....	15
2 Introducción .....	19
2.1 Fundamentos de la Ingeniería de Sistemas .....	20
2.1.1 Disciplina de la Ingeniería de Sistemas .....	21
2.1.2 Proceso de Ingeniería de Sistemas .....	23
2.1.2.1 Definición del Sistema .....	23
2.1.2.2 Realización del Producto.....	28
2.1.2.3 Integración y Control.....	30
2.2 La Misión ExoMars. Contexto y evolución .....	33
2.2.1 Antecedentes de la Misión ExoMars .....	33
2.2.1.1 Interés por la búsqueda de vida .....	33
2.2.1.2 Origen de la Exobiología en la ESA .....	34
2.2.1.3 Estudio de Exobiología del equipo científico de la ESA .....	34
2.2.2 Inicios de ExoMars.....	35
2.2.2.1 Programas Aurora y ELIPS .....	35
2.2.2.2 Convocatoria Pasteur de Ideas 2003.....	36
2.2.2.3 Primera Evaluación científica de ExoMars .....	37
2.2.2.4 Consejo Técnico Pasteur de la ESA.....	38
2.2.2.5 Estudios de Fase A. Ministerial 2005.....	39
2.2.3 Evolución de ExoMars.....	41
2.2.3.1 Actividades Fase B1 .....	41
2.2.3.2 Actividades Fase B2. Ministerial 2008.....	42
2.2.3.3 Cooperación entre ESA-NASA .....	42
2.2.3.4 Programa ESA-Roscosmos ExoMars .....	44
2.2.4 Misión ExoMars. Configuración Final.....	46
2.2.4.1 Misión ExoMars 2016 .....	46
2.2.4.2 Misión ExoMars 2022.....	47
2.2.4.3 El Rover de ExoMars y la búsqueda de signos de vida .....	48
2.2.4.4 Lugar de aterrizaje .....	49
2.2.4.5 Plataforma superficial.....	50
2.3 Configuración final del Rover Rosalind Franklin.....	51
2.3.1 El Rover.....	52

2.3.2	Cajón de laboratorio Analítico (ALD) .....	52
2.3.3	Carga Útil Pasteur (PPLs): Instrumentación científica .....	53
2.3.3.1	Instrumentos de Reconocimiento .....	54
2.3.3.2	Instrumentos Analíticos .....	55
2.3.4	Obtención, preparación y distribución de la muestra.....	55
2.3.4.1	Unidad de perforación (“Drill”).....	55
2.3.4.2	Sistema de preparación y distribución de la muestra .....	56
2.3.4.3	Muestras en Blanco (“Blank”) y de Calibración.....	56
2.4	RLS en ExoMars. Contexto y Evolución.....	58
2.4.1	Selección de la técnica Raman para la exploración de Marte .....	58
2.4.2	Inicios de RLS en ExoMars .....	58
2.4.2.1	“Call For Ideas”. Integración de propuestas.....	61
2.4.2.2	Configuración Inicial. Espectrómetro Raman-LIBS (interno y externo)....	63
2.4.2.3	RLS EBB (“Elegant Bread Board”) .....	64
2.4.3	Evolución de RLS en ExoMars .....	65
2.4.3.1	Primera configuración de referencia. Raman-LIBS interno y externo. ....	65
2.4.3.2	Crisis de masa y eliminación del LIBS. ....	68
2.4.3.3	Eliminación del Raman Externo y análisis de muestras en polvo.....	72
2.4.4	RLS Diseño Conceptual .....	75
2.4.4.1	Diseño conceptual de RLS para análisis in-situ de muestras en polvo.....	75
3	Objetivos .....	79
3.1	Trasladar las necesidades científicas del instrumento RLS a un diseño real .....	80
3.2	Verificación completa del sistema RLS desarrollado .....	80
3.3	Control eficaz de la ejecución técnica de RLS a lo largo de todo su ciclo de vida....	81
4	Proceso de Definición de RLS .....	83
4.1	RLS Necesidades de la Partes Interesadas.....	84
4.1.1	Las Partes Interesadas de RLS.....	85
4.1.1.1	Investigador principal (IP) y Usuario.....	85
4.1.1.2	Responsable de Misión y cliente de RLS .....	85
4.1.1.3	Equipo técnico y desarrollador de RLS .....	86
4.1.2	Definición de las necesidades de las Partes Interesadas .....	86
4.1.2.1	Necesidades científicas de RLS .....	88
4.1.2.2	Necesidades Operacionales de RLS .....	92
4.1.2.3	Necesidades de misión de RLS .....	96
4.1.3	Necesidades de Referencia de Alto Nivel de RLS .....	101

4.2	RLS Descomposición Lógica.....	103
4.2.1	Proceso del Análisis Funcional.....	104
4.2.2	Implementación del Análisis Funcional en RLS.....	104
4.2.2.1	Definición de la configuración física inicial del sistema .....	105
4.2.2.2	Identificación de funciones de alto nivel .....	106
4.2.2.3	Acomodar las funciones sobre la configuración física de RLS .....	108
4.2.2.4	Descomposición de nuevos elementos HW/SW de RLS .....	112
4.2.3	Descomposición Funcional y Física de RLS.....	115
4.2.3.1	Árbol de funciones (FT) o configuración funcional de RLS .....	115
4.2.3.2	Árbol de producto (PT) o configuración física de RLS .....	118
4.3	RLS Requisitos y Especificaciones Técnicas .....	121
4.3.1	Objetivos de la Ingeniería de Requisitos de RLS .....	121
4.3.2	Proceso de Elaboración de Requisitos Técnicos de RLS .....	122
4.3.2.1	Entradas a los requisitos de RLS .....	122
4.3.2.2	Jerarquía de los requisitos de RLS. Árbol de especificaciones.....	123
4.3.2.3	Definición de los requisitos de RLS.....	124
4.3.2.4	Establecimiento de las Especificaciones de Referencia de RLS.....	140
4.3.3	Gestión y Control de requisitos de RLS .....	142
4.3.3.1	Herramienta de control y gestión de requisitos en RLS.....	146
4.4	RLS Interfaces, Presupuestos y Concepto de Operación .....	147
4.4.1	Interfaces de RLS .....	147
4.4.1.1	Interfaces Externas de RLS.....	147
4.4.1.2	Interfaces Internas de RLS.....	152
4.4.1.3	Formalización de las interfaces externas de RLS.....	155
4.4.2	Dimensionamiento de RLS: Presupuestos .....	155
4.4.2.1	Presupuesto de Masa de RLS .....	156
4.4.2.2	Presupuesto de Potencia y Energía de RLS.....	156
4.4.2.3	Presupuesto de memoria de RLS.....	158
4.4.2.4	Presupuesto de memoria del Rover .....	159
4.4.2.5	Presupuesto de descarga del Rover .....	159
4.4.3	Concepto de Operaciones de RLS.....	160
4.4.3.1	Máquina de estados de RLS.....	160
4.4.3.2	Acciones y Tareas .....	162
4.4.3.3	Casos de uso (planes de actividad).....	163
4.5	RLS Diseño Preliminar .....	164
4.5.1	Descripción del Diseño Preliminar de RLS.....	165

4.5.1.1	Diseño del SPU.....	165
4.5.1.2	Diseño del iOH.....	167
4.5.1.3	Diseño de la ICEU .....	168
4.5.1.4	Diseño del EH.....	170
4.5.1.5	Diseño del OH.....	170
4.5.1.6	RLS Software.....	170
4.5.1.7	RLS CT (Unidad de Muestra de Calibración) .....	171
4.5.2	RLS Concepto Operaciones .....	171
5	Proceso de Verificación de RLS .....	175
5.1	Verificación y Filosofía de Modelos de RLS.....	176
5.1.1	Estrategia de Verificación de RLS .....	176
5.1.1.1	Etapas de verificación RLS .....	177
5.1.1.2	Requisitos de RLS. Matriz de Aplicabilidad de RLS.....	179
5.1.1.3	Niveles de verificación RLS.....	180
5.1.1.4	Control de la verificación de RLS.....	180
5.1.2	Filosofía de Modelos de RLS .....	181
5.1.2.1	RLS BB (prototipo o "Breadboard").....	182
5.1.2.2	RLS STM ("Structural & Thermal Model") .....	183
5.1.2.3	RLS EQM ("Engineering Qualification Model").....	184
5.1.2.4	RLS EIS ("Electrical IF Simulator").....	185
5.1.2.5	RLS FM ("Flight Model").....	185
5.1.2.6	RLS SWIS ("SW IF Simulator").....	186
5.1.2.7	RLS FS ("Flight Spare").....	187
5.1.3	Secuencia de Verificación y Matriz de ensayos de RLS.....	187
5.2	Verificación por Análisis de RLS.....	190
5.2.1	Modelos Analíticos Térmicos de RLS.....	191
5.2.1.1	Modelo Térmico del iOH.....	192
5.2.1.2	Modelo Térmico del SPU .....	193
5.2.1.3	Modelo Térmico del ICEU .....	196
5.2.2	Modelos Analíticos Estructurales de RLS .....	199
5.2.2.1	Configuración de los Modelos Estructurales de RLS .....	200
5.2.2.2	Requisitos de los modelos estructurales .....	200
5.2.2.3	Resultados de Análisis de Propiedades Máficas.....	201
5.2.2.4	Resultados de los Análisis Modal, Estático y Dinámico del iOH .....	202
5.2.2.5	Resultados de los Análisis Modal, Estáticos y Dinámicos del SPU .....	204

5.2.2.6	Resultados de los Análisis Modal, Estáticos y Dinámicos de la ICEU .....	209
5.2.3	Modelo Radiométrico de RLS .....	213
5.2.3.1	Configuración del Modelo Radiométrico de RLS .....	213
5.2.3.2	Requisitos del Modelo Radiométrico de RLS .....	213
5.2.3.3	Resultados del Modelo Radiométrico de RLS .....	214
5.2.4	VCD de RLS: Verificación por Análisis .....	215
5.3	Verificación Modelo RLS BB .....	216
5.3.1	Configuración del Modelo RLS BB .....	217
5.3.2	Requisitos del RLS BB .....	219
5.3.3	Resultados del RLS BB.....	220
5.3.3.1	Verificación de la Funcionalidad completa del sistema del RLS BB .....	220
5.3.3.2	Verificación de la Función de AF .....	221
5.3.3.3	Prestaciones Científicas: resolución espectral y SNR.....	222
5.3.3.4	Validación del Modelo radiométrico con el RLS BB.....	224
5.3.4	VCD de RLS: Verificación del BB .....	226
5.4	Verificación del Modelo RLS STM .....	228
5.4.1	Configuración del RLS STM.....	229
5.4.2	Requisitos del RLS STM .....	230
5.4.2.1	Requisitos térmicos RLS STM .....	230
5.4.2.2	Requisitos Estructurales del RLS STM .....	231
5.4.3	Resultados del RLS STM .....	232
5.4.3.1	Resultados Verificación Mecánica STM .....	232
5.4.3.2	Resultados Verificación Térmica STM.....	235
5.4.3.3	Resultados Verificaciones Operacionales con el RLS STM (Sistema).....	236
5.4.3.4	Resultados del STM en el ALD .....	239
5.4.4	VCD DE RLS: Verificación del RLS STM .....	239
5.5	Verificación del Modelo RLS EQM .....	241
5.5.1	Configuración del RLS EQM.....	242
5.5.1.1	Configuración Diseño Detallado de RLS.....	243
5.5.2	Requisitos del RLS EQM .....	245
5.5.3	Resultados de las unidades RLS EQM .....	246
5.5.3.1	Calificación mecánica y térmica del RLS EQM.....	246
5.5.3.2	Verificación de IFs Eléctricas de la ICEU EQM .....	247
5.5.4	Resultados del RLS EQM a nivel Sistema .....	247
5.5.4.1	Integración funcional de las unidades EQM en el sistema RLS EQM .....	247
5.5.4.2	Finalización de la Calificación del RLS EQM. EMC .....	249

5.5.4.3	Verificación de las funcionalidades críticas del RLS EQM .....	251
5.5.4.4	Verificación de prestaciones científicas: SNR y resolución espectral ...	257
5.5.4.5	Verificación de la carga biológica en el RLS EQM.....	261
5.5.5	Control de los presupuestos del RLS EQM .....	262
5.5.6	Integración del RLS EQM en el ALD QM .....	264
5.5.7	VCD DE RLS: Verificación del RLS EQM .....	266
5.6	Verificación Modelo RLS EIS .....	268
5.6.1	Configuración del RLS EIS .....	269
5.6.2	Requisitos del RLS EIS.....	270
5.6.3	Resultados del RLS EIS.....	272
5.6.3.1	Resultados verificación de la IF de Potencia del EIS .....	272
5.6.3.2	Resultados verificación de la IF de CANBus del EIS.....	274
5.6.3.3	Resultados verificación funcional y SW del EIS.....	274
5.6.4	VCD DE RLS: Verificación del RLS EIS.....	276
5.7	Verificación del Modelo RLS FM .....	278
5.7.1	Configuración del RLS FM.....	279
5.7.1.1	Modificaciones desde el RLS EQM hasta el RLS FM "As-Design" .....	280
5.7.2	Requisitos del RLS FM .....	283
5.7.3	Resultados del RLS FM .....	284
5.7.3.1	Aceptación del RLS FM .....	284
5.7.3.2	Validación funcional del RLS FM.....	286
5.7.3.3	Chequeos adicionales con el RLS FM: algoritmos científicos.....	291
5.7.3.4	Actualización final de los presupuestos acorde a resultado del RLS FM ....	293
5.7.4	Verificación del RLS FM en el ALD del Rover Rosalind Franklin .....	296
5.7.5	VCD de RLS: Verificación del RLS FM.....	297
5.7.6	Configuración "As-Design" del RLS FM.....	298
5.7.7	Configuración "As-Built" del RLS FM .....	302
5.8	Verificación del Modelo RLS SWIS.....	305
5.8.1	Configuración del RLS SWIS .....	306
5.8.2	Requisitos del RLS SWIS.....	309
5.8.3	Resultados del RLS SWIS.....	310
5.8.3.1	Caso de Uso 1: "TC-RLS-VT-01" .....	310
5.8.3.2	Caso de Uso 2: "TP-RLS-VT-02-04" .....	311
5.8.3.3	Caso de Uso 3: "TP-RLS-VT-02-09" .....	313
5.8.4	VCD de RLS: Verificación del RLS SWIS .....	315
5.9	Verificación del Modelo RLS FS.....	317



5.9.1	Requisitos del RLS FS.....	318
5.9.1.1	Requisitos Operacionales .....	318
5.9.1.2	Requisito. NA sobre un mismo punto.....	320
5.9.2	Escenario operacional de laboratorio en INTA.....	321
5.9.2.1	AP. "Ciclo de Medida sobre la muestra" .....	323
5.9.2.2	AP. "Fase de crucero" (viaje a Marte) .....	324
5.9.2.3	AP. Optimización SNR.....	325
5.9.3	Resultados del RLS FS .....	325
5.9.3.1	Verificación de las Secuencias Operacionales de RLS .....	325
5.9.3.2	Optimización de la SNR con el NA .....	329
5.9.4	VCD de RLS: Verificación del RLS FS .....	331
6	Conclusiones .....	333
	Acrónimos .....	337
	Referencias .....	343



# 1 Prefacio

## ***“Experiencias Cumbre”***

Bajo la bóveda azul del cielo,  
los rayos anaranjados de la puesta de sol,  
a veces nos ofrecen tanta belleza,  
que nos sentimos momentáneamente anonadados,  
y nuestra mirada se queda perdida, congelada.

El esplendor del momento nos deslumbra de tal modo,  
que nuestra mente, siempre parlanchina,  
hace una pausa para evitar distraernos del momento.  
Parece abrirse una puerta a otra realidad que,  
aunque siempre está presente,  
raras veces llegamos a percibirla.

Son experiencias cumbre,  
en los cuales nos vemos catapultados  
más allá de lo mundano y ordinario  
y logramos vislumbrar el reino eterno del Ser mismo.  
Por unos momentos volvemos a casa,  
al hogar de nuestro verdadero Yo.

El poder del ahora.

Desde hace más de doce años, llevo desempeñando las tareas de Ingeniero de Sistemas en el proyecto RLS (*"Raman laser Spectrometer"*) para la misión Exomars de la ESA (Agencia Espacial Europea). Tengo que reconocer, que cuando fui nombrado para este puesto, no tenía gran conocimiento sobre esta metodología, lo cual me asustó. En aquel momento no era consciente de la envergadura del proyecto RLS, pero sin embargo, sentí que se presentaba ante mí un reto al que poder enfrentarme y permitiría desarrollarme, tanto a nivel personal como profesional. Así fue, superando con creces las expectativas.

Por eso, mi motivación principal con la presente tesis ha sido la de contar una historia, desde un punto de vista muy particular, el de la Ingeniería de Sistemas aplicada a un caso muy concreto, el de búsqueda de vida en Marte, con el espectrómetro Raman (RLS), como parte del Rover Rosalind Franklin de la Misión ExoMars.

Marte, es de los objetos de estudio que resultan de mayor interés por la vida, al tratarse del cuerpo planetario más similar a la Tierra. Este hecho, lo convierte en un claro objetivo de interés astrobiológico, la exploración de Marte y el análisis de los datos para valorar su potencial habitabilidad. Es por ello que el estudio y caracterización de ambientes terrestres análogos marcianos se ha convertido en una prioridad en el ámbito de investigación científica y desarrollos tecnológicos.

En las últimas décadas y por diversos motivos, incluida la posibilidad de establecer una base permanente para futuros viajes espaciales de muy largo alcance, el planeta rojo ha sido objeto de múltiples misiones que han incorporado la posibilidad de realizar exploración de su suelo, para detectar trazas de vida presente o pasada.

Este es el caso de ExoMars, la primera misión de la ESA que incluye la posibilidad de posar un Rover, el Rosalind Franklin, sobre la superficie de Marte, para explorar su suelo y su sub-suelo marciano como nunca antes se había realizado.

Dada la extraordinaria complejidad de los proyectos espaciales, con multitud de limitaciones y sujetas a plazos y costes mucho mayores que los proyectos de ingeniería "normales", resulta indispensable utilizar herramientas de gestión técnica que permitan garantizar el correcto desarrollo del proyecto, típicamente coordinado y en el que participan muchos países.

Este es el caso de la ingeniería de sistemas (IdS), una metodología capaz de transformar una idea o una necesidad inicial, a través de un proceso lógico y controlado, en un producto con unas características que satisface esa idea inicial.

El trabajo presentado en esta tesis, sintetiza la contribución del esfuerzo de muchas personas para alcanzar un objetivo común. Recoge la evolución del trabajo realizado desde la perspectiva de la IdS para el instrumento RLS, incluyendo la metodología y herramientas utilizadas, para poder concluir con el espectrómetro Raman (RLS) capaz de responder a la vez a los objetivos científicos de Exomars y las restricciones asociadas a la misión.

Se comenzará explicando de forma genérica los fundamentos de la ingeniería de sistemas, para continuar con el desarrollo histórico de la propia misión, donde se detallará la evolución de configuraciones conceptuales asociadas a los objetivos científicos de ExoMars y las limitaciones propias de la misión...hasta llegar a la definición conceptual del instrumento RLS.

Este será el punto de partida del trabajo presentado en esta tesis.

Bajo la responsabilidad como ingeniero de sistemas de RLS, mi trabajo ha consistido en establecer, aplicar y coordinar, todos los procesos y esfuerzos realizados desde la IdS y

presentados a lo largo de esta tesis, por su puesto, en colaboración con todas las partes implicadas en el desarrollo técnico en el proyecto de RLS. Este trabajo se ha articulado a través de dos procesos principales.

El proceso de definición de RLS, comienza traduciendo las necesidades científico-técnicas recopiladas en el diseño conceptual alcanzado, convirtiéndolas en requisitos técnicos concretos que debe tener el instrumento. Una vez he captado esas necesidades, estas pasarán a ser la base en la cual apoyaré todo el proceso de definición del instrumento RLS, que desembocará en un diseño preliminar "fabricable" y verificable de RLS.

La segunda parte, y de nuevo incluyendo las actividades desarrolladas por el ingeniero de sistemas de RLS, como son la estrategia de verificación y la filosofía de modelos, se mostrarán los resultados de las verificaciones parciales que realimentan el diseño, hasta llegar al modelo de vuelo fabricado, integrado, ensayado y verificado, capaz de responder satisfactoriamente a los objetivos científicos que debía satisfacer RLS en el contexto de la misión ExoMars.



## CAPÍTULO 2. Introducción

Una vez establecido en el prefacio el contexto en el que se ha desarrollado este trabajo de tesis y habiendo establecido la importancia y necesidad del uso de la ingeniería de sistemas (IdS) como herramienta para el correcto desarrollo de un proyecto espacial de gran complejidad, voy a pasar a introducir los principales ejes introducidos en esta sección, que servirán para hacer más sencilla la comprensión del trabajo presentado.

El objetivo prioritario es mostrar cómo el uso de la IdS para equipos espaciales, ha tenido como resultado el desarrollo del diseño, la fabricación y verificación del espectrómetro Raman RLS [1], uno de los instrumentos de análisis de la carga útil que se encuentra a bordo del Rover Rosalind Franklin de la misión ExoMars [2].

Para ello, a modo introductorio, este primer capítulo se ha dividido en cuatro grandes bloques:

1. Se introduce los fundamentos teóricos y metodología de IdS [3 - 6] como base de conocimiento teórico y guía para el proceso particular aplicado en esta tesis sobre el instrumento RLS.
2. La siguiente sección trata de explicar el desarrollo histórico de la misión ExoMars desde su concepción en 2003 hasta alcanzar su configuración final, entrando en el detalle de los grandes hitos, que por diferentes circunstancias de carácter técnico (limitaciones de masa), económicos o políticos, han supuesto importantes modificaciones en el desarrollo conceptual de la misión y en sus objetivos científicos y tecnológicos.
3. Como continuación a la configuración de la misión, se presenta el Rover Rosalind Franklin. El Rover es el elemento clave para la consecución de los objetivos de la misión ExoMars y proporciona un contexto operacional para el instrumento RLS, en el marco del cual deberá ser capaz de alcanzar sus objetivos científicos adaptando sus necesidades y características a todas las restricciones impuestas.
4. Para concluir, se describe la evolución histórica de RLS y cómo ha conseguido adaptarse a las necesidades planteadas por la Misión ExoMars, hasta alcanzar una dedición de Diseño Conceptual, cómo punto de partida para impulsar el ciclo de vida de RLS. Esta sección, comienza con una introducción que enlaza las necesidades de ExoMars con la selección del Espectrómetro RLS cómo parte del Rover.

## 2.1 Fundamentos de la Ingeniería de Sistemas

Los sistemas espaciales y, en particular, la instrumentación que se desarrolla para la exploración espacial presenta interesantes desafíos de complejidad que surgen de la necesidad de unir múltiples disciplinas de ingeniería y ciencia.

Uno de los principales desafíos de cualquier paradigma en la Ingeniería de Sistemas es poder gestionar estos sistemas complejos bajo unas incertidumbres imprevistas. La IdS es el enfoque interdisciplinario y un medio para permitir la realización de sistemas exitosos, 'dando a luz' proyectos, convirtiendo una idea inicial (necesidad) en una descripción completa del sistema, con todos los elementos necesarios integrados en un todo y que satisfacen esa idea inicial [5].

La **figura 2.1-1** representa el concepto básico de la IdS. Usando una entrada, una necesidad, se le aplica un proceso, el proceso de IdS, y se obtiene una salida, un producto, que cumple con las necesidades de la entrada.

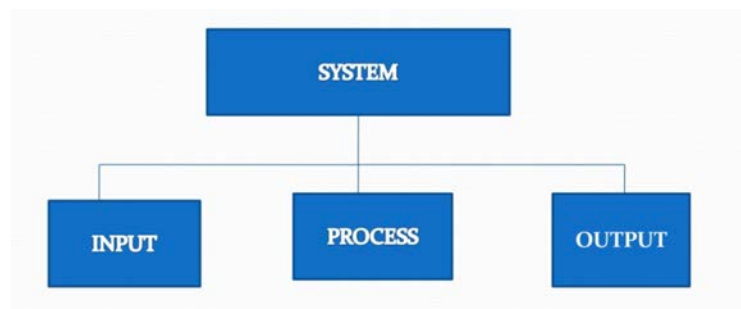


Figura 2.1-1 [Manual de SE Incose, [4]]

**Definición de sistema.** Según la ESA [5], un sistema es un “conjunto de funciones interrelacionadas o interactivas constituidas para lograr un objetivo específico. Esto nos lleva a otro punto de vista del sistema, como un conjunto integrado de elementos, subsistemas o conjuntos que logran un objetivo definido.

La variedad de tipos y formas de los sistemas espaciales es extremadamente amplia. Es importante reconocer que un sistema espacial en sí es solo un elemento dentro de un sistema más grande, son vehículos e infraestructuras que trabajan juntos para realizar una tarea en un entorno espacial. Un sistema espacial comprende tres segmentos (ver **figura 2.1-2**) que se coordinan de acuerdo con los objetivos de la misión:

- El segmento espacial que comprende la nave espacial y la carga útil que va a realizar la tarea encomendada a la misión
- El segmento terreno, en tierra, de apoyo para permitir el control y monitorización de la nave
- El sistema de lanzamiento que ponga al vehículo en camino a su órbita o destino final

Cada uno de los elementos del sistema general debe interactuar con los otros elementos, y el trabajo de la IdS es lograr un diseño óptimo del sistema de forma que los objetivos de la misión se cumplan de manera eficiente.



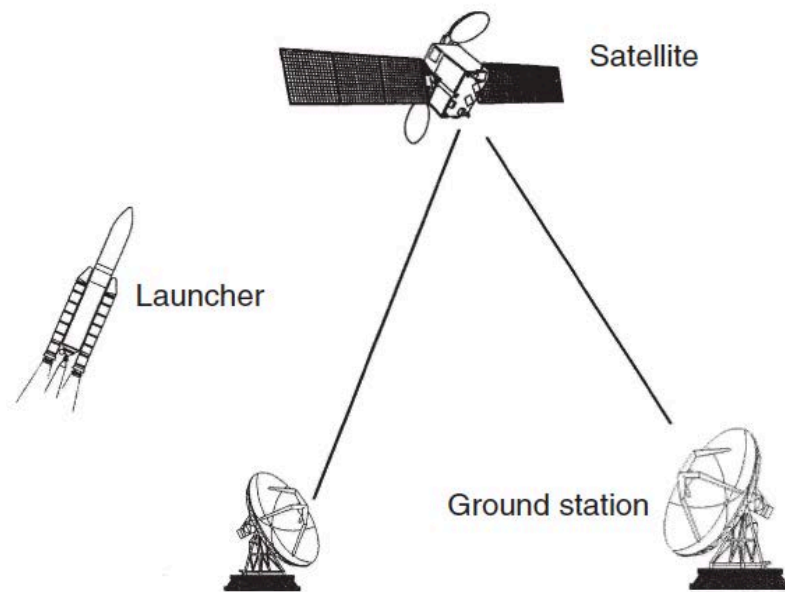


Figura 2.1-2 [El sistema total: los segmentos combinados de espacio y tierra]

## 2.1.1 Disciplina de la Ingeniería de Sistemas

La visión más holística de la ingeniería de sistemas [3], establece que la IdS se descompone en dos partes bien diferenciadas que no se pueden entender de forma separada:

### 1. Proceso de IdS

La ingeniería de sistemas aplica todas sus funciones (requisitos, análisis, diseño y verificación) de modo iterativo con el objetivo de obtener un producto que satisfaga los requisitos técnicos del cliente (ver sección 4.3).

### 2. Ciclo de vida de un Sistema.

Es el intervalo de tiempo desde la primera idea conceptual del producto hasta su retirada de servicio. No existe un modelo único de ciclo de vida de un sistema que pueda proporcionar una guía específica para todas las situaciones del proyecto, pero en los sistemas espaciales este recorrido viene recogido en la ESA "Project Planning and Implementation" - ECSS-M-ST-10C.

Las fases y la planificación de un proyecto pretenden minimizar los riesgos económicos, técnicos y de programación a lo largo de toda la vida del proyecto. Para ello, cada fase tiene asociadas unas tareas y resultados específicos, diseñados para progresar en la consecución del sistema. Estos objetivos sirven para dirigir y gestionar el esfuerzo técnico de los responsables.

El hito final de cada fase es una revisión del sistema. Es un examen crítico, que realiza un equipo que no es responsable directamente de las actividades implicadas en la revisión, donde se evalúa la validez de los elementos de salida (documentos o productos) en relación a los requisitos de entrada y en base a dicha evaluación, decidir si se puede pasar a la siguiente fase.

La secuencia de fases, tareas, revisiones de un sistema espacial y sus conexiones forman un ciclo de vida típico y se muestran en la **figura 2.1-3**.

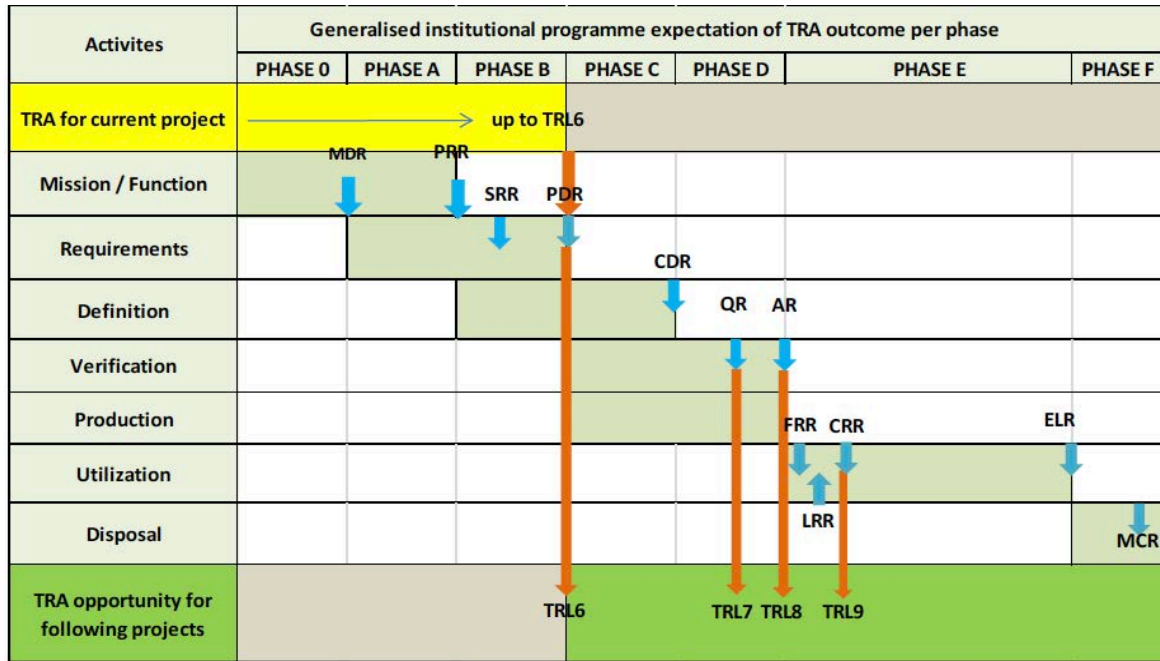


Figura 2.1-3 [Ciclo de Vida del Sistema Espacial - Secuencia Fases, Tareas y Revisiones [7]. Los acrónimos se detallan en la lista de acrónimos, apartado 0II]

Se entiende por ciclo de vida de un Sistema espacial como el intervalo de tiempo desde la primera idea conceptual del producto hasta su retirada de servicio, según la ECSS-M-30A. A continuación, se resumen las fases de una misión espacial, haciendo hincapié en las configuraciones de diseño, alcanzadas a término de cada una de ellas y que se utilizaran como referencias a lo largo de esta tesis.

**Fase A.** (Viabilidad) Esta esta asociada a las tareas de Diseño Conceptual. Su objetivo fundamental es aclarar la viabilidad del sistema en términos de costes, plazos y técnicos. Estas tareas finalizan formalmente con la revisión preliminar de los requisitos (PRR) y con una configuración funcional del sistema.

**Fase B.** (Definición Preliminar). Asociada a la realización de tareas de Diseño Preliminar. Estas actividades finalizan formalmente con el PDR que conduce a la configuración de desarrollo del sistema.

**Fase C.** (Definición de Detalle). Va asociada a la realización de tareas de Diseño Detallado. Su objetivo fundamental es diseñar con todo detalle el sistema. Finaliza con la revisión crítica de diseño (CDR) que lleva a la definición detallada de los productos, los subsistemas y los equipos que componen estos y sus interfaces. Como salida se alcanza la configuración de producción y el sistema que está listo para fabricar.

**Fase D.** (Calificación y Fabricación). Va asociada a la realización de tareas de fabricación. Su objetivo fundamental es la fabricación, integración y ensayos de todos y cada uno de los equipos y subsistemas que componen el sistema. Durante esta fase se celebrará la Qualification Review (QR), y finalizará con la Acceptance Review (AR) y una configuración "As-Built" que es la configuración del diseño "As-Design" actualizada por las desviaciones ocurridas durante la fabricación.

La **Fase E** (Utilización). Es la fase de operación del sistema.

## 2.1.2 Proceso de Ingeniería de Sistemas

El proceso proporciona una estructura de trabajo a la ingeniería de sistemas en la cual solventar y resolver problemas a través de las iteraciones entre los requisitos, diseño y los procesos de verificación. El proceso consta de los siguientes sub-procesos [6]:

1. Definición de la solución. Proceso descendente para captar las necesidades de los interesados y trasladarlas a requisitos técnicos. Se realiza la descomposición del sistema y se define la solución de diseño que cumpla con las necesidades.
2. Realización del producto. Proceso ascendente para integrar productos que han sido comprados, fabricados o reutilizados. Deben ser verificados y validados de tal forma que satisfagan las necesidades de las partes interesadas.
3. Integración y Control. Garantiza la gestión, integración del proceso y de las diversas disciplinas de ingeniería (requisitos, análisis, diseño y verificación) a lo largo de todas las fases.

Los procesos de cada conjunto y sus interacciones y flujos se ilustran mediante la figura del proceso de ingeniería **figura 2.1-4** (modelo en "uVe").

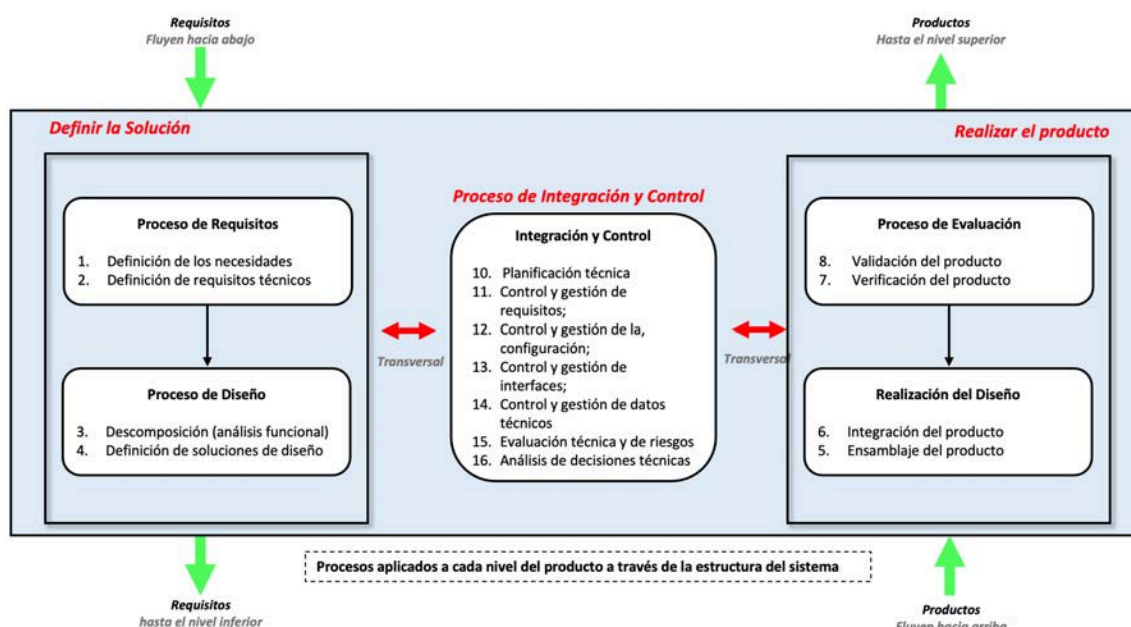


Figura 2.1-4 [Proceso de Ingeniería de Sistemas. Modelo en "uVe" [6]]

### 2.1.2.1 Definición del Sistema

En un enfoque **descendente**, las actividades de definición se centran en comprender el problema, necesidades y condiciones que limitan la solución. Consideran los aspectos funcionales, de comportamiento, temporales y físicos que dan como resultado un conjunto validado de requisitos y una solución de diseño que satisface un conjunto de expectativas de las partes interesadas.

Consta de 4 sub-procesos: definición de las necesidades, descomposición del sistema (análisis funcional), requisitos técnicos y definición del diseño.

### 2.1.2.1.1 Definición de necesidades de las partes interesadas

En un proyecto controlado por IdS, la declaración clara y concisa del objetivo final (definido por las expectativas de las partes interesadas) está siempre a la vanguardia de los esfuerzos de diseño. Es uno de los pasos más importantes en el proceso de IdS, ya que ayuda a garantizar que el producto que se proporciona satisface al cliente. Estas actividades se agrupan en los siguientes procesos:

#### 1. Identificación de las partes interesadas

Las partes interesadas en cualquier sistema son personas u organizaciones que tienen algún derecho, participación, reclamo o interés (cliente, usuarios, desarrolladores, etc.) y que pretenden utilizar el producto.

Las partes interesadas juegan un papel primordial en el establecimiento de los requisitos aplicables a un sistema y su identificación debe realizarse de manera concisa, ya que el éxito de cualquier proyecto depende de la forma en que se realice la definición de los requisitos.

#### 2. Análisis del problema

Comprender el contexto en el que residen los problemas potenciales del mismo y las expectativas de las partes interesadas (ver **figura 2.1- 5**). El análisis se centra en:

- Definir el espacio del problema y los objetivos de la misión particular
- Distinguir las condiciones ambientales y las restricciones que limitan la solución
- Desarrollar conceptos operativos preliminares

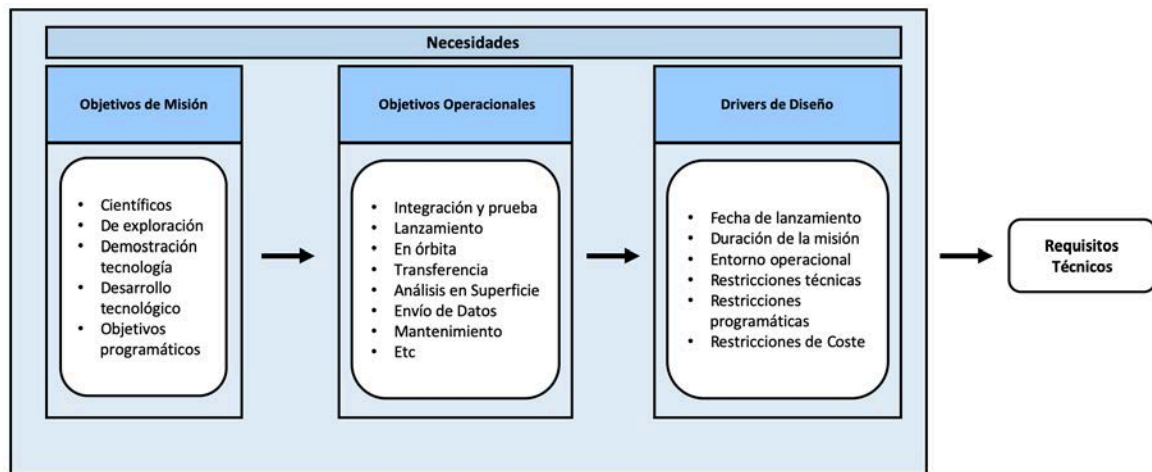


Figura 2.1-5 [Flujo de información de las necesidades]

#### 3. Requisitos de las partes interesadas

Todas las partes interesadas deben acordar funciones, características, comportamientos, apariencia y el rendimiento que tendrá el producto. Esta información se revisa, resume y documenta para que todas las partes puedan llegar a un acuerdo sobre las expectativas y extraer los criterios de éxito inicial del sistema.

El conjunto de expectativas de las partes interesadas y requisitos de alto nivel se utiliza para impulsar un ciclo de diseño iterativo donde se desarrollan una arquitectura / diseño, el concepto de operaciones y los requisitos derivados.

### 2.1.2.1.2 Descomposición funcional y física

La descomposición lógica del sistema es el proceso para crear los requisitos funcionales mediante el análisis funcional del sistema. Los pasos para realizar un análisis funcional son:

- Traducir los requisitos de nivel superior en funciones que debe realizar el sistema
- Descomponer y asignar las funciones a los niveles de la estructura física del producto
- Identificar y describir interfaces internas y externas (gestión, técnicas, etc.)
- Realizar su dimensionamiento a través de los presupuestos del sistema

El ingeniero de sistemas, a través del análisis funcional, produce las arquitecturas funcionales (FT "Functional Tree") y físicas del sistema (PT - "Product Tree"), que se usarán como base para la asignación de recursos e identificación de interfaces. Ver **imagen 2.1-6**.

**Árbol de funciones (FT):** es la estructura que resulta de la descomposición del sistema en funciones. Cada funcionalidad puede descomponerse a su vez en sub-funcionalidades, generando un nuevo árbol independiente. Esta estructura funcional del proyecto deriva en el árbol de producto (arquitectura física, PT), asociando las funciones a elementos hardware o software concretos que las realicen.

**Árbol de producto (PT):** es la descomposición del sistema en niveles sucesivos de productos o elementos hardware o software definidos de acuerdo con las funciones que se han identificado en el árbol de funciones.

Todos los productos de un sistema definidos en el árbol de producto incluyen los elementos supeditados al control de configuración<sup>1</sup> del proyecto, y los elementos que están sujetos a especificación técnica.

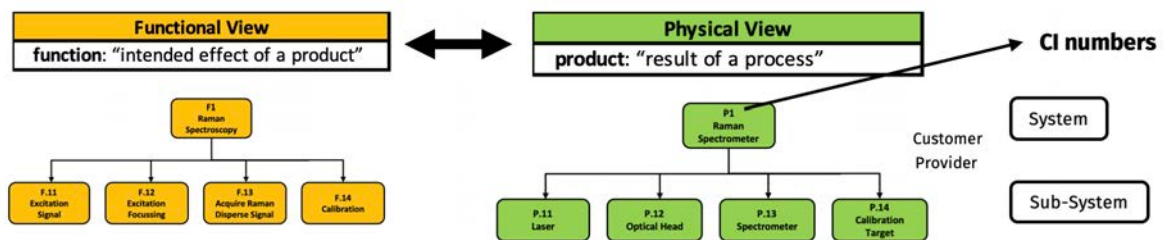


Figura 2.1-6 [Izquierda, Árbol Funcional y derecha, Árbol de Producto. Los acrónimos se explican en la lista de acrónimos, apartado 011]

### 2.1.2.1.3 Definición de requisitos técnicos

Un requisito es una declaración que identifica una característica o restricción del sistema, que es inequívoca, clara, es única (código identificativo), está clasificada (tipo), es verificable (método de verificación) y necesita la aceptabilidad del usuario final [4].

El proceso de definición de requisitos [3 - 6] técnicos transforma las expectativas de las partes interesadas en un conjunto completo de exigencias técnicas validadas:

1. Captar requisitos: las expectativas de las partes interesadas se evalúan para comprender el problema técnico (alcance del problema) y establecer los límites del diseño. Estos son configuraciones aplicables, expectativas funcionales y de comportamiento ("cómo se opera" el sistema), requisitos de prestaciones, las

<sup>1</sup> El control de configuración proporciona ayuda a la gestión y planificación de los proyectos espaciales. Ayudan a identificar la configuración del sistema, controlan del estado de la configuración, registro y auditoría de la misma.

restricciones de diseño y operacionales. Además, identificar sistemas externos con los que nuestro sistema debe interactuar (interfaces físicas y funcionales).

2. Establecer requisitos técnicos: establecer los requisitos dentro de las especificaciones. El requisito debe ser único, con un sistema de numeración único, estar justificado, para aclarar la intención del requisito y debe ser verificables (incluyendo uno o más métodos de verificación);
3. Estructurar y asignar: El conjunto completo de requisitos se estructuran y asignan a través de los niveles de la configuración física (descomposición) y aquellos que atraviesan los límites del sistema. Estructurar y asignar requisitos dentro de una especificación técnica por tipología y niveles, permite la asignación de recursos, restricciones operacionales, parámetros funcionales y de prestaciones en todos los niveles del sistema (ver **figura 2.1-7**).

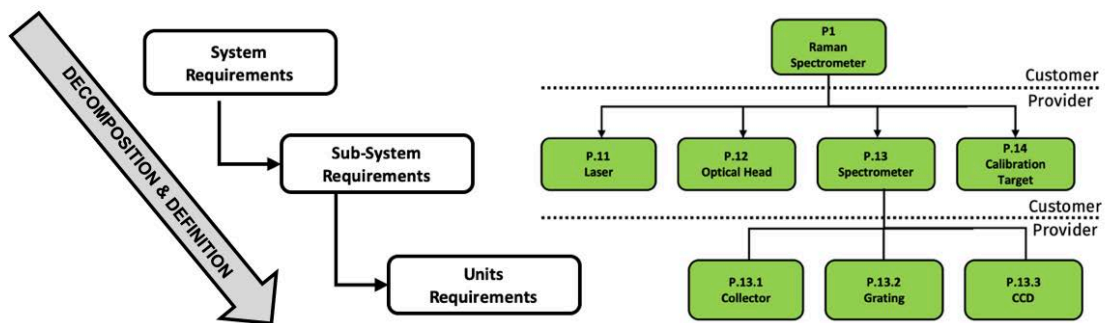


Figura 2.1-7 [Ejemplo de cómo se derivan los requisitos a través de la descomposición del sistema]

De esta forma es posible realizar la **trazabilidad de requisitos**: un proceso que garantiza la jerarquía de requisitos y nos permite establecer relaciones de dependencia (enlaces) entre los requisitos de un cierto nivel del sistema, con otros de niveles adyacentes. La trazabilidad permite:

- Identificar cambios en requisitos inducidos por modificaciones en el diseño
- Identificar cómo y en qué nivel se verifica un requisito
- Controlar la verificación del sistema

Como cierre del proceso de trazabilidad obtenemos la matriz de trazabilidad, que muestra cómo se vinculan todos los requisitos del sistema con todas sus relaciones trazables y en todos los niveles. Este documento es la base del Documento de Control de Verificación o VCD, del que hablaremos en la sección 5.1 de esta tesis.

4. Validar requisitos: asegurarse con las partes interesadas que los requisitos estén bien expresados, satisfacen sus necesidades y son verificables.
5. Editar especificaciones de requisitos (de referencia): los requisitos son incluidos en especificaciones técnicas. Una especificación de requisitos es un documento controlado que captura requisitos a lo largo del ciclo de vida del sistema y es de obligado cumplimiento. La ingeniería de sistemas establece las especificaciones técnicas de referencia junto con los documentos de diseño para contribuir a la definición y verificación del sistema.



### 2.1.2.1.3.1 Árbol de especificaciones

El "Árbol de especificaciones" es un documento que define de forma gráfica la estructura jerárquica y la relación de todas las especificaciones de requisitos que definen a un sistema en todos sus niveles de descomposición. Se establece a partir del árbol de producto del sistema. Permite la implementación jerárquica y establecer las relaciones entre los diferentes niveles del sistema.

En la **figura 2.1-8** muestra un ejemplo de árbol de especificaciones de un sistema de hasta cuatro niveles de descomposición del sistema:

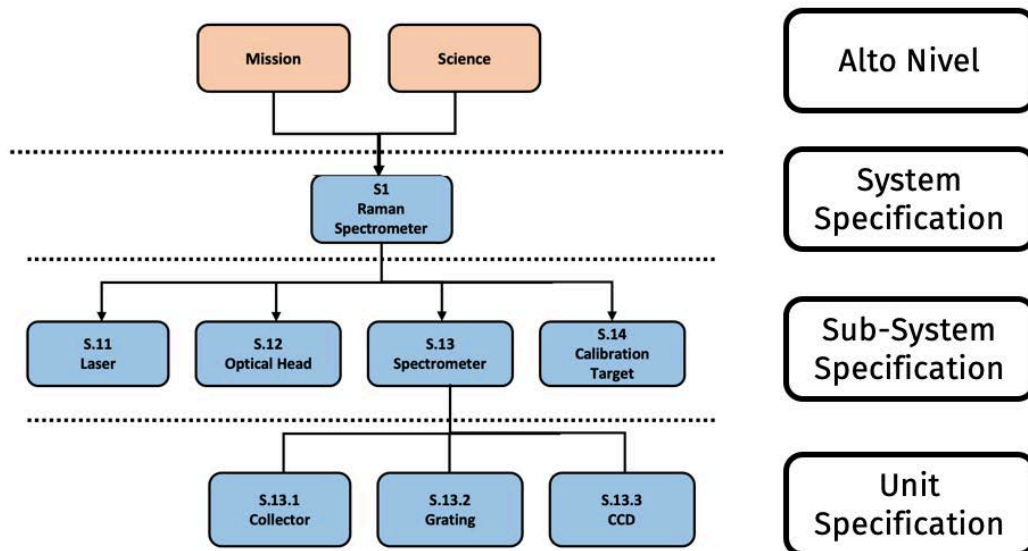


Figura 2.1-8 [Ejemplo de un Árbol de Especificaciones]

### 2.1.2.1.4 Definición de las soluciones de Diseño

Este es el proceso que se utiliza para traducir los requisitos técnicos del sistema y de los resultados del proceso de descomposición funcional y física en una solución de diseño conforme. El resultado de diseñar el sistema es definir la configuración del sistema.

El proceso de diseño del sistema [3 - 6] consiste en el análisis de las alternativas de diseño posibles a fin de encontrar la que mejor cumpla con los requisitos propuestos del sistema y se puede resumir en los siguientes pasos:

1. Revisión de los requisitos de partida: Deben revisarse los requisitos del sistema, la arquitectura funcional y física para la que vamos a buscar posibles soluciones. Asegurarnos de estar comprendiendo claramente el problema, los objetivos del sistema y las restricciones que limitan nuestro diseño.
2. Definición y análisis de las posibles soluciones. Buscar, definir y estudiar alternativas a considerar para nuestro sistema. Por ejemplo, utilizando diseños ya existentes que se podrán adaptar para cumplir nuestros requisitos o bien desarrollar soluciones específicas para cumplir con la mayor parte de las ideas especificadas.
3. Selección de la solución de diseño. Seleccionar la mejor solución de diseño entre los conceptos de diseño alternativos realizando un análisis de compromisos ("trade-off"), teniendo en cuenta factores cuantitativos como los requisitos, la madurez de la tecnología disponible (TRL), cualquier limitación de coste, planificación o riesgo, así como estimaciones subjetivas que el equipo no pudo cuantificar, como la robustez o la facilidad de adquirir los elementos que compondrían el sistema.

4. Describir la solución de diseño. La síntesis del diseño tiene el potencial de mantener el ciclo de vida enfocado en los problemas del sistema completo, al tiempo que permite la exploración de los niveles de detalle necesarios para describir soluciones realizables. Una vez que se ha seleccionado la alternativa de diseño preferida y se ha completado el nivel adecuado de refinamiento, el diseño se define completamente en una solución final de referencia que satisfará los requisitos técnicos y los conceptos operacionales.

El alcance y el contenido de la descripción completa del diseño de referencia (“baseline”) deben ser apropiados para cada fase del ciclo de vida del sistema y los criterios de éxito de la misma. El paquete de datos técnicos evoluciona de una fase a otra, comenzando con bocetos o diseños conceptuales y terminando con documentos completos, listas de partes y otros detalles necesarios para la implementación, fabricación o integración del producto. La **figura 2.1-9** representa la evolución de las configuraciones y los diseño de referencia o “baselines” a lo largo del ciclo de vida de un sistema.

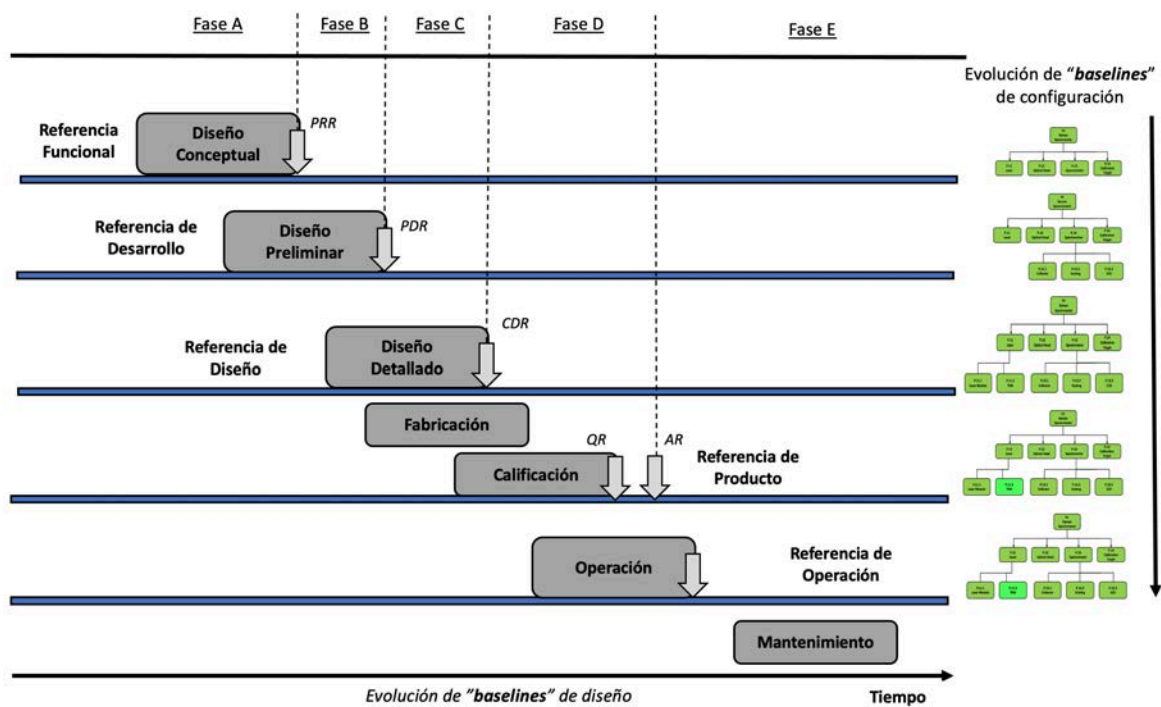


Figura 2.1-9 [Evolución del Diseño y la Configuración de lo largo del ciclo de vida de un sistema espacial]

### 2.1.2.2 Realización del Producto

Es una secuencia de actividades realizadas de forma ascendente [3 - 2] sobre la estructura física del sistema y comienza con el equipo técnico tomando el resultado de los procesos de diseño del sistema y utilizando la gestión de configuración y las evaluaciones técnicas para fabricar, comprar o reutilizar los diferentes elementos para conformar el sistema.

Posteriormente, los elementos deben integrarse acorde al nivel apropiado, para ser verificados a través del proceso de evaluación técnica y así garantizar que sean consistentes con los requisitos y asegurarse de que "el producto se construyó correctamente".

Una vez que se logra la coherencia, el equipo técnico valida los productos frente a las expectativas de las partes interesadas (especificaciones del sistema) para garantizar que "se creó el producto correcto". Una vez completada con éxito la validación, los productos pasan al siguiente nivel del sistema.



### 2.1.2.2.1 Verificación del Producto

El proceso de verificación del producto final usa los resultados de las actividades de verificación de nivel inferior para construir una evidencia de múltiples capas, comenzando desde el producto de nivel más bajo para hacer la transición al siguiente nivel jerárquico y alcanzando los productos integrados de nivel superior.

El proceso de verificación incluye todas las actividades necesarias para asegurar que los entregables (productos HW y/o SW) satisfacen los requerimientos de partida y son capaces de realizar sus funciones durante el ciclo de vida del proyecto.

La actividad de verificación se lleva a cabo para alcanzar los siguientes objetivos:

- Demostrar que el sistema cumple todos los requisitos a todos los niveles
- Asegurar que el producto es conforme al diseño calificado y está libre de defectos de fabricación y es, al fin y al cabo, aceptable para el vuelo.

### 2.1.2.2.2 Filosofía de modelos

La estrategia de verificación de un sistema viene determinada por la filosofía de modelos seleccionada. Se trata de modelos físicos representativos del sistema que sirvan para desarrollarlo, verificarlo y calificarlo finalmente para su uso en el espacio [5].

No todos los equipos que se integran en un sistema espacial tienen la misma "herencia histórica". Algunos pueden haber sido diseñados específicamente para la misión, otros sin embargo pueden ser adaptaciones de otros similares o incluso pueden ser idénticos a otros que están volando en otras misiones.

Las decisiones de categorización de unidades se deben realizar a nivel sistema para tener un mismo criterio, y en función de la categorización del producto y basándose en su "herencia" en uso espacial, llevarán asociados un programa de calificación específico.

La filosofía de modelos estará determinada por las condiciones de riesgo/coste/tiempo del programa, de forma que se podrán seguir, dependiendo de las condiciones de cada proyecto, una aproximación desde muy conservadora a muy arriesgada.

### 2.1.2.2.3 Proceso de Verificación

Para generar el enfoque de verificación, se deben tener en cuenta los siguientes pasos:

1. **Identificar la configuración y los requisitos:** Identificar claramente el producto a verificar y los requisitos sujetos al proceso de verificación.
2. **Elegir el método en la que los requisitos van a ser verificados:** seleccionar el método de verificación de los establecidos en la especificación. Se tendrán en cuenta las restricciones técnicas, disponibilidad de las instalaciones, y restricciones de coste y plazos que puedan limitar la actividad de verificación.
  - Ensayo: exposición del artículo a un ambiente simulado y adecuado;
  - Análisis: mediante técnicas analíticas. Los análisis se usan en la fase de calificación muy frecuentemente junto con los ensayos.
  - Revisión de diseño: revisión de la documentación asociada al diseño;
  - Inspección: determinación visual de características físicas y su contrastación con los requisitos de diseño;

Las funciones críticas y las relacionadas con la seguridad se verificarán por ensayo, siendo el método preferido siempre que sea posible.

3. **Planificar las actividades de verificación:** introducir la información seleccionada en el paso anterior e incluirla en el plan de verificación, de manera que pueda controlarse cuándo realizarlas y así evitar conflictos con otras actividades. El proceso de verificación de un sistema espacial se implementa por etapas.
4. **Ejecutar las actividades de verificación:** todas las actividades de verificación deben quedar bien documentadas. Cuando las actividades de verificación son por ensayo, la secuencia de ensayos del equipo debe seguir el orden en el que los va a padecer el equipo en la realidad durante su operación, en un concepto conocido como ensaya como vuelas o "Test as you'll fly".
5. **Finalizar la verificación:** el proceso de verificación será considerado terminado cuando el cliente o usuario del sistema y el proveedor así lo acuerden, basándose en los requisitos identificados verificados y en la constatación de que los objetivos asociados de la verificación se han logrado, de forma que el producto puede ser entregado al siguiente nivel de la cadena.

Este proceso se reporta mediante el VCD ("Verification Control Document"), confirmado que el proceso de verificación se ha completado con base a evidencias objetivas en cada nivel del sistema contra los requisitos identificados y los objetivos de verificación asociados (ver **figura 2.1-10**).

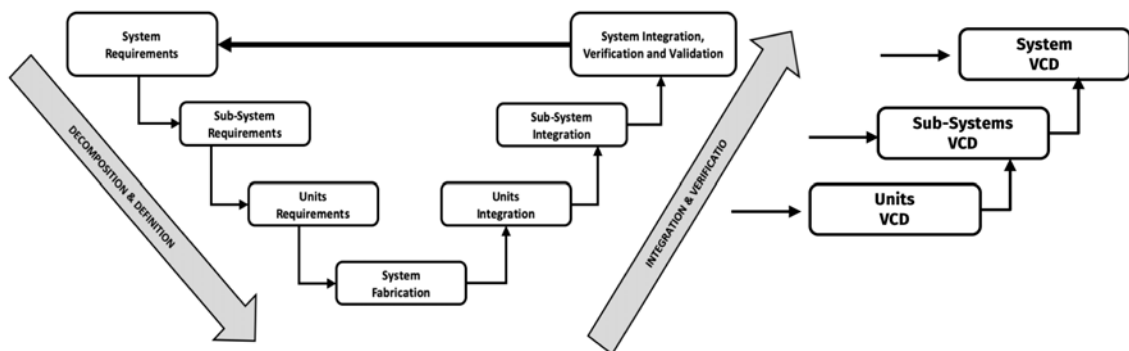


Figura 2.1-10 [Verificación - Proceso jerárquico ascendente]

### 2.1.2.3 Integración y Control

Son los procesos técnicos, que garantizan la integración de las diversas disciplinas de ingeniería como soporte a todos los que participan en proceso de ingeniería en todos los niveles y a lo largo de todas las fases del proyecto [3 - 6]. Se utilizan como una herramienta de comunicación y sirven para evaluar el progreso o esfuerzo técnico con respecto a los planes y requisitos, y así controlar la ejecución técnica del proyecto hasta su finalización ayudando así la toma de decisiones constantes (ver **figura 2.1-11**).

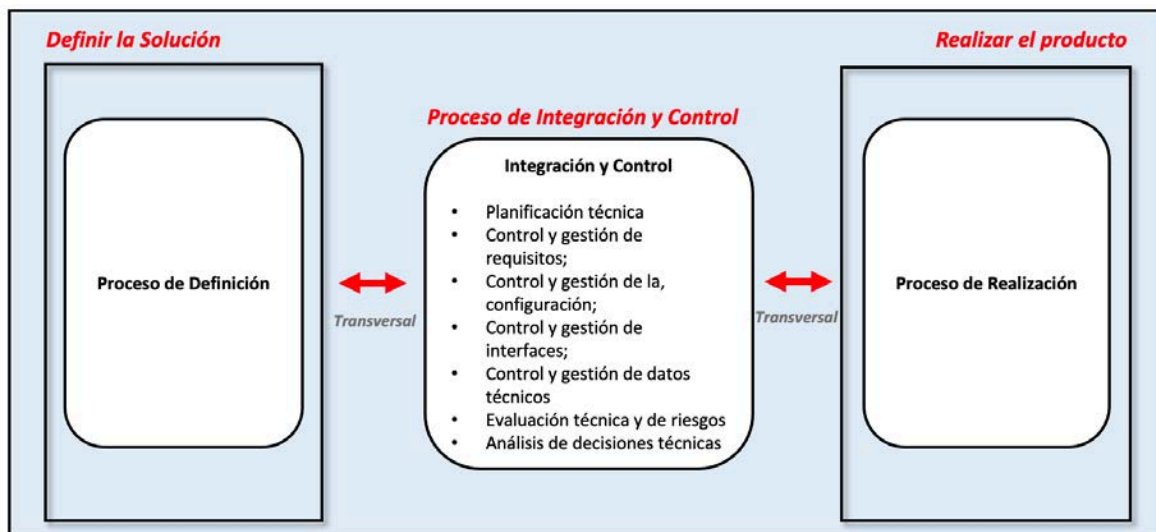


Figura 2.1-11 [Gestión Técnica - Transversal]

Estos procesos técnicos pueden clasificarse en siete grupos diferenciados atendiendo a la naturaleza de los respectivos elementos gestionados:

### 1. Control y gestión de requisitos

El objetivo de la gestión de requisitos es garantizar que el proceso de ingeniería de requisitos se realice de forma segura, controlada y coherente a lo largo del ciclo de vida del sistema. Por lo tanto, el proceso de gestión de requisitos se utiliza para:

- Identificar, formular, descomponer, y asignar, mantener, controlar y finalmente verificar los requisitos en todos los niveles del sistema (descomposición Física)
- Proporcionar trazabilidad bidireccional en todos los niveles
- Gestionar los cambios al requisito establecido líneas de base sobre el ciclo de vida de los productos del sistema.

### 2. Herramientas para gestión y control de requisitos

Las herramientas de gestión de requisitos ayudan a la automatización y control en los procesos de gestión de especificaciones y requisitos de un proyecto para realizar un proceso de desarrollo controlado y consistente.

Una de las herramientas más usadas para la gestión de requisitos es DOORS [8] (recomendada por la ESA para ser utilizada en sus proyectos).

### 3. Control y Gestión de interfaces

La definición, gestión y control de interfaces (IF) son cruciales, puesto que una buena definición de las interfaces evitará complicar el diseño del sistema y facilitará la integración del mismo. Las tareas básicas que deben establecerse involucran la gestión de interfaces internas y externas de los distintos niveles del producto. El ciclo de vida de una interfaz es como el de un requisito técnico, es decir, han de ser identificadas, especificadas, aprobadas y verificadas.

### 4. Control de los presupuestos Técnicos

Se controlarán todos los presupuestos técnicos a todos los niveles de descomposición del sistema, definiendo la política de margen según corresponda al nivel de madurez del producto y los requisitos establecidos a nivel del programa.

## **5. Control y gestión de la configuración**

La gestión de la configuración se aplica durante el ciclo de vida del producto, con el fin de proporcionar visibilidad de una representación real de un producto y controlar los cambios en las prestaciones y las características funcionales y físicas de un sistema, logrando así la integridad del mismo mediante el control y el seguimiento de dichos cambios.

La gestión de la configuración permite a todas las partes interesadas en el esfuerzo técnico, en cualquier momento de la vida útil de un producto, utilizar datos idénticos para las actividades de desarrollo y la toma de decisiones, así como realizar la trazabilidad de la configuración del sistema a lo largo de todo el desarrollo del producto.

## **6. Control y Gestión de datos técnicos**

Los datos utilizados en el proceso deben ser conocidos y accesibles para poder ser intercambiados (equipo técnico y partes interesadas), ya que son necesarios para respaldar el ciclo de vida total de un sistema.

Los Procesos de Gestión de Datos Técnicos y Gestión de la Configuración trabajan en paralelo para garantizar que toda la información sobre el proyecto sea segura, conocida y accesible.

## **7. Análisis de decisiones técnicas: *trade-offs* (comparativas y compromisos)**

Es un marco para evaluación de alternativas que implementan mejor las prioridades de un aspecto determinado. El proceso de análisis de decisiones se utiliza en apoyo para evaluar problemas técnicos, de costes y de programación, alternativas y sus incertidumbres. El resultado de este proceso es la selección de una de las alternativas, para lo que es fundamental comprender y documentar los supuestos y las limitaciones de cualquier selección e integrarlos con otros factores en el momento de decidir entre las opciones viables.

## 2.2 La Misión ExoMars. Contexto y evolución

El Programa ExoMars de la ESA es el programa astrobiológico europeo más ambicioso hasta la fecha. Debido a su elevada complejidad técnica ha estado sujeto a una continua evolución desde sus primeras definiciones en los años 90 hasta la concreción final de la actual configuración de la misión, donde la ESA y Roscosmos colaboran para alcanzar los objetivos del Programa ExoMars 2016-2022 [2, 10].

Cuando aterrice sobre la superficie marciana en junio de 2023, se convertirá en la más sofisticada herramienta para la búsqueda de signos de vida pasada en Marte.

### 2.2.1 Antecedentes de la Misión ExoMars

#### 2.2.1.1 Interés por la búsqueda de vida

A mediados del siglo XX, el genetista estadounidense **Joshua Lederberg** [11], ganador del Premio Nobel de Medicina, acuñó la palabra "exobiología" para describir el estudio de la existencia de vida fuera de la Tierra: en Marte, planetas exteriores o más allá de nuestro sistema solar. La exobiología, intenta responder a preguntas sobre el origen, evolución y distribución de la vida, qué condiciones y ambientes son propicios para su origen y desarrollo.

Hasta el momento, el saber humano reconoce un único sitio que alberga vida, la Tierra, por lo que las condiciones necesarias para que se origine la vida, tal y como la entendemos, son muy limitadas [12]. Los registros fósiles de la Tierra, muestran que la vida ya había alcanzado un alto grado de sofisticación biológica hace 3.500 millones de años, desde entonces, ha demostrado ser extremadamente adaptable. La vida tal como la conocemos depende, sobre todo, del agua líquida, sin ella, las actividades metabólicas de las células vivas no son posibles. Para que los organismos hayan surgido y evolucionado en nuestro planeta, el agua ha jugado un papel fundamental [13].

Sin embargo, se cree que es posible que exista vida en otros rincones de la galaxia e incluso en planetas que no forman parte del sistema solar. Marte hoy es frío, desolado y seco, su superficie está expuesta a radiaciones ionizantes y UV esterilizantes y degradantes, que contribuyen a la formación de oxidantes reactivos. Asimismo, las bajas temperaturas y presión ambiental impiden la existencia de agua líquida; excepto, quizás, en entornos localizados. Sin embargo, numerosas características; grandes canales, redes de valles dendríticos, barrancos, minerales alterados por el agua y formaciones rocosas sedimentarias; sugieren la acción pasada del agua líquida de la superficie en Marte.

El registro geológico sugiere que los entornos de Marte y la Tierra eran bastante similares antes de hace unos 3.500 millones de años, por lo tanto, formas de vida primitiva también puede haberse desarrollado en Marte [14].

Todo lo que hemos aprendido de la vida requiere de agua líquida, por eso un criterio fundamental en la exploración de Marte, ha sido perseguir el agua. Si la superficie de Marte fue más cálida y húmeda durante los primeros 500 millones de años de su historia, tal vez la vida pudo haber surgido de forma independiente allí, más o menos al mismo tiempo que en la Tierra [15].

La posibilidad de que la vida haya evolucionado en Marte durante un período anterior, cuando existía agua en su superficie, y que los organismos aún puedan existir bajo tierra, marca al planeta rojo como un candidato principal para buscar vida más allá de la Tierra

#### 2.2.1.2 Origen de la Exobiología en la ESA

Las actividades de exobiología en la ESA comenzaron en la década de 1980 con la preparación de experimentos para la Asamblea de Exobiología y Radiación (ERA). El ERA se desarrolló en

1992 con la misión “*European Retrievable Carrier*” (EURECA) [16], que proporcionó resultados sobre la exposición de invertebrados, microorganismos y moléculas orgánicas a condiciones espaciales a largo plazo, como la radiación ultravioleta, la radiación cósmica y el vacío.

Otras iniciativas de la ESA que han contribuido a nuestro conocimiento del origen de la vida, se resumen en la **tabla 2.2 -1** [17-20] a continuación.

Misión	Año	Objetivo
Foton (Stone)	1999	Someter a meteoritos con microorganismos al entorno de vacío y de reentrada Investigar origen sedimentario de meteoritos conocidos de Marte; Simular impacto atmosférico de un meteorito; Observar bacterias y esporas incrustadas;
EXPOSE (ISS)	2007	Someter muestras combinadas con agentes protectores químicos o físicos (moléculas orgánicas, aminoácidos, péptidos y ácidos nucleicos) al vacío, radiación UV, Radiación cósmica, para mejorar comprensión de la química espacial en el Sistema Solar en relación con el origen de la vida;
Huygens	2005	Para el estudio detallado de la atmósfera de Titán y caracterizar su superficie en las proximidades del lugar de aterrizaje. Titán es como un laboratorio a escala planetaria para estudiar la química prebiótica.
ROSETTA	2014	Comprender la formación y evolución de nuestro Sistema Solar. Determinar si los cometas podrían haber contribuido al origen de la vida en la Tierra al sembrar nuestro planeta con moléculas orgánicas complejas a través de impactos.

Tabla 2.2- 1 [Resumen de las principales iniciativas de la ESA en búsqueda del origen de la vida]

### 2.2.1.3 Estudio de Exobiología del equipo científico de la ESA

Como una progresión lógica de sus actividades en la órbita terrestre baja, en 1997 la ESA creó un Equipo Científico de Exobiología. Su objetivo era realizar un estudio de la investigación en exobiología y formular recomendaciones para la futura búsqueda de vida en el Sistema Solar. Los resultados completos se publicaron en 1999, en ESA SP-1231 [21], el llamado "Informe del Libro Rojo".

La principal recomendación fue que Marte debería constituir el objetivo principal de la ESA y que los esfuerzos deberían dirigirse a la búsqueda de vida extinta, a través de tres requisitos:

1. Que la zona de aterrizaje posea un alto interés exobiológico. Se deben apuntar lugares ricos en depósitos sedimentarios y relativamente libres de polvo arrastrado por el viento
2. Que las muestras se recolecten en diferentes sitios, con un Rover que contenga un taladro para llegar bien al suelo y las rocas superficiales, es decir, movilidad y acceso al subsuelo
3. Que se realicen un conjunto integral de medidas en cada muestra y en el lugar obtenido.

El equipo sugirió los siguientes instrumentos para un paquete de exobiología:

- Un microscopio para el examen general de las muestras con una resolución de 3 µm
- Una cámara de primeros planos con una resolución de 50 µm
- Un espectrómetro infrarrojo o **Raman** para identificar minerales y moléculas orgánicas

- Un espectrómetro de rayos X de protones alfa (APXS) para establecer la composición atómica de las muestras
- Un espectrómetro Mössbauer para estudiar la composición mineral del hierro y los estados de oxidación
- Un espectrómetro de masas por cromatógrafo de gases (GC-MS) para la determinación molecular orgánica, inorgánica e isotópica
- y un sensor de oxidantes.

Durante 1999-2000, se llevaron a cabo dos estudios de Fase A paralelos para examinar la viabilidad de acomodar los instrumentos propuestos en un módulo de aterrizaje de clase "Surveyor" [22]. En ese momento, la NASA tenía planes muy ambiciosos para la exploración de Marte, con misiones que se lanzarían cada dos años. La ESA vio un potencial para la cooperación científica, a través de la contribución de uno o más elementos para una futura misión estadounidense. El resultado de estos estudios fue un concepto de Diseño Preliminar que se denominó la Instalación Multi-Usaria de Exobiología ("Exobiology Multiuser Facility" - EMF)[23].

En vista de una posible colaboración con la NASA, en 1999 la ESA emitió un Anuncio de Oportunidad (AO) solicitando propuestas para experimentos de exobiología que se realizarían en Marte utilizando el EMF. No se identificó ninguna oportunidad de vuelo específica en ese momento, pero la Agencia proporcionaría los subsistemas soporte necesarios para los diversos instrumentos, además de una unidad de perforación y un sistema de preparación y distribución de muestras.

Lamentablemente, la desafortunada desaparición del "Mars Polar Lander" y "Mars Climate Orbiter" puso en suspenso el escenario de la misión conjunta. La NASA llevó a cabo una revisión crítica de su programa de exploración de Marte que dio como resultado una secuencia con menos misiones. Por lo tanto, la ESA decidió tomar la iniciativa de crear su propia misión para buscar vida en Marte.

## 2.2.2 Inicios de ExoMars

### 2.2.2.1 Programas Aurora y ELIPS

Las actividades de exobiología en la ESA recibieron un impulso en la Conferencia Ministerial de Edimburgo, en noviembre de 2001, cuando los ministros europeos aprobaron la financiación de dos nuevos programas importantes: **Aurora** [24] y **ELIPS** [25].

El programa Aurora fue creado para formular e implementar un plan europeo a largo plazo para la exploración robótica y humana del Sistema Solar, particularmente de aquellos cuerpos que **prometen la vida**. El programa Europeo de Ciencias Físicas y de la Vida en el Espacio (ELIPS) complementaría Aurora apoyando la exobiología y la investigación desde la ISS (Estación Espacial Internacional).

Para prepararse para la futura exploración humana de Marte, el Programa Aurora tendría que desarrollar primero las tecnologías necesarias mediante la realización de una serie de misiones robóticas. Sin embargo, estas misiones también tendrían que resolver importantes cuestiones científicas relacionadas con la exobiología, la protección planetaria y los peligros para las misiones humanas a Marte. Para la fase de exploración inicial, la ESA evaluó una serie de posibles misiones robóticas en cooperación con científicos. Esto resultó en la selección de las dos primeras misiones del Programa Aurora:

- **ExoMars** [26]: una misión de exobiología con un Rover (ver **figura 2.2 -1**) para realizar análisis in situ en busca de rastros de vida pasada y presente en Marte, y para estudiar el medio ambiente en preparación para futuras misiones humanas;

- **Mars Sample Return (MSR)** [27]: esta desafiante misión regresaría a la Tierra como una pequeña cápsula que transportaba muestras de la superficie marciana;



Figura 2.2- 1 – [Primeras Vistas Artística del Rover de ExoMars]

### 2.2.2.2 Convocatoria Pasteur de Ideas 2003

Durante 2002, en su Instalación de Diseño Concurrente, la ESA llevó a cabo un estudio para definir los cimientos de la primera misión Aurora: **ExoMars**. Este trabajo resultó en un concepto preliminar de arquitectura de misión y ayudó a estimar el nivel de recursos que estarían disponibles para realizar ciencia de superficie en el Planeta Rojo (ver **figura 2.2 -2**)

#### Primeros requisitos Exomars

- Aterrizar una carga útil exobiológica en la superficie de Marte;
- Un rover con movilidad para permitir el muestreo en varias ubicaciones marcianas;
- Una Misión lo más europea posible y con tecnologías europeas avanzadas;

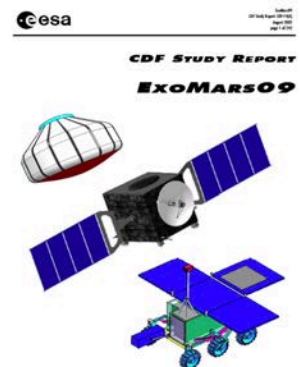
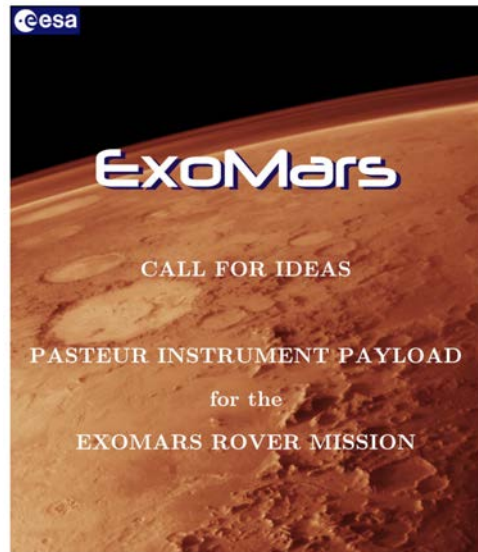


Figura 2.2- 2 – [Portada del Estudio Preliminar de la Misión ExoMars. ESA]

A principios de 2003, la Agencia emitió su Convocatoria de Ideas ("**Call For Ideas**". Ver **figura 2.2 -3**) para la 'carga útil' de los instrumentos *Pasteur* (en homenaje al investigador francés *Louis Pasteur*). Se invitó a los científicos a proponer instrumentación para llevar a cabo investigaciones que se realizarían con Rover ExoMars. En sus propuestas, también se les pidió que describieran cómo los instrumentos complementarían resultados proporcionados por otros instrumentos.





Proposals due: 14 May 2003

Announcement: C3 Pasteur-2003  
Date of Release: 14 February 2003

Figura 2.2-3 - [Llamada para Ideas de carga de pago para el Rover de ExoMars]

La respuesta de la comunidad científica fue sumamente alentadora. Se recibieron 50 propuestas, con cerca 600 investigadores que expresaron su interés en participar en ExoMars. Estuvieron representados treinta países, una demostración de que el interés por la investigación en exobiología se comparte más allá de las fronteras nacionales y que los científicos favorecen la colaboración internacional.

### 2.2.2.3 Primera Evaluación científica de ExoMars

Durante septiembre de 2003, todas las propuestas de instrumentos fueron revisadas por mérito científico por un panel de expertos independientes de la comunidad científica internacional, considerándose los siguientes criterios:

- Relevancia en la "búsqueda de vida" y los "peligros para los humanos": ¿Cómo y en qué medida el instrumento contribuye a la búsqueda de vida pasada o presente en Marte? ¿Cómo complementa o mejora el instrumento los resultados proporcionados por otros instrumentos? ¿El instrumento es capaz de proporcionar una verificación independiente del resultado científico?
- Enfoque: Definición del marco teórico, diseño, análisis de datos y métodos de interpretación. ¿Están adecuadamente desarrollados los instrumentos y son apropiados para los objetivos del proyecto?
- Innovación: ¿El proyecto emplea conceptos, enfoques o métodos novedosos? ¿Son los objetivos originales e innovadores? ¿El proyecto desafía los paradigmas existentes o desarrolla nuevas metodologías o tecnologías para la exploración planetaria?
- Personal: ¿Está el equipo científico debidamente capacitado y capacitado para realizar este trabajo? ¿Es satisfactoria la evidencia de la productividad del personal?

El resultado de esta selección fue el siguiente. De las 50 propuestas recibidas, 22 obtuvieron una puntuación superior a los 75 puntos requeridos. De estos, 11 fueron "Muy buenos", 8 fueron "Excelentes" y 3 "Sobresalientes". La **tabla 2.2-2** muestra el resultado de la evaluación.

Nombre	Evaluación	Proposal
ENVIMAP	Excelente	UV, radiación ionizante, polvo y ambiente atmosférico
EM3P	Excelente	Sistema de cámara panorámica
WISDOM	Excelente	Sonda subterránea para la identificación de agua y hielo
AP MALDI	Sobresaliente	Detector de biomoléculas, basado en la espectrometría de masas por desorción láser
MOBILD	Excelente	Marcador de vida ("Life Marker Chip")
MOD	Excelente	Extremadamente sensible detector de aminoácidos con fluorescencia
SMILE	Excelente	Experimento de identificación de vida
VOICE	Sobresaliente	Cromatógrafo de gases y espectrómetro de masas
EXLIBRIS	Excelente	Instrumento Raman_LIBS en remoto
GENTNER	Excelente	Instrumento Raman_LIBS en local
GIPF	Sobresaliente	Moessbauer, espectrómetro de rayos X de partículas alfa con combinación de cámara visible

Tabla 2.2- 2 - [Resultado de la evaluación de las propuestas de ideas de Pasteur seleccionadas y agrupadas por tipo de instrumento: Excelentes y Sobresalientes]

#### 2.2.2.4 Consejo Técnico Pasteur de la ESA

En 2004 la ESA, creó una Junta Técnica para evaluar el nivel de tecnología TRL [28] ("Technology Readiness Level") de los instrumentos candidatos y proponer un camino a seguir para el desarrollo técnico de la carga útil Pasteur. La Junta Técnica, tras estudiar las propuestas y estudios originales sobre el estado de desarrollo de los instrumentos seleccionados, asignó a cada instrumento candidato un código de color de acuerdo con la siguiente clasificación:

- Verde: instrumento con nivel TRL avanzado, con prototipo de laboratorio desarrollado y probado en campo en entorno relevante;
- Amarillo: instrumento con nivel TRL relativamente avanzado, con prototipo de laboratorio completo, sin embargo, aún no ha alcanzado la configuración/capacidades finales deseadas;
- Naranja: instrumento no alcanza la madurez técnica requerida. Sin embargo, se considera esencial para lograr los objetivos científicos de la misión. Los requisitos técnicos finales del instrumento se pueden estimar con una certeza razonable y se comprenden bien sus necesidades de integración e implementación;
- Rojo: instrumento no alcanza la madurez técnica requerida, no tiene prototipo y los requisitos técnicos finales no pueden estimarse con una precisión razonable.

El resultado de esta revisión fue la eliminación de los instrumentos "rojos", a favor de instrumentos más avanzados técnicamente, que podían proporcionar la información científica requerida. Se conservaron algunos instrumentos "naranjas" muy importantes, pero, se señaló que requerirían esfuerzos inmediatos de desarrollo de prototipos y pruebas (ver **tabla 2.2-3**).

Esta tabla también muestra la clasificación de los instrumentos acorde a los objetivos científicos:

- Verdes: Instrumentos panorámicos. Con gran campo de visión y funcionan a larga distancia, en la superficie y bajo tierra
- Amarillos: Instrumentos de contacto. Se utilizan para análisis de rocas superficiales
- Malva: Instrumentos analíticos de laboratorio. Están dentro del Rover y se utilizan para análisis detallado de las muestras recogidas
- Rosa: Instrumentos medioambientales. Se distribuyen fuera del Rover.

Instrumento	Objetivo de Medida	TRL	Instrumento	Objetivo de Medida	TRL
<b>Panoramic Camera System</b>	To visually characterise the rover's local environment and its geology. Also very important for scientific target selection.	TRL 3-4	<b>Microscope</b>	To visually examine the collected sample looking for morphological evidence of life-related processes.	TRL 4
<b>Infrared Spectrometer</b>	For the remote identification of water-related minerals, and for target selection.	TRL 3	<b>Raman/LIBS</b>	To determine the mineralogical and atomic composition of the collected sample.	TRL 2
<b>Ground-Penetrating Radar</b>	To establish the subsurface stratigraphy. Also important to plan drilling strategy.	TRL 3-4	<b>Mars Organics Detector (MOD)</b>	Extremely high sensitivity detector (ppt) to search for aminoacids and PAHs in the collected sample. Could also function as front-end to other organics instruments.	TRL 5
<b>Permittivity Probe</b>	To search for subsurface ice/water deposits and brines (water/salt solutions). Important for underground scientific target selection.	TRL 2			
<b>Neutron scattering</b>	To search for subsurface ice/water deposits and brines (water/salt solutions). Important for underground scientific target selection.	TRL 5	<b>GC-MS</b>	To search for a broad range of organic molecules (ppb) and measure any enantiomeric excess (chirality). Also to conduct atmospheric analyses.	TRL 3
<b>Radon Exhalation</b>	To measure the integrated subsurface water content down to a depth of 20 m.	TRL 4			
<b>Close-up Imager</b>	To visually examine surface rocks at close proximity. Also, to image the fines being produced when drilling.	TRL 4	<b>Life Marker Chip</b>	Antibody-based instrument to reliably detect present and past life biomarkers.	TRL 2
<b>Mössbauer Spectrometer</b>	Contact instrument to study rock mineralogy, particularly useful for Fe-bearing minerals.	TRL 7	<b>Mars Oxidant Sensor(MOI)</b>	Measures the oxidation/degradation reactivity of the Martian soil/atmosphere.	TRL 5
<b>APXS Spectrometer</b>	Contact instrument to establish the atomic (elemental) composition of surface rocks.	TRL 7	<b>X-Ray Diffractometer (XRD)</b>	To determine the true mineralogical composition of the sample.	TRL 2
<b>Drill System</b>	To obtain core samples for detailed study in the analytical laboratory. Big drill to collect samples underground (down to 2- m depth); and smaller corer for surface Rocks	TRL4	<b>X-Ray Diffractometer (XRD)</b>	To determine the true mineralogical composition of the sample.	TRL 2

Tabla 2.2- 3 – [Lista de Carga Útil Pasteur para estudio de fase A]

### 2.2.2.5 Estudios de Fase A. Ministerial 2005

La ESA transmitió esta lista de instrumentos Pasteur a los equipos científicos. Poco después, la Agencia elaboró una nueva versión del documento de requisitos del sistema (SRD) de la fase A del Rover-Pasteur, que reflejaba la composición revisada de la carga útil. La masa de la carga útil para la Fase A se estimó en 24 kg.

Durante la segunda mitad de 2004, se llevaron a cabo dos estudios de fase A sobre el Rove y la carga Pasteur en consulta con los científicos y la ESA. Su objetivo era proponer conceptos integrados para Pasteur y el Rover, capaces de alcanzar los objetivos científicos de ExoMars. Los modelos Rover resultantes, tenían una masa de aproximadamente 250 kg, (**Figura 2.2-4**). El siguiente paso fue propagar los diseños del Rover hacia arriba, al Módulo de Descenso y otros elementos de la misión, para alcanzar propuestas de misión bien consolidadas.

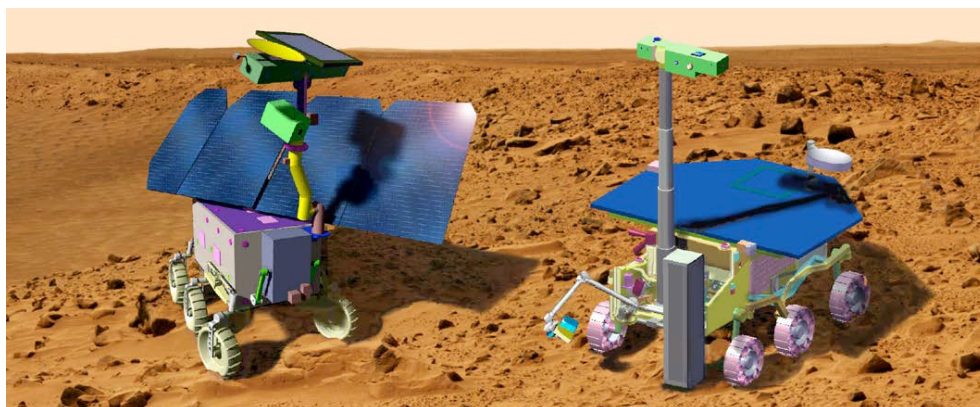


Figura 2.2- 4 – [Fig. A1: dos posibles configuraciones de Rover durante Fase A de ExoMars. La primera (izquierda) dependía de la energía eléctrica para producir el calor necesario para sobrevivir en Marte; En cambio, el acondicionamiento térmico en el segundo concepto

(derecha) se logró utilizando pequeñas Unidades de Calefacción Radiactiva (RHU); este modelo incluía solo un panel solar horizontal]

#### 2.2.2.5.1 Configuración Rover ExoMars y reducción de masa

En abril de 2005, científicos europeos e internacionales se reunieron con el objetivo de debatir las alternativas de misiones robóticas a Marte para 2011-2013. Se consideraron tres misiones candidatas:

1. ExoMars, Rover más un Orbitador instrumentado
2. ExoMars, solo con un Rover
3. BeagleNet, un concepto derivado de "Beagle II".

Después de las presentaciones científicas, tecnológicas y programáticas, se llevó a cabo un proceso de evaluación de cada misión medido contra criterios bien identificados:

- Mérito científico en relación con los objetivos del Programa de Exploración
- Excelencia científica relativa de la misión versus costes
- Actualidad de la ciencia de la misión en el contexto internacional
- Importancia de la tecnología para futuras actividades de exploración planetaria.

Los científicos favorecieron la versión con lanzador Ariane 5 [29], con el Rover y el orbitador (1), pero reconocieron que esta opción no era asequible en las condiciones presupuestarias europeas de entonces. Acordaron recomendar que la versión ExoMars con una lanzador Soyuz [30] era mas viable, la cual llevaría el Rover y la carga Pasteur (2), pero no el orbitador, que se implementaría para un lanzamiento anterior (2011).

Tras la cancelación de la misión "NetLander" [31], algunos participantes solicitaron a la ESA que se incluyera en ExoMars una disposición para realizar algunas investigaciones geofísicas y meteorológicas, que en ese momento se estimaban en 10 kg. Este interés resultó en una propuesta con el llamado Paquete de Geofísica y Medio Ambiente ("*Geophysics & Environment Package*" - GEP)[32].

Mas adelante, durante la primavera de 2005, se presentó un nuevo concepto de misión de ExoMars revisado. Una versión Soyuz, transportaría el Rover y una pequeña estación meteorológica, pero no el orbitador. La asignación de masa para el Rover y Pasteur se redujo sustancialmente de la considerada en los estudios de Fase A. La carga útil pasó de 24 Kg a 12,5 kg y se introdujo el paquete GEP, y un taladro, para buscar eficazmente vida bajo la superficie de Marte.

Habiendo reducido la masa de los instrumentos del Rover, la carga útil recomendada debía considerarse la mínima necesaria para hacer el trabajo correctamente. Además, se supo que la configuración de GEP, que necesitaba energía basada en radioisótopos termoeléctricos no era factible, por lo tanto, se le pidió al proyecto que estudiara una versión de GEP alimentada por energía solar.

Finalmente, la misión ExoMars fue aprobada en la Conferencia Ministerial de la ESA en Berlín, en diciembre de 2005.

#### 2.2.2.5.2 Revisión de Implementación

Como resultado de la Ministerial de 2005, se declaró explícitamente que los países participantes acordarían realizar una Revisión de Implementación de la misión ExoMars sobre la base de los resultados de la revisión de requisitos del sistema (SRR) y una propuesta industrial comprometida para el desarrollo, lanzamiento y operación de la misión.

Al concluir la Revisión de la Implementación, los estados participantes confirmaron la configuración de la misión ExoMars con un Soyuz más un orbitador europeo autónomo y muy probablemente en un segundo Soyuz, la configuración final de la carga útil (ver **tabla 2.2-4**) y se fijó la fecha de lanzamiento de ExoMars en 2013;

Otro componente muy importante de la revisión de implementación fue considerar la excelencia científica de la misión ExoMars que se abordaría en la revisión de confirmación de carga útil (PCR#1), con la siguiente configuración (ver **tabla 2.2-2**).

Instrumentos	Objetivos Científicos	Masa (kg)	Países	TRL
<b>Instrumentos Panorámicos</b>	Caracterizar el contexto geológico del Rover, en superficie como en subsuelo.			
Panoramic Camera System (PanCam)	Caracterizar el entorno del Rover, su geología y selección de objetivos.	0.4 0.3	UK D	5 5
Infrared (IR) Spectrometer	Identificación remota de minerales relacionados con el agua y selección de objetivos.	1.0	I	3
Ground Penetrating Radar (GPR) - UHF only	Establecer la estratigrafía del subsuelo (3 m profundidad) y ayudar a planificar la estrategia de perforación.	1.0	F, N	4
<b>Instrumentos de contacto</b>	Investigar el lecho rocoso expuesto, las rocas superficiales y los suelos.			
Close-Up Imager (CLUPI)	Estudiar visualmente objetivos rocosos a distancia (cm) con resolución sub-mm.	0.2	CH, F	5
Mössbauer Spectrometer	Estudiar la mineralogía de rocas y suelos fecundados.	0.3	D	8
Raman-LIBS external optical heads (*) - RLS	Determinar el contenido geoquímico / orgánico y la composición atómica de los minerales observados.	0.2	D, I, UK, F, A, E	3-4
<b>Instrumentos Soporte</b>	Instrumentos esenciales para la adquisición y preparación de muestras para investigaciones detalladas en el laboratorio analítico.			
Subsurface Drill	Capaz de obtener muestras de 0 a 2 m de profundidad, donde las moléculas orgánicas pueden estar bien conservadas.	12	I	-
Sample Preparation and Distribution System (SPDS)	Recibe una muestra del sistema de perforación, la prepara para el análisis científico y la presenta a todos los instrumentos analíticos del laboratorio.	5	I	-
<b>Laboratorio Analítico</b>	Realizar un análisis detallado de cada muestra recolectada.			
Microscope	Examinar visualmente las muestras recolectadas con una resolución de 10 µm, buscando en particular evidencia morfológica de procesos relacionados con la vida o el agua.	0.2	F, CH	5
Raman-LIBS (*) - RLS	Determinar el contenido geoquímico / orgánico y la composición elemental de minerales en las muestras recolectadas.	1.1	D, I, UK, F, A, E	3-4
X-Ray Diffractometer (XRD)	Determinar la verdadera composición mineralógica de las fases cristalinas de la muestra recolectada. La fluorescencia también puede proporcionar información sobre la composición elemental de la muestra.	0.8	I, UK, NL	2
Mars Organics Detector (MOD) + Mars Oxidant Instrument (MOI)	MOD: Detector de sensibilidad extremadamente alta (ppt) para buscar aminoácidos, bases de nucleótidos y PAH en las muestras recolectadas. También puede funcionar como interfaz del GC-MS. MOI: determina la reactividad química de oxidantes y radicales libres en el suelo y la atmósfera marcianos.	3.2	USA, NL, CH, UK, F	6-7
GC-MS	Realizar una búsqueda de muy alta sensibilidad y amplio rango de moléculas orgánicas en las muestras recolectadas.	3.0	D, USA, NL, F	4
Life-Marker Chip (LMC)	Instrumento basado en anticuerpos con una especificidad muy alta para detectar de forma fiable la vida actual.	0.8	UK, E, USA	2
<b>La masa del instrumento de exobiología Pasteur (sin taladro ni SPDS) es: 12,5 kg</b>				
(*) Configuración Raman LIBS				

Tabla 2.2- 4 - [Carga Útil Recomendada en la Revisión de Implementación de Exomars para análisis Exobiológico del Rover de Exomars]

## 2.2.3 Evolución de ExoMars

### 2.2.3.1 Actividades Fase B1

A finales de 2006, durante el progreso de la Fase B1, se concluyó que el GEP alimentado por energía solar, suponía una masa superior a 70 kg y no podía implementarse. Alemania y Francia, a través de sus agencias espaciales, DLR [33] y CNES [34], solicitaron a la ESA estar involucrados en el estudio de viabilidad del GEP.

#### 2.2.3.1.1 Revisión de confirmación de carga útil (PCR#1)

La Revisión de Confirmación de Carga Útil (PCR#1) de 2007 se organizó para evaluar los instrumentos candidatos del GEP y reevaluar los instrumentos Pasteur del Rover, sujeto a las restricciones impuestas por cada una de las arquitecturas de la misión. Los instrumentos candidatos fueron calificados por mérito científico y de nuevo, se realizó una evaluación del nivel TRL.

Los resultados de este ejercicio fueron las cargas útiles candidatas entre 16,5 kg y 12,5 kg para el Rover, incluyendo un nuevo candidato, MicrOmega [35] y para el GEP una pequeña carga útil

de 3,5 kg. La ESA indicó que una carga útil de Rover más grande y el GEP podrían ser posibles si se usara un lanzador Ariane 5.

La nueva línea de referencia de la misión, consistiría en un lanzamiento en 2013, usando un lanzador Ariane 5 o un lanzador estilo Protón, e incluiría un Transportador y un Módulo de Descenso (DM) grande, pero no orbitador. La misión desplegaría con un Rover de 205 kg y un GEP (llamado Humboldt, en honor al famoso explorador alemán) de 30 kg. La nueva misión se llamaría "*Enhanced ExoMars*" [36].

### 2.2.3.2 Actividades Fase B2. Ministerial 2008

La Conferencia Ministerial de la ESA de 2008 se celebró en La Haya durante el mes de noviembre. El nivel de financiación indicado por los estados miembros para ExoMars no alcanzó el presupuesto necesario. El problema financiero, junto con una crisis de masa debido al GEP y a un incremento de masa de los instrumentos candidatos a Rover, provocó un retraso en el lanzamiento hasta 2016, lo que derivó en una nueva reevaluación de la arquitectura de la misión, las prioridades científicas y el complemento de los instrumentos.

Esto hecho, derivó, en una revisión de los objetivos de la misión de ExoMars y otra revisión para la Confirmación de la Carga Útil (PCR#2). Además, los ministros instruyeron a la ESA para que buscara la colaboración fuera de Europa como un medio para reducir los costes de implementación de ExoMars, que se cristalizó en un compromiso de estudio de viabilidad de una misión conjunta ESA/NASA.

#### 2.2.3.2.1 Revisión de confirmación de carga útil (PCR#2)

El panel del PCR#2 de 2009 identificó cinco posibles configuraciones de carga útil que abordan los objetivos científicos de la misión Rover, que abarcan el rango de masa de 16,7 a 12,3 kg (llamadas Opciones A-E respectivamente). El panel también subrayó la necesidad de preservar el taladro con una profundidad de 2 metros de perforación, por razones científicas y de fiabilidad. Finalmente, el panel recomendó eliminar el GEP de ExoMars y volar sus instrumentos "*Humboldt*" en una misión próxima (los experimentos del GEP constituyen la mayor parte de la carga útil a bordo de la Misión *InSight* de la NASA [37]).

Sobre la base de la masa del Rover que la configuración de la misión 2016 podría implementar, ExoMars propuso finalmente implementar la Opción D con siete instrumentos: **PanCam** [38] (PANoramic CAMera), **WISDOM** [39] (Water Ice and Subsurface Deposit Observation On Mars), **Ma\_MISS** [40] (Mars Multispectral Imager for Subsurface Studies), **MicrOMEGA** [35] (Vis+IR Spectrometer), **RLS** [1] (Raman Laser Spectrometer), **MOMA** [41] (Mars Organic Molecule Analyser) y **MARS-XRD** [42] (Combined X-Ray Diffraction), recomendando que el proyecto explore posibilidades para reforzar el contenido de exobiología de la misión Rover.

### 2.2.3.3 Cooperación entre ESA-NASA

A principios de 2009, los estudios técnicos (ESA/NASA) confirmaron que no sería posible realizar los objetivos de ambas agencias en una sola misión. Serían necesarias dos misiones.

En noviembre de 2009, ESA y NASA firmaron una carta de acuerdo para desarrollar una Iniciativa Conjunta de Exploración de Marte [43] ("*Mars Exploration Joint Initiative*" - MEJI), concebida como un programa marco colaborativo.

Una primera misión de 2016 incluiría un orbitador, que sirviese de enlace de comunicaciones y con una carga de pago científica dedicada al estudio de la atmósfera marciana: el "*Trace Gas Orbiter*" (TGO) [44], solicitado por la NASA; y un Demostrador de Entrada, Descenso y Aterrizaje (EDL), requerido por la ESA.

Una segunda misión de 2018 usaría una copia del "*Skycrane*" [45], aterrizador de "*Mars Science Laboratory*" (MSL) [46] para hacer aterrizar dos Rovers sobre una plataforma y ser depositados



en la superficie marciana. Uno sería el Rover ExoMars, el otro sería MAX-C, un Rover para realizar estudios de superficie, recolectar y almacenar muestras para su futura recuperación y regreso a la Tierra. La configuración propuesta del programa se muestra en la **Fig. 2.2-5**.

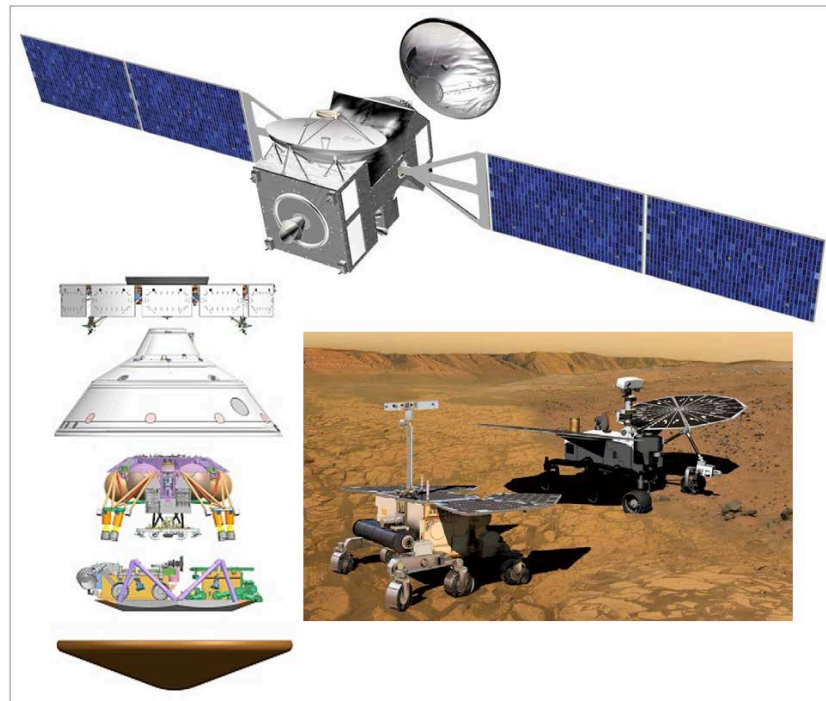


Figura 2.2- 5 – [Configuración inicial del programa ESA-NASA. (Arriba) Misión de 2016 que muestra el TGO mientras lanza el EDL. (Abajo) La misión de 2018 acomodando dos Rovers, uno al lado del otro, en una plataforma, para ser depositados en la superficie marciana usando una copia del sistema MSL Skycrane. Uno sería el ExoMars Rover, el otro MAX-C]

Los objetivos originales de ExoMars se perseguirían con el demostrador EDL 2016 para el aterrizaje y con el Rover 2018 para la exobiología. El TGO abrió una nueva posibilidad científica y, por lo tanto, ExoMars adquirió un tercer objetivo científico, estudiar gases atmosféricos y sus fuentes, de acuerdo con el tema general de búsqueda de vida del programa. Las cargas útiles para el TGO, el EDL y el Rover de NASA se seleccionarían competitivamente a través de anuncios de oportunidades dedicados y conjuntos ESA-NASA.

Dado que el escenario de la misión NASA-ESA 2018 podría incorporar un Rover para ExoMars un poco más grande, el equipo del proyecto evaluó la posibilidad de embarcar instrumentos adicionales, en línea con las opciones de carga útil identificadas en el PCR#2.

Entre los instrumentos, el panel del PCR#2, consideró esencial para los objetivos científicos de la misión, al "Close-UP Imager" (CLUPI) [47], que podía proporcionar imágenes de alta resolución (20  $\mu\text{m}$ ) para estudiar el entorno de depósito y las posibles firmas morfológicas de la actividad biológica pasada conservada en la textura de las rocas superficiales. Además, la siguiente opción de la carga útil sería evaluar la implementación de un brazo robótico exterior al Rover.

Aunque en última instancia resultó imposible implementar el brazo robótico, se encontró una forma alternativa para CLUPI, uniendo el instrumento al taladro de perforación, reforzando así las capacidades exobiológicas del Rover.

En resumen, a mediados de 2010, se consideraron seleccionados nueve instrumentos para la misión ExoMars Rover: **PanCam**, **CLUPI**, **WISDOM**, **Ma\_MISS**, **MicrOmega**, **RLS**, **MARS-XRD**, **MOMA** y **LMC** (Life Marker Chip)[48].

### 2.2.3.3.1 Primeros desafíos técnicos y programáticos

Tras los primeros estudios técnicos, a finales de 2010 se concluyó que el aterrizaje de dos Rovers en Marte utilizando el "Skycrane" era técnicamente inviable. Se decidió abandonar el concepto de dos Rover y se propuso concentrarse en su lugar en un Rover tipo MSL mucho más grande y capaz de realizar los objetivos científicos de ExoMars y MAX-C.

La integración del taladro de ExoMars, el ALD y la carga útil Pasteur, más el brazo robótico instrumentado del MAX-C y el sistema de almacenamiento de muestras en una sola plataforma iba a ser un desafío formidable. ESA y NASA estudiaron este nuevo Rover durante la mayor parte de 2011 (ver **figura 2.2-6**). La masa resultó excesiva, el volumen demasiado grande y las operaciones en la superficie parecían no viables dentro de la vida útil nominal esperada de 1 año marciano, con lo que resultaba necesario continuar los estudios de viabilidad.

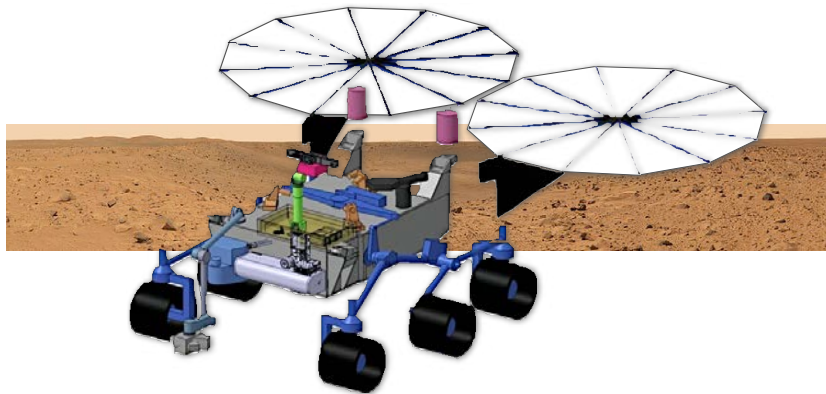


Figura 2.2- 6 – [Vista preliminar del Rover conjunto 2018 en su opción de energía solar]

No obstante, los problemas programáticos y económicos superaron rápidamente cualquier dificultad técnica o científica previamente existente. En agosto de 2011, la NASA informó a la ESA que, debido a las reducciones presupuestarias, que ya no contribuirían con el lanzador para la misión de 2016. NASA y ESA decidieron estudiar alternativas destinadas a reducir costes, aunque poco después acordaron continuar con el programa de referencia, extendiendo la colaboración internacional a Roscosmos. La ESA presentó esta vía tripartita a su Consejo el 13 de octubre de 2011. Roscosmos proporcionaría el lanzador de 2016 y algunos instrumentos en el TGO.

Los problemas tecnológicos de masa alcanzaron al brazo robótico del Rover. Se propusieron solo los instrumentos esenciales para el brazo y estudiar un escenario de misión donde las muestras seleccionadas se analizaban usando los instrumentos de Pasteur. Esto implicaría un re-diseño de un sistema capaz de pasar las muestras adquiridas al Cajón del Laboratorio Analítico (ALD) del Rover para un análisis detallado. Los participantes también señalaron que los instrumentos externos de Pasteur (PanCam, CLUPI, WISDOM y Ma\_MISS) contribuirían al proceso de selección y adquisición de muestras.

Desafortunadamente, poco después, en enero de 2012, la NASA anunció que debido a los recortes en su presupuesto propuesto para 2013, ya no estarían en condiciones de participar como socio principal del programa. Tras una rápida reevaluación de la situación, la ESA y Roscosmos confirmaron su interés y estudiar una implementación conjunta de ExoMars.

### 2.2.3.4 Programa ESA-Roscosmos ExoMars

La ESA y Roscosmos, finalmente, procedieron a seguir desarrollando el marco técnico del programa (ver **figura 2.2 -7**). El 14 de marzo de 2013, las dos agencias firmaron un acuerdo de cooperación para trabajar en asociación en ExoMars con la configuración actual 2016 y 2018 (en aquel momento y en la actualidad 2022).





Figura 2.2- 7 – [Misión Exomars 2016-2022]

En el marco de este acuerdo, la ESA proporcionaría el TGO y demostrador EDL en 2016, y el transportador con la plataforma superficial y el Rover en 2022. Roscosmos estaría a cargo del módulo de descenso y la plataforma superficial en 2022, y proporcionaría un lanzador tipo Protón para ambas misiones.

En esta configuración final, el objetivo del Rover sería alcanzar una masa de 300 kg, explorar la superficie y el subsuelo en las cercanías al lugar de aterrizaje para realizar investigaciones geológicas y buscar rastros de vida pasada y presente durante un período nominal de 218 soles. El Rover incluiría un taladro (2 metros), la carga útil Pasteur proporcionada por la ESA e instrumentos científicos rusos.

Como se presenta en la **tabla 2.2 -5**, la carga útil confirmada del Rover Pasteur incluye los siguientes nueve instrumentos: **PanCam**, ISEM (*Infrared Spectrometer for ExoMars*) [49], **WISDOM**, **ADRON** [55], **CLUPI**, **Ma\_MISS**, **MicrOmega**, **RLS** y **MOMA**, más el taladro y el sistema de posicionamiento de la muestra SPDS.

Instrumentos	Objetivos Científicos
<b>Instrumentos Panorámicos</b>	Caracterizar el contexto geológico del Rover, en superficie como en subsuelo.
Panoramic Camera System (PanCam)	Caracterizar el entorno del Rover, su geología y selección de objetivos.
Infrared (IR) Spectrometer (ISEM)	Identificación remota de minerales relacionados con el agua y selección de objetivos.
Neutrón Espectrómetro (ADRON)	determinar el nivel de hidratación del subsuelo y la posible presencia de hielo.
<b>Instrumentos de contacto</b>	Investigar el lecho rocoso expuesto, las rocas superficiales y los suelos.
Close-Up Imager (CLUPI)	Estudiar visualmente objetivos rocosos a distancia (cm) con resolución sub-mm.
Radar (WISDOM)	Un radar de penetración superficial para caracterizar la estratigrafía debajo del Rover.
Espectrómetro de infrarrojos en taladro (Ma_Miss)	Realizar estudios en las paredes del agujero
<b>Instrumentos Soporte</b>	Instrumentos esenciales para la adquisición y preparación de muestras para investigaciones detalladas en el laboratorio analítico.
Subsurface Drill	Capaz de obtener muestras de 0 a 2 m de profundidad, donde las moléculas orgánicas pueden estar bien conservadas.
Sample Preparation and Distribution System (SPDS)	Recibe una muestra del sistema de perforación, la prepara para el análisis científico y la presenta a todos los instrumentos analíticos del laboratorio.
<b>Laboratorio Analítico</b>	Realizar un análisis detallado de cada muestra recolectada.
Espectrómetro de imágenes VIS + IR (MicrOmega)	Examinar el material de muestra triturado para caracterizar la estructura y composición a nivel de tamaño de grano. Estas medidas también se utilizarán para ayudar a apuntar los instrumentos basados en láser, Raman y MOMA.
<b>Raman (RLS)</b>	Determinar la geoquímica / contenido orgánico de minerales en el material de muestra triturado.
Analizador de moléculas orgánicas de Marte (MOMA)	MOMA (LD + Der-TV GCMS): este es el instrumento más grande del rover. Su objetivo es realizar una búsqueda de muy alta sensibilidad de moléculas orgánicas en la muestra recolectada. Incluye dos formas diferentes de extracción de orgánicos: 1) Desorción por láser (LD); y 2) Volatilización térmica (TV), con o sin agentes de derivatización (Der), seguida de separación usando cuatro columnas de cromatógrafo de gases (GC). La identificación de las moléculas orgánicas evolucionadas se realiza con un espectrómetro de masas (MS) con trampa de iones.
<b>La masa del instrumento de exobiología Pasteur (sin taladro ni SPDS) es: 12,5 kg</b>	
<b>(*) Configuración Raman Interno</b>	

Tabla 2.2 -5 [Carga útil de Pasteur incluye instrumentos de próxima generación: el primer radar de penetración en el suelo, el primer taladro subterráneo profundo, el primer espectrómetro de taladro, el primer espectrómetro de imágenes IR, el primer espectrómetro Raman y el primer analizador orgánico de desorción por láser que se haya fabricado jamás para ser utilizados en una misión de superficie planetaria]

## 2.2.4 Misión ExoMars. Configuración Final

Como resultado de este largo recorrido e iteración, la configuración final del Programa ExoMars resultante, es una iniciativa de cooperación entre la Agencia Espacial Europea (ESA) y la agencia espacial federal rusa, Roscosmos. ExoMars forma parte del Programa de Exploración Aurora, que busca abordar éste y otros objetivos científicos importantes, y demostrar tecnologías clave de vuelo e in-situ que sustentan las ambiciones europeas y rusas para futuras misiones de exploración. Sus objetivos son:

### Objetivos Tecnológicos

1. Entrada, descenso y aterrizaje (EDL) con una carga útil en la superficie de Marte
2. Movilidad en superficie con un Rover
3. Acceso al subsuelo para adquirir muestras
4. Adquisición, preparación, distribución y análisis de muestras
5. Desarrollo y calificación de motores de frenado regulable para futuras misiones de aterrizaje planetario

### Objetivos Científicos

1. Buscar signos de vida pasada y presente en Marte
2. Investigar el medio ambiente acuático / geoquímico en función de la profundidad en el subsuelo poco profundo
3. Estudiar los gases traza atmosféricos marcianos y sus fuentes
4. Caracterizar el medio ambiente superficial
5. ExoMars abordará la consecución de estos objetivos de la siguiente manera.

Su Rover, que trabajará en superficie y accederá al subsuelo marciano, realizará actividades relacionadas con los objetivos científicos 1, 2 y 4;

Su plataforma de superficie llevará a cabo mediciones ambientales y geofísicas (objetivos 2, 3 y 4), proporcionando asimismo información de contexto importante para el objetivo 1;

El "Trace Gas Orbiter" (TGO) se concentrará principalmente en el tercer objetivo, pero logrará un valioso progreso científico en los objetivos 1, 2 y 4;

La ESA y Roscosmos han acordado un reparto equilibrado de responsabilidades para los diversos elementos de las dos misiones en las que consta el programa ExoMars 2016 y 2022. A continuación, se incluye una breve descripción de estas dos misiones.

### 2.2.4.1 Misión ExoMars 2016

La primera misión del programa ExoMars se lanzó en el 14 de marzo de 2016, consistía en el Trace Gas Orbiter (TGO) más un Módulo de demostración de entrada, descenso y aterrizaje (EDL), conocido como "Schiaparelli".

La nave espacial Trace Gas Orbiter (TGO) fue diseñada por la ESA, mientras que Roscosmos proporcionó el vehículo de lanzamiento, un cohete Protón. Una carga útil científica con

instrumentos de Rusia y Europa se acomodan en el TGO (ver **figura 2.2-8**) para lograr sus objetivos científicos y apoyar las comunicaciones y el Centro de Control de Operaciones de Rover (ROCC) monitorizando y controlando las operaciones del Rover ExoMars.



Figura 2.2- 8 [ExoMars Trace Gas Orbiter y Schiaparelli – ESA]

La **tabla 2.2 -6** proporciona una descripción resumida de los principales hitos de la misión de 2016.

<b><u>Nave:</u></b>	Orbitador de “Trace Gaas Orbiter” (TGO) más el demostrador de entrada, descenso y aterrizaje (EDM) llamado “Schiaparelli”
<b><u>Lanzamiento:</u></b>	Enero de 2016, desde Baikonur en un Proton M.
<b><u>Llegada:</u></b>	Octubre de 2016.
<b><u>TGO Órbita:</u></b>	Circular a 400 km de altitud, 74° de inclinación, con un patrón de repetición de aproximadamente 30 soles.
<b><u>EDM</u></b>	Entrada directa, desde trayectoria hiperbólica, durante la temporada de tormentas de polvo.
<b><u>Aterrizaje:</u></b>	Lugar de aterrizaje: Meridiani Planum (1.82° S, 6.15° W). TGO: ciencia a través de la traza de gases traza, imágenes de alta definición.
<b><u>Ciencia:</u></b>	EDM: Estación científica y medio ambiente; Masa total: 4332 kg, incluida la electroerosión de 600 kg.  Duración de TGO: hasta finales de 2022 (el tiempo nominal de ciencia es 1 año marciano).

Tabla 2.2 -6 [Información de la misión ExoMars 2016]

#### 2.2.4.2 Misión ExoMars 2022

La misión de 2022 abordará los dos principales objetivos científicos del programa y todos los objetivos técnicos. Para ello el programa entregará un Rover europeo, Rosalind Franklin, y una plataforma de superficie rusa, Kazachok, a la superficie de Marte.

La **tabla 2.2-7** proporciona una descripción resumida de los principales hitos de la misión 2022.

<u>Nave:</u>	Módulo de transporte (CM) más módulo de descenso (DM) de 2000 kg, incluidos el Rover y la plataforma de superficie (SP). La función de retransmisión de datos la proporcionará TGO.
<u>Lanzamiento</u>	Septiembre de 2022, desde Baikonur en un Proton M
<u>Llegada:</u>	Junio de 2023
<u>Aterrizaje:</u>	Entrada directa, desde trayectoria hiperbólica, después de la temporada de tormentas de polvo.
<u>Ciencias:</u>	Rover con carga útil Pasteur: Peso 310 kg, incluyendo taladro / SPDS e instrumentos. Vida útil 220 soles.  Plataforma de superficie: SP Instrumentos por definir. 1 año marciano de por vida

Tabla 2.2 -7[Información de la misión ExoMars 2022]

### 2.2.4.3 El Rover de ExoMars y la búsqueda de signos de vida

El Rover ExoMars (ver **figura 2.2-9**) transitará sobre de la superficie marciana para buscar señales de vida. Recogerá muestras con el taladro y las analizará con los instrumentos Pasteur de última generación. ExoMars será la primera misión en combinar la capacidad de moverse por la superficie y estudiar Marte debajo de la superficie. La configuración final del Rover se abordará detenidamente en la sección 2.3 de esta tesis.



Figura 2.2- 9[ExoMars Rover mostrando el taladro obteniendo una muestra del subsuelo marciano: ESA]

#### **2.2.4.3.1 Misión de Referencia del Rover**

Para alcanzar el éxito científico del ExoMars 2022, es necesario poder aterrizar de forma segura en un lugar científicamente interesante, un sitio con un alto potencial para encontrar material orgánico bien conservado, particularmente de la historia más temprana del planeta. Dado que ExoMars es una misión de 'búsqueda de vida', durante la selección de los sitios candidatos de aterrizaje, se consideró fundamental que éstos pudiesen contener evidencia que sugiera un entorno habitable pasado o presente, respaldado por información morfológica y de composición mineralógica.

La estrategia de la misión para lograr los objetivos científicos del Rover ExoMars es:

- Aterrizar, o para poder alcanzar, una ubicación que posea un alto interés exobiológico por firmas de vida pasadas o presentes
- Recolectar muestras científicas de diferentes sitios, utilizando el taladro del Rover capaz de penetrar bien en el subsuelo y en afloramientos rocosos de la superficie
- En cada enclave de análisis, realizar un conjunto integral de mediciones a múltiples escalas:
  1. Primero evaluación panorámica del ambiente geológico
  2. Segundo, análisis de afloramientos de interés a menor escala
  3. Tercero, colección de muestras para ser estudiadas en el laboratorio analítico del Rover (ALD - Analytical Laboratory Drawer)

#### **2.2.4.3.2 Entorno marciano y la necesidad de exploración del subsuelo**

La identificación química eficaz de biomarcadores requiere el acceso a moléculas orgánicas bien conservadas. Debido a la ausencia del campo magnético y que la atmósfera marciana es más tenue que la de la Tierra, dos importantes agentes físicos llegan a la superficie de Marte con efectos adversos para la preservación a largo plazo de los biomarcadores.

- La dosis de radiación ultravioleta (UV) es más alta que la de nuestro planeta y dañará rápidamente los organismos o biomoléculas potencialmente expuestos, además de inducir procesos fotoquímicos responsable de la producción de especies oxidantes reactivas que, cuando se activan, también pueden destruir biomarcadores.
- La radiación ionizante penetra en los metros más altos del subsuelo del planeta, lo que provoca un lento proceso de degradación que puede alterar las moléculas orgánicas más allá de la sensibilidad de detección de los instrumentos analíticos.

#### **2.2.4.4 Lugar de aterrizaje**

Para que el Rover de ExoMars logre resultados de alta calidad con respecto a la posible existencia de biomarcadores, debe depositarse de manera segura en un entorno científicamente apropiado, que sea antiguo (más de 3.600 millones de años, que data del período temprano de Marte, más favorable para la vida), con abundante morfología y evidencia mineral para la actividad del agua a largo plazo, incluidos numerosos objetivos de afloramientos sedimentarios distribuidos en una elipse para el aterrizaje (para asegurarse de que el Rover pueda llegar a algunos de ellos).

La superficie de Marte es de aproximadamente 145 millones kilómetros cuadrados, casi la misma superficie que la suma de las masas terrestres en la Tierra. Seleccionar el lugar correcto de aterrizaje podría marcar la diferencia entre lograr sus objetivos científicos o fracasar.

Los científicos planetarios han pasado décadas estudiando Marte, utilizando una serie de orbitadores y Rovers cada vez más sofisticados y han acumulado una extensa biblioteca de imágenes e información para guiar la misión a un lugar científicamente interesante del planeta. La misión ExoMars 2022 aterrizará en la región de Oxia Planum en Marte, siguiendo la recomendación del Grupo de Trabajo de Selección del Lugar de Aterrizaje en 2018 [50].

#### 2.2.4.5 Plataforma superficial

La plataforma superficial llamada Kazachok (ver **figura 2.2-10**), es responsabilidad de Roscosmos y el Instituto de Investigación Espacial de la Academia de Ciencias de Rusia (IKI), y cuyas principales prioridades científicas son la toma de imágenes de contexto del lugar de aterrizaje, monitorizar el ambiente climático y las investigaciones atmosféricas. Permanecerá estacionaria para poder investigar el entorno de superficie en el lugar de aterrizaje (mientras que el Rover abandonará la plataforma y viajará a través de la superficie de Marte) por lo que su conjunto de sensores e instrumentos funcionará durante la vida útil nominal de la misión de un año terrestre.



Figura 2.2- 10 [Vista del aterrizaje de la Plataforma Superficial Exomars – Roscosmos]

Los sensores e instrumentos de la plataforma de superficie también se utilizarán para estudiar la distribución del agua subterránea en el lugar de aterrizaje, para investigar el intercambio de volátiles entre la atmósfera y la superficie, para monitorizar el ambiente de radiación y compararlo con las mediciones realizadas con el dosímetro de radiación (Instrumento FRENDO [51] en el TGO), y para realizar investigaciones geofísicas de la estructura interna del planeta.

## 2.3 Configuración final del Rover Rosalind Franklin

Para alcanzar los objetivos de la misión Exomars 2022, la Agencia Espacial Europea (ESA) desarrolla el Rover de Exomars 2022, llamado "Rosalind Franklin" [2].

El Rover, diseñado para operar en la superficie y el entorno marcianos, proporciona capacidades clave para el éxito de la misión. Movilidad de la superficie (para llegar a sitios científicos interesantes y permitir la ejecución de la misión científica), perforación del subsuelo y recolección, procesamiento y distribución automática de muestras a los instrumentos, además de proporcionar los apoyos y recursos necesarios para el conjunto de instrumentos PPL. Asimismo, alberga un conjunto de instrumentos de reconocimiento para caracterizar el contexto y analíticos dedicados a la investigación de la exobiología y la geoquímica: esta es la carga útil de Pasteur.

Rosalind Franklin es altamente autónoma. Los científicos en la Tierra designarán los destinos del Rover sobre la base de imágenes del sistema de la cámara a bordo, combinadas con los datos del radar de penetración terrestre.

El Rover debe por tanto calcular soluciones viables de navegación y viajar con seguridad hasta un máximo de aproximadamente 100 m por sol (día marciano) con un sistema autónomo de navegación [52]. Para lograrlo, crea mapas digitales a partir de cámaras de navegación estereoscópicas y calcula una trayectoria adecuada. Además, incorpora cámaras en primer plano para evitar colisiones y así garantizar la seguridad del Rover.

Entonces será cuando el conjunto de instrumentos que conforman el dispositivo de muestreo del subsuelo de Rosalind Franklin, realizará sus actividades para seleccionar el lugar óptimo para la extracción de muestras. Con la ayuda de las cámaras panorámicas y sus análisis en los espectros visible-infrarrojos, así como con el radar de sub-superficie que incorpora el Rover, se realizará la selección para la obtención de la muestra. Rosalind Franklin perforará de manera autónoma hasta la profundidad requerida (máximo 2 m) mientras se investiga la pared del agujero simultáneamente, para recolectar una pequeña muestra.

La muestra se entregará al laboratorio de análisis en el corazón del Rover, al ALD ("*Analytical Laboratory Drawer*"). El ALD alberga, como se comentaba anteriormente, la carga útil Pasteur, junto con varios mecanismos de apoyo. La muestra se triturará hasta obtener un polvo fino. Por medio de una estación de dosificación, el polvo se presentará mediante un carrusel a sus tres instrumentos analíticos del ALD (**MicrOmega** [35], **RLS** [1] y **MOMA** [41]) para realizar análisis químicos, físicos y espectrales detallados, en los mismos puntos de la muestra, en una configuración de ciencia colaborativa en términos estrictos.

El Rover [2] se compone principalmente de los siguientes elementos, los cuales introduciremos en detalle:

- Rover ("*Rover Vehicle*").
- Cajón de laboratorio analítico (ALD)
- Carga Útil Pasteur (PPLs), compuesto por instrumentos de reconocimiento e instrumentos analíticos.
- Taladro ("*Drill*").
- Sistema de preparación y distribución de muestras ("*Sample Positioning and Distribution System*" - SPDS).
- Software de a bordo del Rover ("*On Board Software*" - (OBSW)).



### 2.3.1 El Rover

Proporciona la movilidad del módulo completo y los recursos necesarios para la carga útil y el equipo de soporte de carga útil. Está diseñado para sobrevivir a las frías noches marcianas con la ayuda de baterías y unidades de calefacción, y se compone principalmente de una estructura, sistemas de alimentación, de gestión de datos y de comunicaciones, un sistema de locomoción, de navegación, sistema de control térmico y cableado eléctrico. Aloja el ALD, la carga útil PPLs, y otras funciones de soporte (i.e. el mástil).

Es un vehículo que realiza sus tareas de forma casi autónoma debido a las pocas oportunidades de comunicación (una o dos sesiones cortas por sol o día marciano). Desde Tierra, los científicos operarán el Rover sobre la base de imágenes y datos adquiridos por las cámaras de los instrumentos de reconocimiento (e.g PanCam o Wisdom). Para realizar sus tareas, el Rover (ver **figura 2.3-1**). La locomoción se consigue mediante seis ruedas flexibles que incorporan además un mecanismo que permite al Rover "caminar" para evitar quedar atrapado en terrenos arenosos.

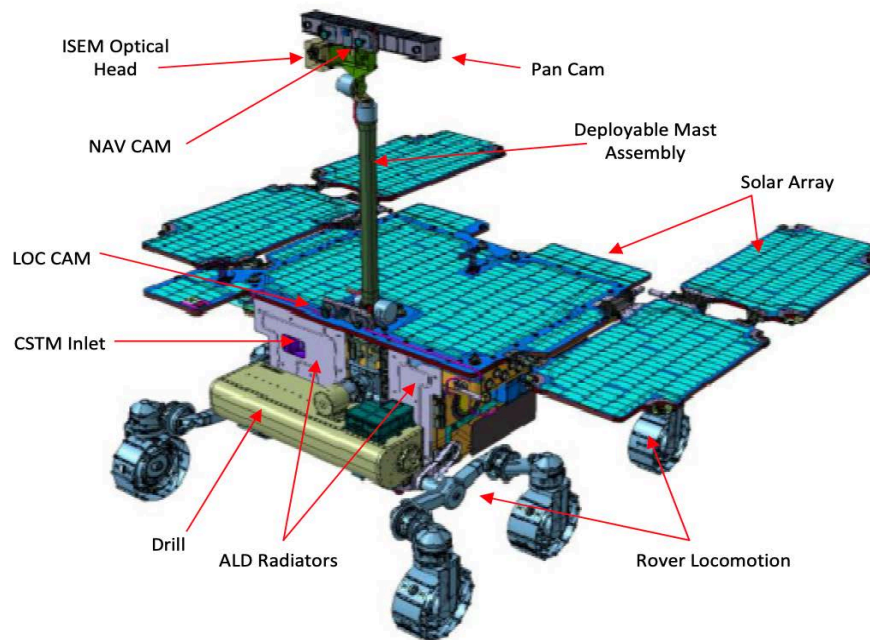


Figura 2.3-1 [Diagrama del Vehículo Rover. ESA]

### 2.3.2 Cajón de laboratorio Analítico (ALD)

El cajón de laboratorio analítico ALD [2] es un subsistema diseñado para soportar la operación de los instrumentos analíticos de la carga útil de Pasteur. Es un "cajón enchufable" integrado en la estructura del Rover y está provisto de un contenedor de muestras desplegable capaz de recibir directamente del taladro una serie de muestras marcianas, proporcionándoles soporte estructural y control térmico en un ambiente controlado de contaminación.

Está compuesto por tres instrumentos<sup>2</sup> que realizarán análisis de naturaleza exobiológica y geoquímica sobre las muestras recolectadas de los afloramientos rocosos y el subsuelo de Marte. La muestra, obtenida por el taladro, se pulveriza y se distribuye en forma de muestras

---

<sup>2</sup> MicrOmega, RLS y MOMA



en polvo a los instrumentos a través del SPDS. Para preservar la muestra de la contaminación terrestre, toda la ruta de la muestra se mantiene aislada del resto del Rover en un volumen con sobrepresión llamado Zona Ultra Limpia ("Ultra Clean Zone" o UCZ).

En la [ **figura 2.3-2** ] se muestra una visión general del subsistema ALD.

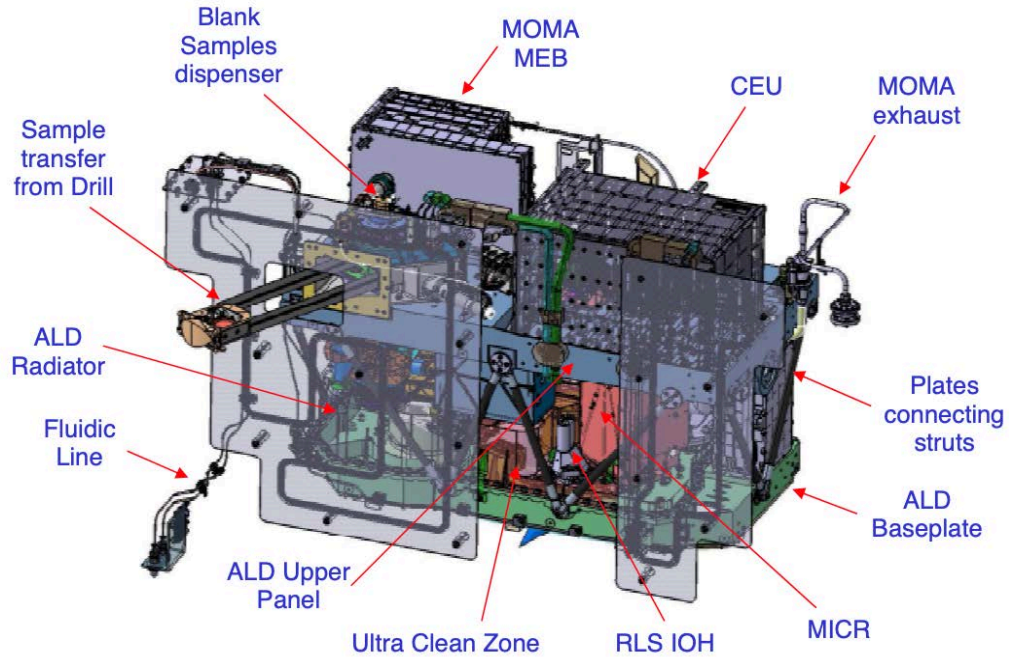


Figura 2.3- 2 [Vista Frontal del ALD. ESA]

### 2.3.3 Carga Útil Pasteur (PPLs): Instrumentación científica

Los datos del novedoso conjunto de instrumentos [2] a bordo del Rover ExoMars ayudarán a los científicos a realizar una exploración paso a paso de Marte, comenzando a escalas panorámicas (metros) y convergiendo progresivamente a estudios más pequeños (sub-milimétricos), concluyendo con la identificación molecular de compuestos orgánicos. La carga útil Pasteur esta formada por instrumentos de reconocimiento e instrumentos analíticos descritos en la **figura 2.3-3**.

## The Exomars Rover PPL

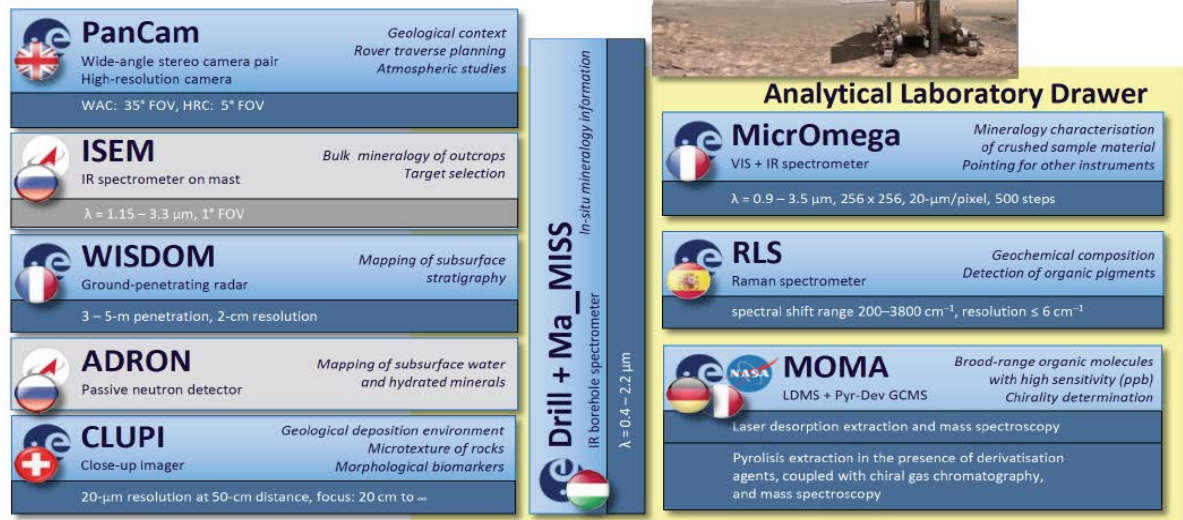


Figura 2.3- 3 [Carga de Pago del Rover de Exomars. Credits: ESA]

### 2.3.3.1 Instrumentos de Reconocimiento

Un total de seis instrumentos de reconocimiento están acomodados dentro y sobre el Rover para caracterizar el contexto geológico de la superficie marciana y del subsuelo, con un alcance de entre 10 m para las imágenes panorámicas a 1cm para objetos cercanos. Los instrumentos de reconocimiento son:

1. **PANCAM** (*PANoramic CAMera*) [38]: 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. Está compuesta por una cámara gran angular (WAC) y cámara de alta resolución (HRC).
2. **ISEM** (*Infrared Spectrometer for ExoMars*) [49]: También situado en el mástil, este espectrómetro infra-rojo, 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*) [47]: Un sistema de cámara de alta resolución para adquirir imágenes en color 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*) [39]: Un radar de penetración superficial para caracterizar la estratigrafía debajo del Rover.
5. **ADRON** (*Autonomous Detector of Radiation of Neutrons Onboard Rover at Mars*) [53]: 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*) [40]: 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.

### 2.3.3.2 Instrumentos Analíticos

El conjunto de tres instrumentos analíticos que se aloja en el ALD y que recibirá las muestras a analizar del SPDS (muestras recolectadas de afloramientos rocosos y de la sub-superficie de Marte, hasta una profundidad de 2 m), será el siguiente:

1. MicrOMEGA (Vis+IR Spectrometer) [35]: Se trata de un espectrómetro de imagen en visible e infra-rojo para estudios mineralógicos.
2. RLS (Raman Laser Spectrometer) [1]: Espectrómetro Raman que permite determinar composición mineralógica e identificar trazas orgánicas.
3. MOMA (Mars Organic Molecule Analyser) [41]: es el instrumento más grande del Rover. Dos instrumentos en uno. Un cromatógrafo de gases-Espectrometría de masas (MOMA GC-MS) y desorción láser-Espectrometría de masas (MOMA LD-MS). Además de analizar muestras provenientes del taladro en el ALD.

### 2.3.4 Obtención, preparación y distribución de la muestra

Estos dos sistemas se encargan de recolección de muestras en la superficie marciana, preparación y presentación de las muestras para el análisis realizado con los instrumentos analíticos del ALD.

#### 2.3.4.1 Unidad de perforación (“Drill”)

La unidad de perforación o taladro [54] tiene, como función principal, penetrar el suelo y adquirir muestras, hasta una profundidad máxima de 2 metros (ver **figura 2.3-4**), en una variedad de tipos de suelo, preservando las características biológicas propias de la muestra durante su recolección.

La muestra puede ser extraída en formato compacto, un núcleo de 3 cm de longitud y 1 cm de diámetro, o como una colección de fragmentos y polvo, que se entrega al puerto de entrada del Módulo de Carga del Rover, donde se distribuirá, triturará y analizará dentro del ALD.

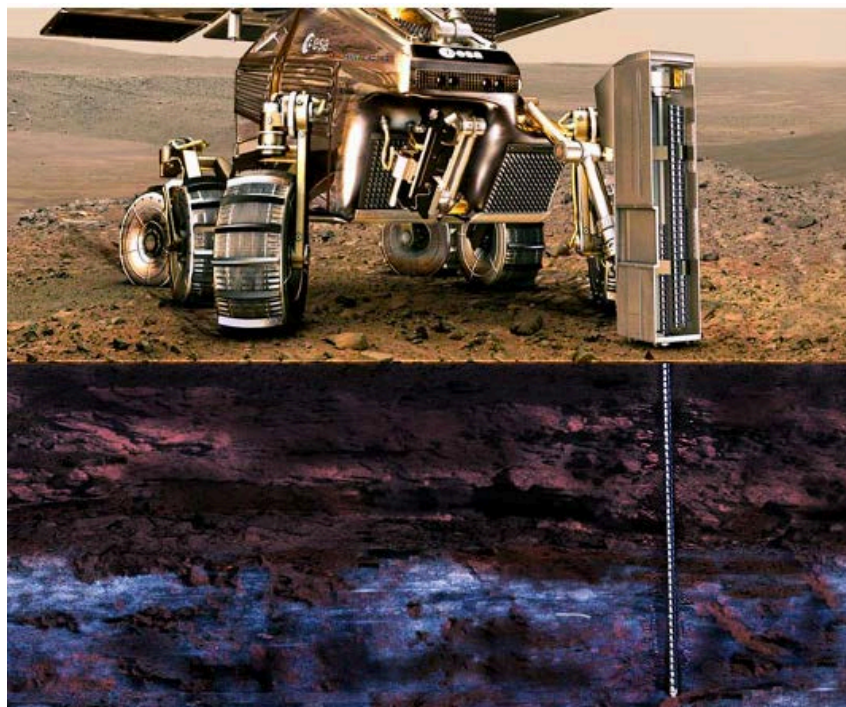


Figura 2.3- 4 [Drill del Rover de Exomars]

### 2.3.4.2 Sistema de preparación y distribución de la muestra

El SPDS recibe las muestras recolectadas por el taladro, las tritura y distribuye el material en polvo a los instrumentos del ALD siguiendo una secuencia prefijada.

El SPDS (ver **figura 2.3-5**) es un conjunto de cuatro mecanismos ubicados físicamente dentro del ALD. Por orden de funcionamiento, tienen como objetivo:

- recolectar la muestra marciana del taladro y entregar muestras a la estación de triturado de la muestra (Bloque CSHS - "Core Sample Handling System")
- triturar la muestra recogida (Bloque CS - "Crushing Station")
- dosificar una cantidad definida de muestra en polvo en los recipientes específicos para la muestra (Bloque PSDS - "Positioning Station and Dosing Station")
- transportar y presentar el contenedor de la muestra sobre los instrumentos analíticos para su análisis (Bloque PSHS - "Powdered Sample Handling System")

Al igual que el taladro, el SPDS está diseñado de manera que la manipulación ocurre sin modificar las características biológicas propias de las muestras y evitando la contaminación cruzada entre ellas. El núcleo obtenido de la muestra obtenida se empuja hacia fuera de la punta del taladro y se deja caer en el mecanismo de transporte del SPDS que lo transfiere al CS. En el CS, la muestra es triturada y simultáneamente va cayendo por la acción de la gravedad en uno de los dos recipientes en la estación de dosificación (DS). La DS se mueve a su posición de entrega y deposita una cantidad de muestra en polvo en el recipiente recargable de la muestra, momento en el que la muestra está lista para ser presentada bajo los instrumentos Pasteur para su análisis.

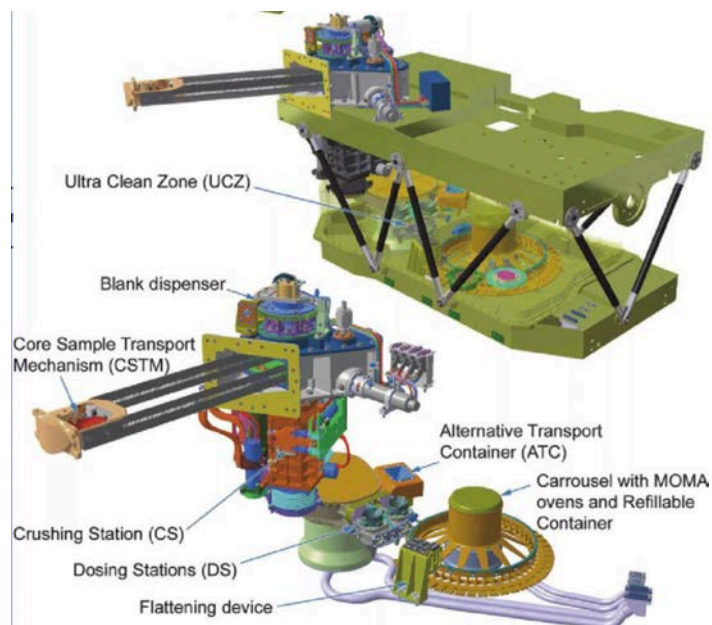


Figura 2.3- 5 [SPDS - UCZ dentro del ALD del Rover de Exomars]

### 2.3.4.3 Muestras en Blanco ("Blank") y de Calibración

La limpieza orgánica es fundamental para obtener resultados científicos válidos en la búsqueda de evidencias de compuestos orgánicos relacionados o no con vida presente o pasada. Después de aterrizar, el Rover realizará una serie de medidas iniciales con una

muestra en blanco (para verificar que no ha habido contaminación orgánica aportada desde tierra detectable por el instrumento) y muestras de calibración (de RLS, MicrOmega y MOMA). Esto permitirá a los científicos demostrar que toda la cadena de recolección, procesamiento, distribución y medición de muestras están libre de contaminación orgánica de origen terrestre.

Se utilizarán más muestras en blanco inertes en el curso de las operaciones para determinar el nivel de contaminación cruzada entre muestras y calibrar los instrumentos sobre la superficie de Marte.

Cada uno de los instrumentos del ALD, presenta su muestra en blanco y/o muestras de calibración. Estas muestras se encuentran localizadas en el SPDS y son presentadas bajo los instrumentos analíticos de la misma manera que la muestra obtenida de Marte.



## 2.4 RLS en ExoMars. Contexto y Evolución

En su afán de mantenerse como uno de los principales instrumentos seleccionados a bordo de la misión ExoMars, el instrumento RLS se ha adaptado a todos los cambios y necesidades planteadas principalmente por las restricciones técnicas y programáticas desde la misión.

Esta sección se recoge la evolución del instrumento RLS en relación a los principales hitos y modificaciones realizados sobre el Diseño Conceptual de RLS, motivados por esas restricciones planteadas desde la Misión ExoMars y descritas en la sección 2.2. Como se ha podido comprobar, al comienzo de los programas espaciales, suele haber grandes incertidumbres en las necesidades y objetivos planteados, lo que conlleva a modificaciones sustanciales en los Diseños Conceptuales elegidos para satisfacerlas. Estas modificaciones, suelen incorporarse con relativa agilidad, ya que el nivel de desarrollo del sistema elegido aun no es muy elevado y los cambios, por lo tanto, son fáciles de gestionar.

El estudio de las necesidades de RLS, se realiza desde la IdS a través de un proceso iterativo para la conceptualización del sistema y su diseño. Pero antes de iniciar este proceso, es necesario despejar cualquier duda sobre la configuración de referencia a desarrollar y la viabilidad del propio sistema, ya que la inexactitud en este planteamiento puede resultar demasiado costosa.

El Diseño Conceptual de referencia de RLS se alcanza tras la revisión de diseño Co-DR ("Concept Design Review"), realizada a mediados de la fase B del ciclo de vida de RLS, tal y como se muestra en la **figura 2.4-1**. Alcanzar esta configuración de referencia, es el inicio del ciclo de vida del instrumento RLS y a la vez, el inicio de esta tesis, donde el instrumento pasará a ser controlado la IdS, para poder ser definido, desarrollado y finalmente verificado hasta alcanzar un producto final, el modelo de vuelo o FM de RLS que cumplirá con todas las necesidades y expectativas científicas establecidas para RLS en el contexto de la Misión - ExoMars 2022.

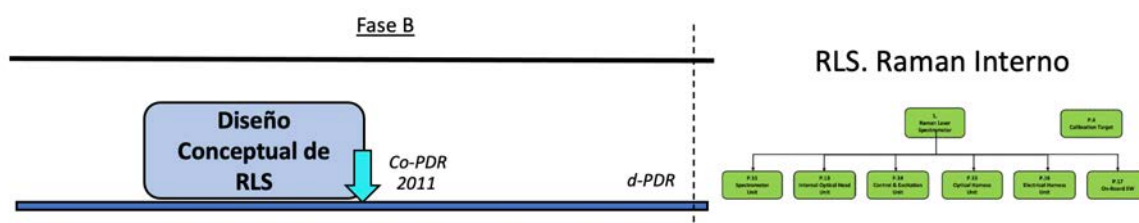


Figura 2.4-1 [Diseño Conceptual alcanzado tras Co-DR de RLS. Raman Interno]

Pero antes de analizar en detalle, como se alcanzó ese hito, nos centraremos en las características esenciales de la técnica espectroscópica Raman y en sus ventajas para haber sido considerada como una herramienta esencial en la misión Exomars y también en otras misiones para la exploración del planeta rojo [71].

### 2.4.1 Selección de la técnica Raman para la exploración de Marte

La espectroscopia Raman se encuadra dentro del proceso general de la interacción materia-radiación y que se puede describir con dos aspectos principales. Excluyendo los fenómenos de reflexión, cuando la radiación que penetra un material es observada en la misma dirección de incidencia una parte es transmitida y otra parte es absorbida. La relación entre ambas fracciones se usa como técnica de caracterización del material. Cuando se usan longitudes de onda particulares, por ejemplo, IR, que interaccionan con la variación de los momentos dipolares moleculares en su vibración, este proceso da lugar a la técnica espectroscópica de absorción IR. Su espectro permite identificar el material a través de dichas bandas de absorción.

Cuando la radiación que penetra el material es observada en una dirección diferente a la de incidencia estamos en el fenómeno de la dispersión. Este es un fenómeno muy general pero que adquiere una importancia muy destacada cuando la radiación de excitación es monocromática. En este caso, la mayor parte de la radiación dispersada tiene la misma longitud de onda que la radiación incidente y al proceso se conoce como dispersión elástica. Pero una parte, de hecho, una ínfima parte, es dispersada con diferente longitud de onda. Esta radiación inelástica fue llamada "radiación secundaria" por C.V. Raman cuando la describió experimentalmente por primera vez el 28 de febrero de 1928. [61].

La clave de este proceso es que la diferencia de longitud de onda (o de energía) está asociada con los niveles vibracionales y rotacionales del material observado y el espectro que se produce refleja por tanto la dinámica molecular de dicho material. Por esta observación Raman recibió el premio Nobel en 1930.

El espectro Raman es por tanto característico de la sustancia observada y depende de su composición química y su estructura. Es complementario del espectro de absorción IR, por cuanto las reglas de selección son diferentes, pero en general permite interpretaciones más precisas porque las bandas son estrechas y pocas veces solapan.

No obstante, tiene también limitaciones. Una de ellas, ya mencionada, es la dificultad de detección por ser un efecto tan débil (del orden de un fotón Raman por cada  $10^9$  fotones incidentes) y otra es la influencia negativa que tiene la fluorescencia inducida cuando se usan excitaciones en el visible. Este efecto, a veces bastante más intenso que el efecto Raman enmascara las señales vibracionales cuando se produce. Mas adelante se destacarán estos aspectos en detalle y como el instrumento RLS los aborda.

La espectroscopía Raman fue en su origen una técnica de laboratorio bastante difícil de usar, ya que era difícil conseguir fuentes de iluminación adecuadas (debe tenerse en cuenta que Raman usó la luz solar y filtros para sus primeros experimentos) y difícil registrar espectros con calidad (se usaban placas fotográficas y largos tiempos de exposición).

El descubrimiento del láser representa un enorme avance en el primer aspecto, permitiendo que la radiación excitatriz sea monocromática con una alta finura y también el cambiar a diferentes longitudes de onda. Y el descubrimiento de los detectores y amplificadores electrónicos supusieron otro avance fundamental en el segundo factor, permitiendo mucha mejor señal, bajos niveles de ruido y tiempos de exposición mucho más cortos. Aun así, la técnica siguió teniendo un uso exclusivo de laboratorio con instrumentos muy pesados y voluminosos impidiendo aplicaciones de otro tipo, fuera de ese entorno.

Debieron pasar bastantes años hasta que el desarrollo de otros elementos, como las fibras ópticas, los cabezales capaces de observar de manera con focal y en general la reducción de peso y tamaño en todos los componentes, permitieran el salto a instrumentos portátiles y de allí a todas las innumerables aplicaciones que en las últimas dos décadas han surgido (ver **figura 2.4-2**).

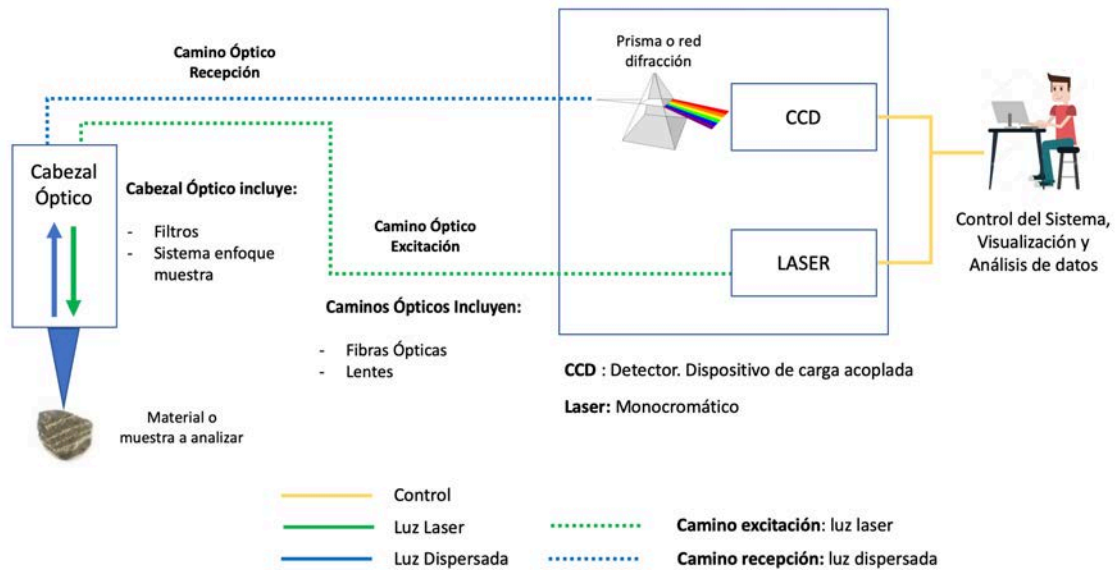


Figura 2.4-2 [Diagrama Bloques de un Espectrómetro Raman de laboratorio con fibras ópticas y cabezal óptico]

Es de destacar entre todos estos avances el que se deriva de los cabezales de excitación-observación. En un sistema tradicional, la señal Raman es observada a  $90^\circ$  porque este permite discriminar de manera más sencilla la señal Raman de la de excitación (muchos órdenes de magnitud superior). Pero en un sistema de retro-observación (configuración a  $180^\circ$ ) la señal Raman es aún muchos más órdenes de magnitud superior y discriminarla es un gran problema. Para ello, el cabezal cuenta con una serie de dispositivos ópticos que permiten que la luz láser ilumine la muestra, pero impiden que esa enorme radiación entre en el espectrómetro y detector. En lo que sigue, este punto también se detallará.

Salvados estos problemas la técnica Raman muestra entonces su potencial basado en sus variadas ventajas:

- No se necesita contacto con la muestra, por tanto, es no invasiva. Tampoco es destructiva, si se usan niveles razonables de energía de excitación.
- Se puede usar en modo macro y micro, en contacto o a distancia, desde centímetros hasta muchos metros.
- Tampoco necesita ningún protocolo de preparación de la muestra;
- Se puede aplicar a todos los estados de la materia, sólido, líquido o gas (incluso plasmas);
- En base a los láseres actuales y los sistemas de detección por CCD disponibles es una técnica muy rápida (desde minutos hasta femtosegundos);

No resulta extraño entonces, que esta técnica fuera considerada desde los primeros momentos para las misiones modernas de exploración robotizada de Marte (MER y posteriormente Aurora-ExoMars).

## 2.4.2 Inicios de RLS en ExoMars

Para responder a los continuos cambios impuestos desde la misión ExoMars, a través de sus objetivos científicos y las propias restricciones asociadas, RLS ha estado sujeto a una constante evolución hasta alcanzar una configuración de referencia que le permitiese mantenerse a bordo del Rover como parte la carga útil Pasteur.



Formalmente, la carga útil Pasteur del Rover se ha sometido a tres evaluaciones internacionales independientes para analizar su idoneidad para ir a bordo de la misión:

- en 2003, en respuesta a una primera Convocatoria del “Call For Ideas” de ExoMars
- en 2007 a la primera revisión de confirmación de la carga útil (PCR#1)
- y en 2009 a la segunda revisión de confirmación de carga útil (PCR#2)

En esta sección, nos centraremos en identificar cronológicamente los principales hitos, que han supuesto cambios importantes en las diferentes configuraciones obtenidas por el instrumento RLS hasta alcanzar su configuración de referencia y un Diseño Conceptual asociado, en el cual el instrumento a través de la técnica espectroscópica Raman analizará muestras en polvo en el interior del Rover de ExoMars.

#### 2.4.2.1 “Call For Ideas”. Integración de propuestas

El proceso de evolución de la configuración del instrumento RLS se inició con la propuesta “EXLIBRIS” [1, 55] presentada por Sylvestre Maurice y Fernando Rull (2003) en nombre de un consorcio internacional en respuesta a la convocatoria de ideas Pasteur emitida por la ESA en mayo de 2003 (ESA, carta número 3, 2004). El instrumento Raman-LIBS se seleccionó como parte de la carga útil Pasteur.

**EXLIBRIS** se concibió como un instrumento combinado Raman-LIBS (ver **figura 2.4-3**)

- La espectroscopia LIBS (“Laser Induced Breakdown Spectroscopy”) determinaría la composición química de los elementos principales (H, Be, Li, C, O, Na, Mg, Al, Si, K, Ca, Ti, Cr, Mn, Fe, Ni, Cu, Zn, Sr y Ba) de polvo o rocas con una precisión en el rango de 1 a 500 ppm, identificaría el hielo de agua a través de las bandas H y OH, determinaría las proporciones de hielo a polvo, buscaría materia orgánica comparando las proporciones de C, N, O, H y Si, y mediría las diferencias de composición de los elementos principales, secundarios y traza.
- El espectrómetro Raman, por su parte, se utilizaría para la identificación molecular de materiales biogénicos (marcadores como C-C, C-C, CH<sub>2</sub>, CH<sub>3</sub>, CO y NH) y a-biogénicos, diferentes tipos de hielos y de materiales orgánicos e inorgánicos en superficies planetarias. La nitidez de los picos espectrales Raman de minerales y hielos permite una detección mucho menos ambigua que otros tipos de espectroscopía.

Ambas técnicas son científicamente complementarias y pueden integrarse técnicamente con bastante facilidad en un solo instrumento. Consistiría en una fuente de excitación pulsada con un telescopio acoplado a 2 espectrógrafos. El sistema permitiría realizar mediciones cuantitativas, en pocos minutos, en objetivos a una distancia de hasta 2,5 m del instrumento. Por lo tanto, sería posible analizar un sitio de perforación potencial, pero también los alrededores del Rover para el contexto, o materiales recién expuestos por las ruedas del Rover o el taladro, mientras se ahorra tiempo de maniobra.

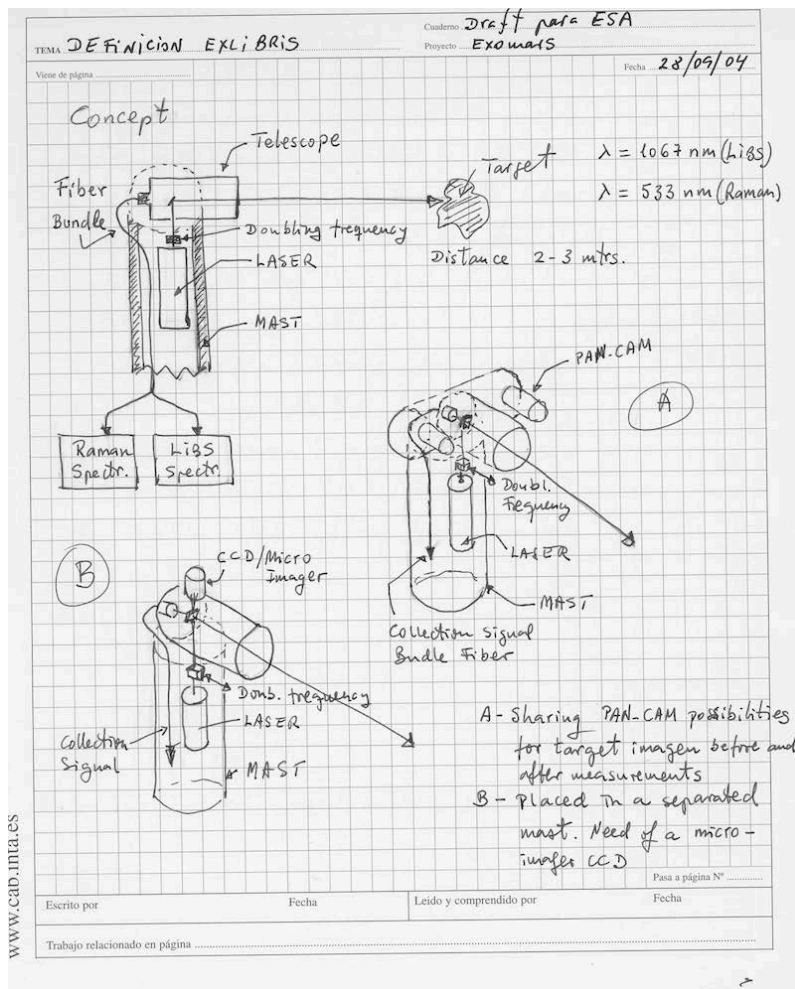


Figura 2.4- 3 [Concepto dibujado de EXLIBRIS]

Además de EXLIBRIS, en el "Call for Ideas" de ExoMars se presentaron otras propuestas similares al instrumento Raman-LIBS.

### **GENTER**[1]

GENTER era un espectrómetro Raman-LIBS que funcionaba en modo contacto, liderado por E. Jessberger (Jessberger y Castellucci, 2003). Podía determinar rápidamente y con una sensibilidad relativamente alta (hasta 10 ppm) las concentraciones de muchos elementos en muchas rocas marcianas, finos gruesos y muestras de suelo. Al mismo tiempo, el instrumento proporcionaría información sobre posibles componentes orgánicos, así como información mineralógica. La detección de elementos relacionados con la vida como H, C, N, O, P, S y Fe y la investigación de sus distribuciones lateral y vertical, así como sus ocurrencias en los diversos materiales marcianos, serán indicativos de actividad biológica.

El concepto básico de GENTER consistía en uno o más cabezales pequeños y livianos montados en un brazo y / o cerca de la punta de un taladro, y un módulo del resto de unidades del instrumento (láser, espectrómetro, computadoras, etc.) alojado en el interior de un Rover. Las fibras ópticas conectarían los cabezales sensores y el módulo de unidades. Una característica esencial de este instrumento era la no condición previa de la preparación de muestras, una operación bastante compleja y arriesgada en el espacio ultraterrestre.

### **MIRAS**[1, 60]

MIRAS era una combinación de microscopía y espectroscopia UV Raman como configuración básica del instrumento –Liderado por J. Popp (Popp y Thomas, 2003). Esta configuración

podría ampliarse con otros métodos de caracterización elementales como LIBS, LIPS (espectrometría de plasma inducida por láser) o LMS (espectrometría de masas por láser) dependiendo del beneficio científico, la viabilidad técnica, que aún no se ha demostrado y los recursos disponibles.

Apoyado por dos propuestas EXLIBRIS y GENTER, el concepto del instrumento LIBS-Raman se clasificó como un "instrumento esencial" para la misión ExoMars por la ESA. Los conceptos de EXLIBRIS y GENTER eran técnicamente muy diferentes, pero requerían niveles similares de preparación de la muestra (o la ausencia de dicha preparación).

La ESA instó a la colaboración de los equipos sobre la base de lo propuesto y se formó un consorcio internacional conjunto para el desarrollo de un instrumento combinado Raman-LIBS entre España, Francia, Reino Unido, Alemania y Holanda, para fusionar lo mejor de cada concepto y evolucionar el diseño. Había muchos frentes abiertos y era necesario tomar decisiones comunes:

- Elegir la fuente de excitación: longitud/es de onda, potencia de salida, estabilidad, tamaño, masa, consumo de energía, continua/pulsada
- Seleccionar espectrómetro/s: número, tipo, resolución espectral, rango espectral, tamaño, masa
- El detector CCD ("Couple Charge Device") sería único, compartido para ambas técnicas en modo LIBS-Raman
- Implementar procedimientos automáticos en la electrónica de adquisición y tratamiento de datos

#### **2.4.2.2 Configuración Inicial. Espectrómetro Raman-LIBS (interno y externo)**

En 2005, la primera configuración del instrumento Raman-LIBS fue presentada en la reunión de la misión ESWG# 2 ("*ExoMars Pasteur Science Working Group*") de la ESA. Se propuso un instrumento formado por cuatro unidades, dos cabezales ópticos, uno externo en el brazo robótico y uno interno para analizar muestras en el interior del Rover. Ambos compartían un diseño óptico común, capaz de dirigir las señales láseres de excitación tanto para Raman como para LIBS al mismo punto de la muestra, y luego recolectar la señal emitida por la muestra tras dicha excitación.

Para el espectrómetro, se eligió un diseño tipo "Echelle" para permitir la adquisición con resolución suficiente, de varios ordenes espectrales Raman y LIBS, sobre un solo elemento detector (CCD), y en un único plano focal.

La unidad de control y excitación integraría el resto de la electrónica y funcionalidades del instrumento con un módulo de procesado para controlar el instrumento e interactuar con el Rover, una tarjeta para controlar el CCD, una tarjeta de potencia y dos fuentes láseres, una para Raman y otra para LIBS). las fuentes de iluminación (láser/es).

El instrumento funcionaría en modo de contacto, tanto fuera del Rover con el cabezal óptico unido al brazo robótico del Rover, como dentro del Rover con el otro cabezal óptico analizando muestras sólidas obtenidos por el taladro. Las características mas relevantes del espectrómetro Raman-LIBS eran:

- Capacidad de análisis interna y externa
- Rango espectral entre 240 nm a 900 nm
- Tenía un presupuesto de masa en torno a 1.872kg
- Consumo potencia de 16 vatios.

La **figura 2.4-4** muestra el primer Diseño Conceptual del espectrómetro Raman LIBS.

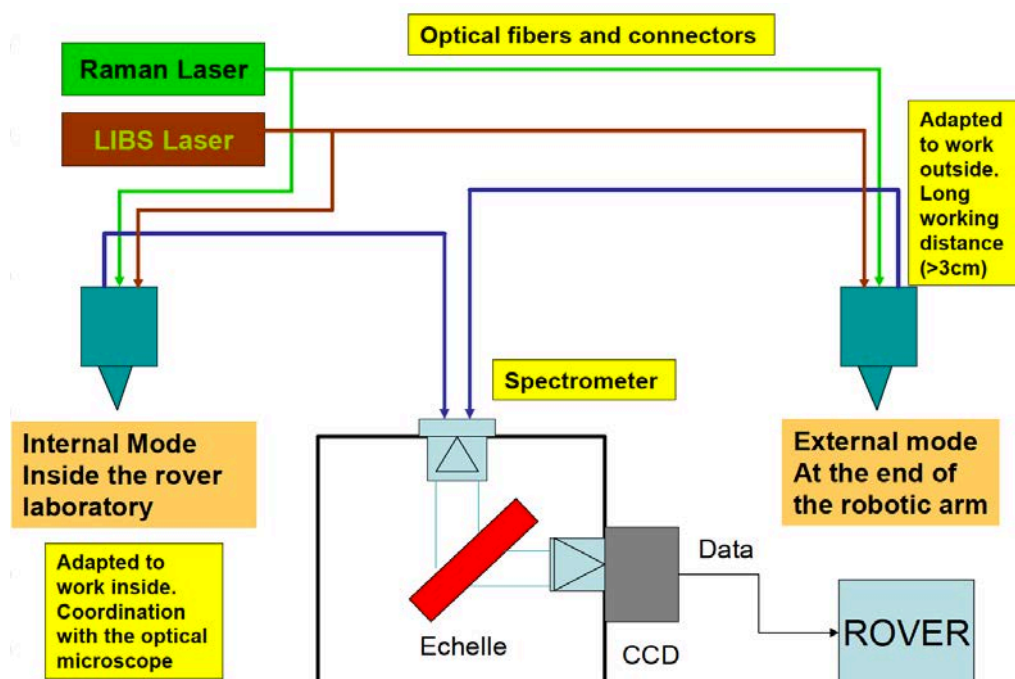


Figura 2.4- 2 [Diseño y configuración del Instrumento Raman-LIBS, interno (micro) y externo (macro)]

### 2.4.2.3 RLS EBB (“Elegant Bread Board”)

Como parte del desarrollo del instrumento y para alcanzar los objetivos marcados por la ESA de alcanzar TRL5 antes de PDR (“Ref. “ECSS-E-HB-11A – “Technology readiness level (TRL) guidelines”), en septiembre 2005 se completó el primer prototipo Raman-LIBS, el EBB [56] (“Elegant Bread Board”), ver **figura 2.4-4**.

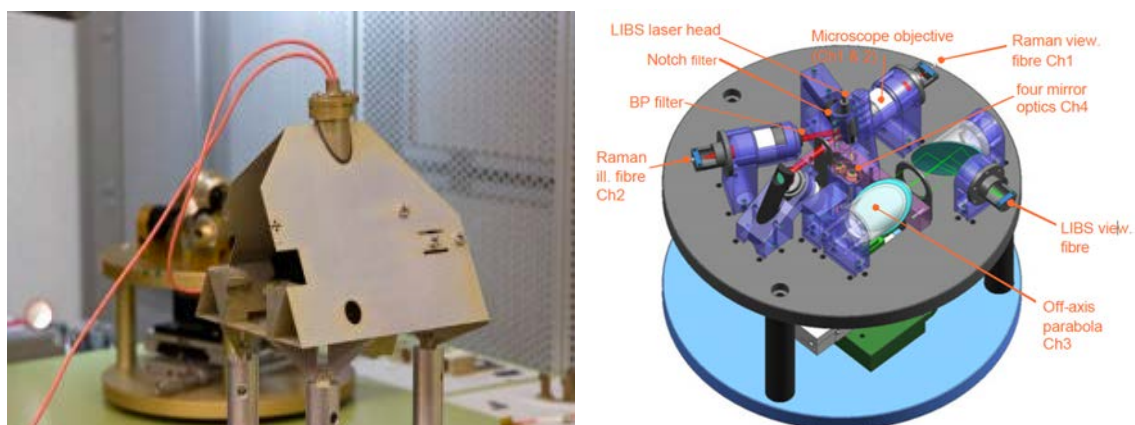


Figura 2.4- 3 [1. Espectrómetro Raman-LIBS EBB. 2. Diseño opto-mecánico del EBB]

El EBB era un espectrómetro de reflexión, que pesaba 883g, e implementaba un control térmico activo para enfriar el detector CCD mejorando las prestaciones científicas. Sus principales características científicas del EBB eran las siguientes:

#### 1. Espectrómetro Raman:

- Tamaño de spot 50  $\mu\text{m}$ ;
- Longitud de onda: 659 nm (continuo);
- Rango espectral: 655 nm a 846nm;
- SNR mayor que 100;
- Resolución espectral:
  - geología 16  $\text{cm}^{-1}$  (0.7 nm)
  - biología 8  $\text{cm}^{-1}$  (0.3 nm)
- Potencia del laser 20 mW;

#### 2. Espectrómetro LIBS:

- Tamaño de spot 50  $\mu\text{m}$ ;
- Longitud de onda: 1064 nm (pulsado);
- Rango espectral: 240 nm a 840 nm;
- Resolución espectral:
  - <0.2 nm en el rango de 660 – 840 nm;
- Irradiancia
  - mayor que 500  $\text{MW}/\text{cm}^2$
  - menor que 5-10  $\text{GW}/\text{cm}^2$

### 2.4.3 Evolución de RLS en ExoMars

#### 2.4.3.1 Primera configuración de referencia. Raman-LIBS interno y externo.

##### 2.4.3.1.1 Revisión de Confirmación de Carga Útil (PCR#1)

Durante la celebración de la primera revisión de Confirmación de Carga Útil (PCR#1) en 2007, el instrumento Raman-LIBS se consideraba el instrumento de mayor prioridad para el análisis de minerales en ExoMars (sobre difracción de rayos X y mineralogía IR). Por otra parte, dentro de la configuración Raman-LIBS se consideraba el espectrómetro Raman prioritario frente al LIBS, y la parte interna con mediciones realizadas en muestras recolectadas por el taladro (en el laboratorio analítico) más importante que las de superficie (obtenidas con el cabezal externo).

Dados los problemas de masa del Rover y para establecer la composición de la carga útil de 12,5 kg, la junta de la PCR#1 recomendó eliminar la capacidad externa del brazo robótico del Rover con el instrumento Raman-LIBS y, por lo tanto, y por lo tanto sólo se mantendría la funcionalidad Raman-LIBS en el interior del ALD. Esto resultaría en una reducción de masa estimada de 0.322 kg de un total de 1.872 kg presupuestado para RLS.

##### 2.4.3.1.2 Trade-off de configuraciones de RLS

El diseño básico de RLS respondía a los objetivos científicos de ExoMars, pero aconsejado por la junta PCR#1, requería un rediseño completo. RLS hasta el momento, era técnicamente demasiado complejo, se había diseñado como una colección de subsistemas individuales, en vez de como un sistema o un instrumento completo y por supuesto, estaba por encima de la asignación prevista de masa (cerca de un factor 2).

Para la definición de una nueva referencia de diseño conceptual que acometiera la solución de estas carencias, se evaluaron diferentes configuraciones del sistema. La **figura 2.4-5** muestra las mejores opciones evaluadas desde un punto de vista científico.

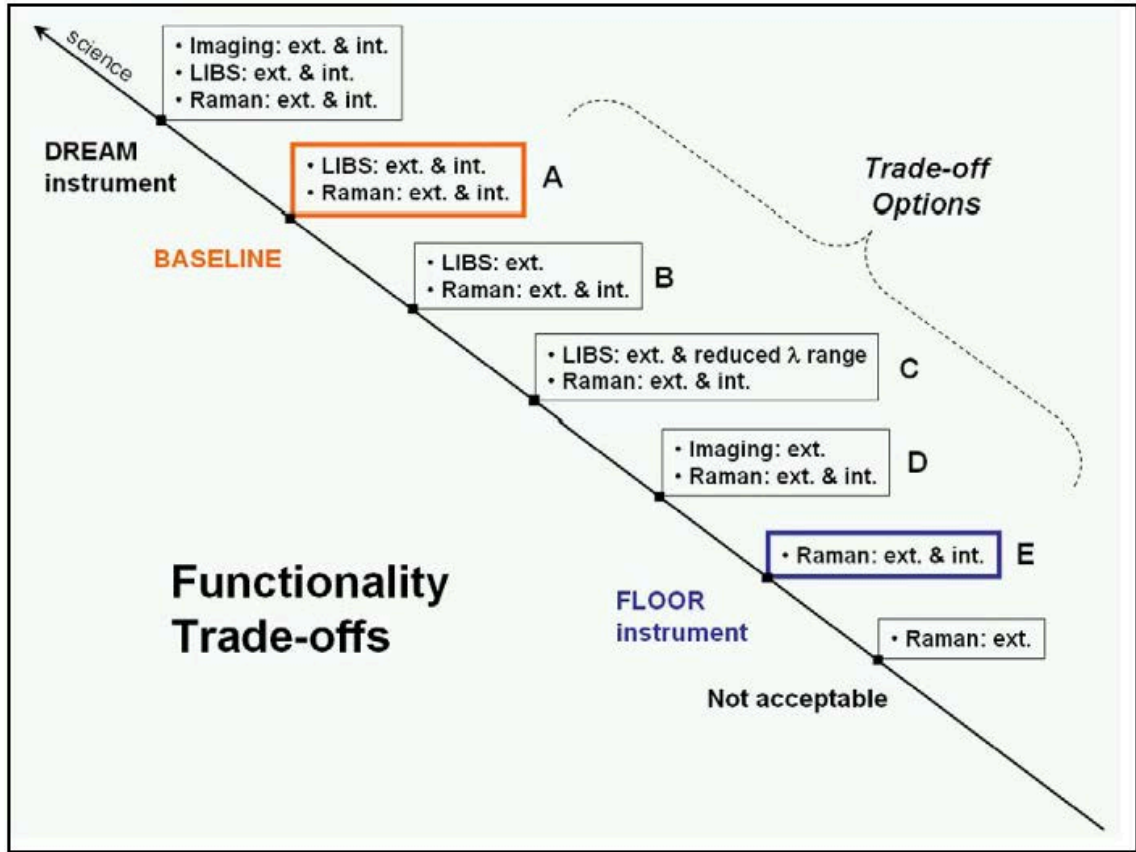


Figura 2.4- 5 [Ranking funcional Científico del instrumento RLS]

Cada una de las opciones científicas se podía materializar en varias configuraciones del instrumento según se trazan en la **tabla 2.4-1**.

		Functionality						Comments
		Raman		LIBS		Image		
		e	i	e	i	e	i	
Option	Ideal	0	0	0	0	0	0	Spectral range: (240, 800) nm
	A	0	0	0	0			Spectral range: (240, 800) nm
	B	0	0	0				Spectral range: (240, 800) nm
	C	0	0	0				Spectral range: reduced to 350 - 840 nm
	D	0	0			0		Spectral range: (535, 670) nm
	E	0	0					Spectral range: (535, 670) nm
	F	0						Not acceptable to science team

Tabla 2.4-1 [Diferentes configuraciones de RLS para el trade-off]

A continuación, se desarrollan brevemente la implementación de las posibles configuraciones propuestas para el análisis:

1. Funcionalidad Raman:

**1.A** Un Raman Interno / Externo, que era posible implementarse en dos configuraciones diferentes. A través de una fuente laser (Raman) y usando un conmutador óptico para conectar la fibra óptica externa conectada al cabezal externo o usando dos fuentes de excitación láser (Raman), una en la parte externa y otra en la interna.

**1.B** Un Raman externo (configuración F), que también era posible implementarla con dos configuraciones, aunque esta configuración no era aceptable para el equipo científico, ya que limitaba mucho las capacidades científicas de RLS. La primera opción para esta configuración se podía implementar con una fuente de excitación láser Raman ubicada en el interior y su

señal se enviarla al cabezal externo por medio de una fibra óptica. En la segunda opción el laser estaba directamente alojado en el cabezal externo directamente.

## 2. Funcionalidad LIBS:

**2.A** El LIBS Interno y Externo (configuración A), solo era posible diseñarse con una configuración, el diodo de bombeo (LIBS) estaría en el interior y mediante un interruptor óptico y una fibra, se enviaría la señal al cabezal externo.

**2.B** El LIBS Externo (configuraciones A-ESA, B y C), el diodo de bombeo (LIBS) estaría en el interior y la señal se envía a través de la fibra óptica, estando el medio activo está en el exterior (cabezal externo).

El análisis detallado de las diferentes configuraciones, se realizó considerando los siguientes condicionantes:

1. Cualquier configuración de RLS, debería adaptarse a las condiciones ambientales térmicas proporcionadas por el Rover, para conservar las prestaciones científicas;
2. Las posibles configuraciones se categorizaron científicamente en relación con las necesidades de ExoMars, siendo prioritaria la ciencia obtenida a través de la técnica Raman frente a la LIBS. Además, el Raman externo se consideraba igual de prioritario que el Raman interno, aunque el LIBS externo es más prioritario que LIBS interno;
3. La masa total era una de las restricciones principales. La máxima potencia de excitación Raman fue fijada en 200mW, ya que incrementar este valor podría tener un impacto en la masa, al tener que proporcionar las necesidades de disipación térmica asociadas a ese consumo.
4. La opción seleccionada debería demostrar la capacidad de alcanzar el nivel de TRL exigido (TRL5) durante la fase de viabilidad;
5. Operacionales: El instrumento debería estar dotado de un mecanismo de enfoque que funcionase a una distancia de hasta 3 mm;

A pesar de que no cumplía con el requisito de masa (3Kg), la configuración "C" fue la seleccionada por el equipo técnico de RLS, ya que era la que presentaba menor masa implementando la mayor capacidad científica posible. Es decir, mantener las dos funcionalidades Raman-LIBS, considerado hasta aquel entonces como requisito imprescindible, aunque la parte LIBS se limitaba a la funcionalidad externa y se reducía el rango espectral LIBS entre 350 nm y 850 nm (reducción del rango debido a la fabricación de los filtros del cabezal óptico interno).

Como resultado, se obtuvo la configuración Conceptual de referencia que se presentó para la revisión de diseño SRR ("*Specification Requirements Review*") de RLS (ver **figura 2.4-6**)



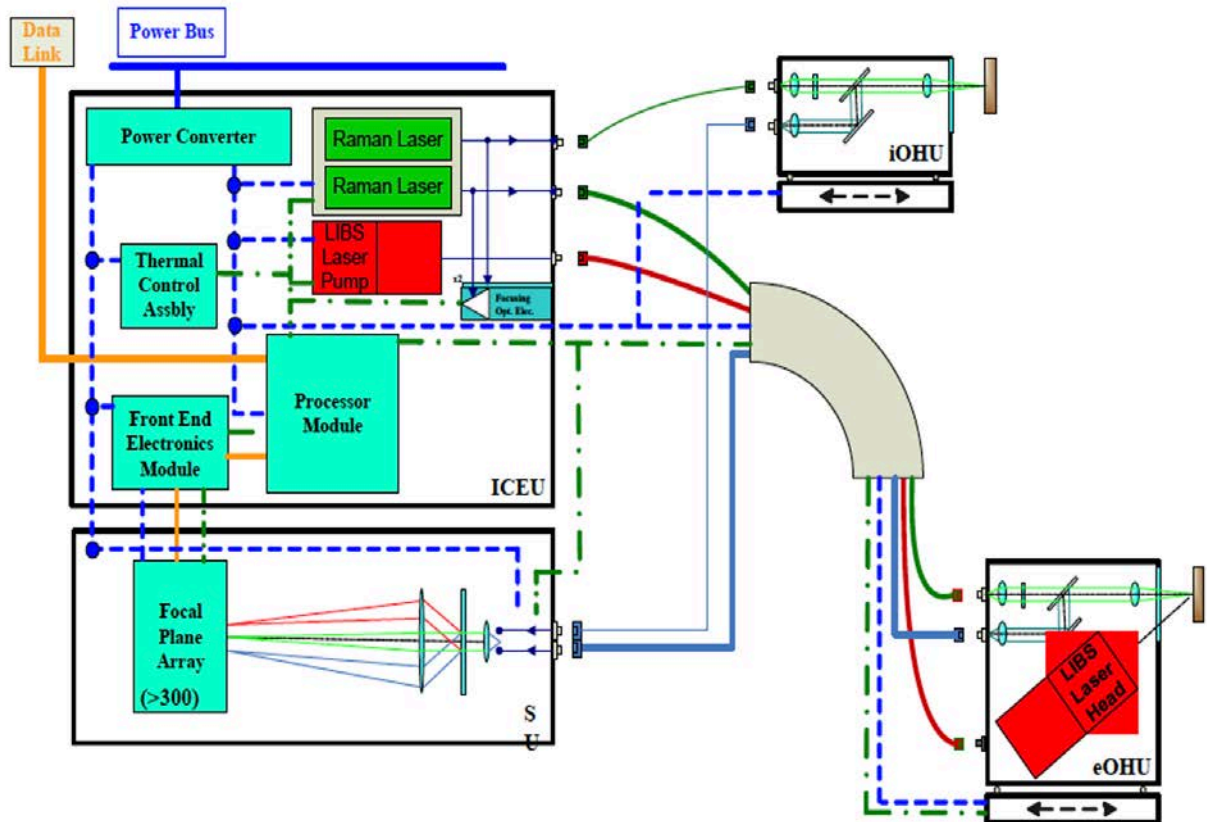


Figura 2.4- 6 [Raman-LIBS configuración "C" Funcional Científico]

### 2.4.3.1.3 Specification Requirements Review (SRR) de RLS

El objetivo principal de la SRR era establecer la especificación del instrumento RLS, confirmando que los requisitos eran consistentes con las necesidades científicas. Además, la ESA requería que todos los instrumentos de ExoMars logaran un TRL5 para la revisión del PDR de RLS, por lo que otro objetivo establecido para la SRR era revisar los planes de evaluación del TRL para el RLS y sus componentes.

Cómo principales conclusiones de esta revisión, se requirió a la ESA una mejor definición sobre las interfaces de RLS, sobre todo las referentes a las limitaciones térmicas y mecánicas. Además, era necesario una planificación urgente de reuniones entre TAS-i y RLS para aclarar los requisitos de interfaz que no estaban bien definidos.

Existía preocupación por el estado actual de los presupuestos de masa y energía con respecto a las asignaciones. La masa total del instrumento, incluido el margen, era de 3,236kg. Esto superaba con creces la masa asignada de 1.872kg. Se hacía necesario establecer un plan de reducción de masa.

Por lo tanto, resultaba necesario mejorar la asignación de algunos requisitos científicos en requisitos técnicos para poder verificarlos, principalmente la definición de los requisitos de SNR para los dos modos Raman y LIBS.

### 2.4.3.2 Crisis de masa y eliminación del LIBS.

#### 2.4.3.2.1 Plan de reducción de masa de RLS. PDR.

El retraso del lanzamiento a 2016 por los problemas financieros y de exceso de masa en el Rover, (ver sección 2.2) conllevó una modificación de la masa total permitida para los



instrumentos. En junio 2008, la ESA, envió una carta oficial a RLS indicando que la masa total permitida del nuevo instrumento sería de 2.5 kg con margen incluido.

La ESA solicitó a RLS que realizara una estimación precisa del presupuesto de masa para diferentes configuraciones (ver **figura 2.4-7**), incluida la posibilidad de eliminar la técnica LIBS del instrumento y una estimación de las implicaciones científicas de esa decisión. La evaluación también consideró las capacidades científicas, estudiando que implicaba eliminar la técnica LIBS y pasar a un espectrómetro Raman mejorado.

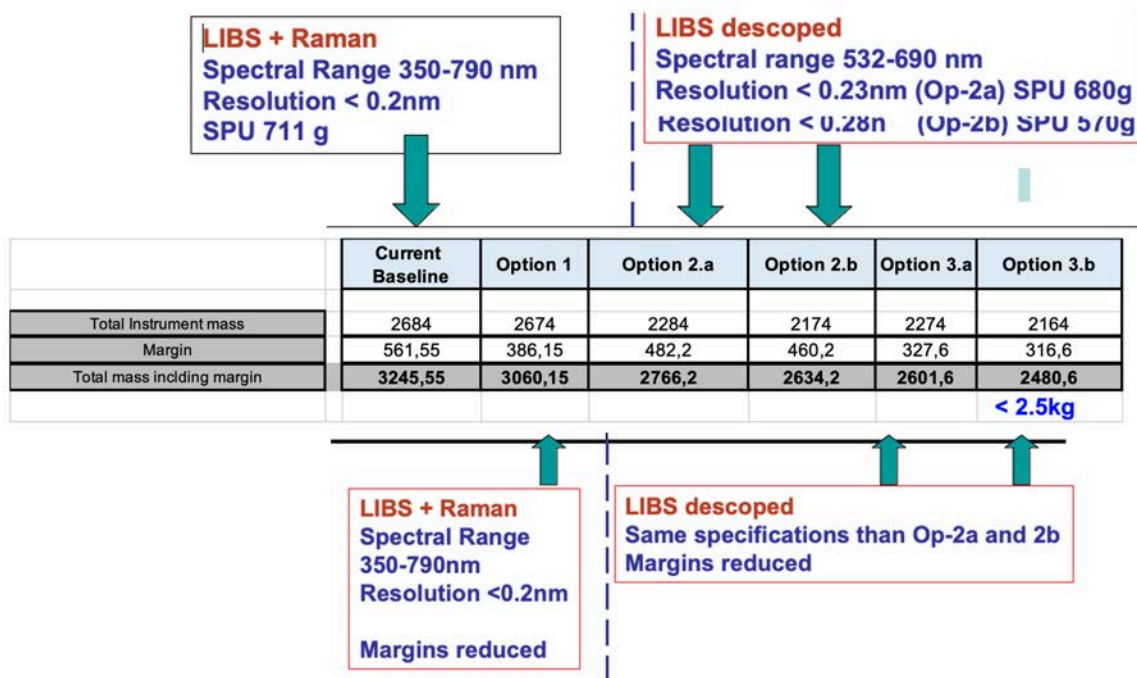


Figura 2.4- 7 [Budget masa diferentes configuraciones RLS]

Tras la revisión técnica realizada, se recomendó la eliminación del instrumento LIBS como la única posibilidad de continuar en la misión. Como resultado, se decidió remodelar el diseño de referencia conceptual del instrumento pasando a ser un espectrómetro Raman interno y externo mejorado, actualizando el retorno científico alcanzable con esta nueva solución para llegar al PDR (junio 2009).

Fue en este preciso momento, cuando el profesor F. Rull pasó a ser nombrado investigador principal del instrumento y se le requirió una reevaluación de los requisitos científicos del nuevo espectrómetro Raman.

### 1. Espectrómetro Raman:

- Tamaño de spot 50  $\mu\text{m}$  (relacionado con el tamaño del grano del mineral a analizar:  $\leq 50\mu\text{m}$ ;
- Excitación láser (buscando un compromiso entre la eficiencia y los efectos de fluorescencia
  - $\lambda = 532\text{nm}$ ;
  - Irradiancia en el objeto 2-5kW /  $\text{cm}^2$ ;
- Rango espectral
  - emisión Raman  $\geq 200\text{-}3800\text{ cm}^{-1}$ ;
  - Resolución espectral  $\leq 8\text{ cm}^{-1}$ ;
- Precisión espectral  $\leq \pm 1\text{ cm}^{-1}$ .
- SNR > 1000 para calcita; > 600 para cuarzo;

El nuevo Diseño Conceptual (ver **figura 2.3-8**) requirió el desarrollo de una nueva propuesta instrumental que diera respuesta a estas necesidades, principalmente en lo referente al SPU, que seguía basado en el diseño del EBB, y el desarrollo de las interfaces del instrumento con el ALD (TAS-i/ESA)(ver **figura 2.3-9**).

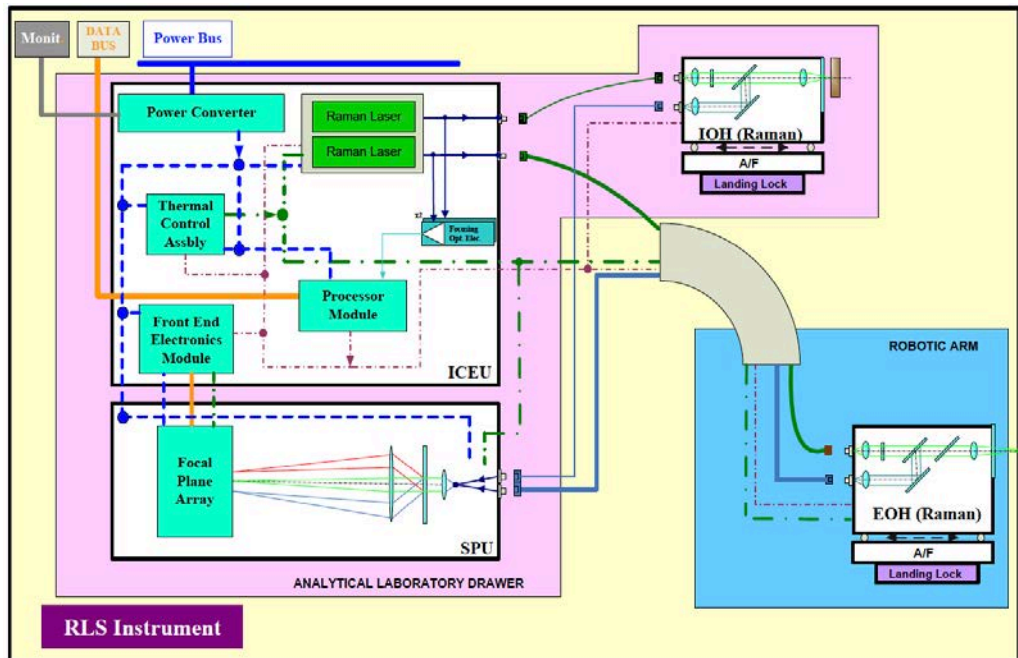


Figura 2.4-8 [Configuración RLS Raman interno y externo presentada en RLS PDR]

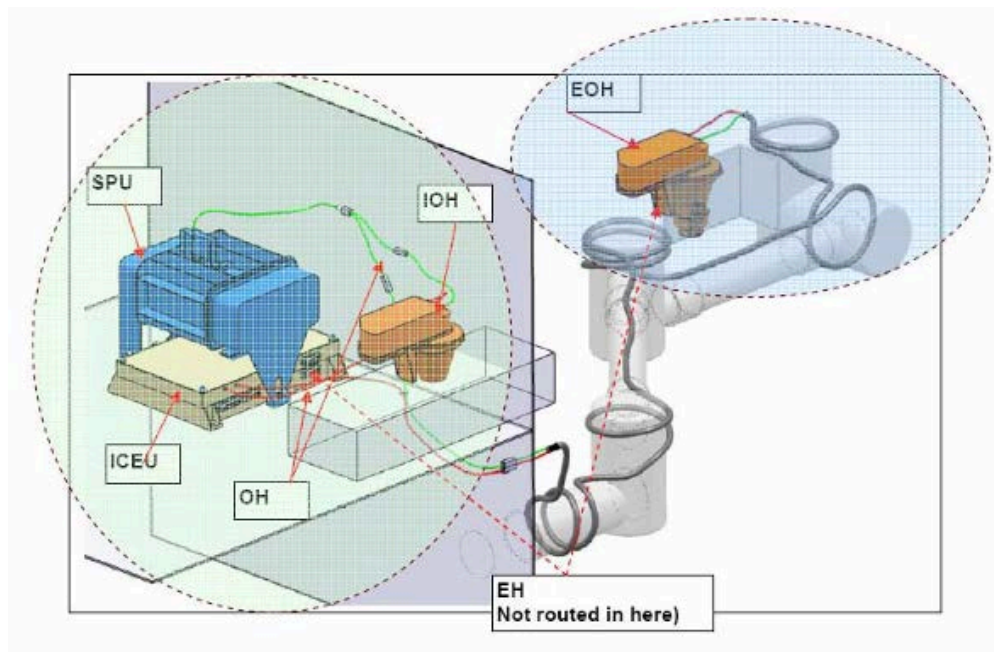


Figura 2.4-9 [Diseño conceptual de RLS SPU de reflexión en el ALD con el EOH en el brazo robótico del Rover]

#### 2.4.3.2.2 Escenario Operacional Raman Interno y Externo

El instrumento RLS, por lo tanto, funcionaba con dos modos, Raman externo e interno. En el modo Raman externo, el instrumento realizaría un análisis de contacto a través brazo robótico del Rover analizando afloramientos, rocas y suelos marcianos. En el modo interno, el

instrumento realizaría espectroscopia Raman sobre las muestras cilíndricas sólidas obtenidas por el sistema de perforación del Rover.

### 1. Operación Raman externo

El instrumento además, operaría con dos modos de funcionamiento: automático e inteligentes (**ver figura 2.4-10**):

- El modo automático (parte izquierda de la figura) el cabezal óptico externo, realizaba análisis sobre una línea transversal en pasos con la precisión del brazo robótico
- El modo inteligente (figura derecha), el brazo robótico colocaría el cabezal en un área definida por el instrumento CLUPI [48].

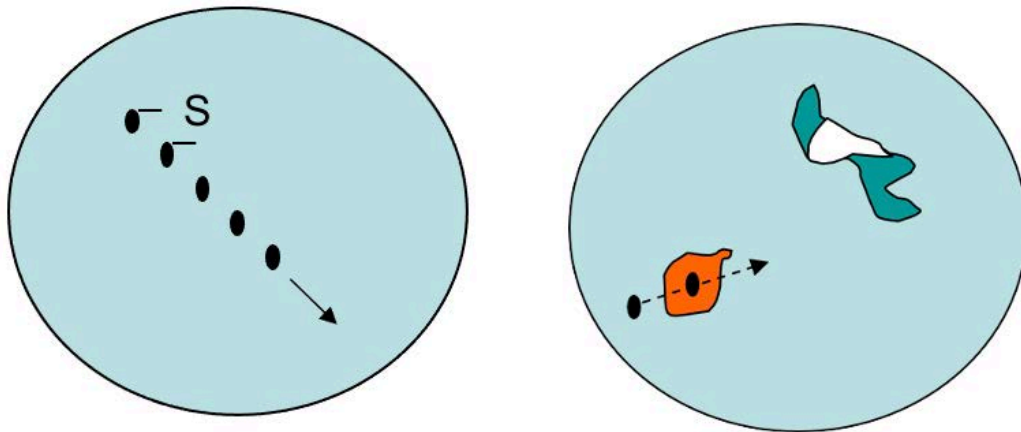


Figura 2.4-10 [Operación Raman Externo: modo automático izquierda, modo inteligente derecha (CLUPI)]

### 2. Operación Raman interno

En el escenario de operación interna, los núcleos obtenidos por el taladro serán presentados por el Rover para ser analizados por el cabezal óptico interno y también consideraban dos modos de funcionamiento, el automático e inteligente como se indica en la **figura 2.4-11**.

En el modo automático, se realizan una serie de mediciones de 10 puntos siguiendo un patrón definido sobre la superficie del núcleo. En el modo inteligente, las mediciones se realizarán en áreas seleccionadas por el instrumento MicrOmega [35] como interesantes. Alcanzar la posición correcta de análisis requería la coordinación de movimientos del Rover (X) y RLS (Y, Z). Las limitaciones para el análisis Raman interno surgieron en el rango de adquisición sobre la muestra. Por un lado, la superficie medible alcanzable por RLS se limitaba al diámetro de cilindro ( $D_{medida} < D_{cilindro}$ ) y por otro lado, al ser la muestra curva, se necesitaría implementar varios mecanismos, uno para el desplazamiento de RLS sobre el eje Y de la muestra, y un segundo para en Y para analizar el punto apropiado sobre la muestra (2D) y otro para la exactitud y precisión en el posicionamiento del foco (Z) sobre la muestra (función enfoque);

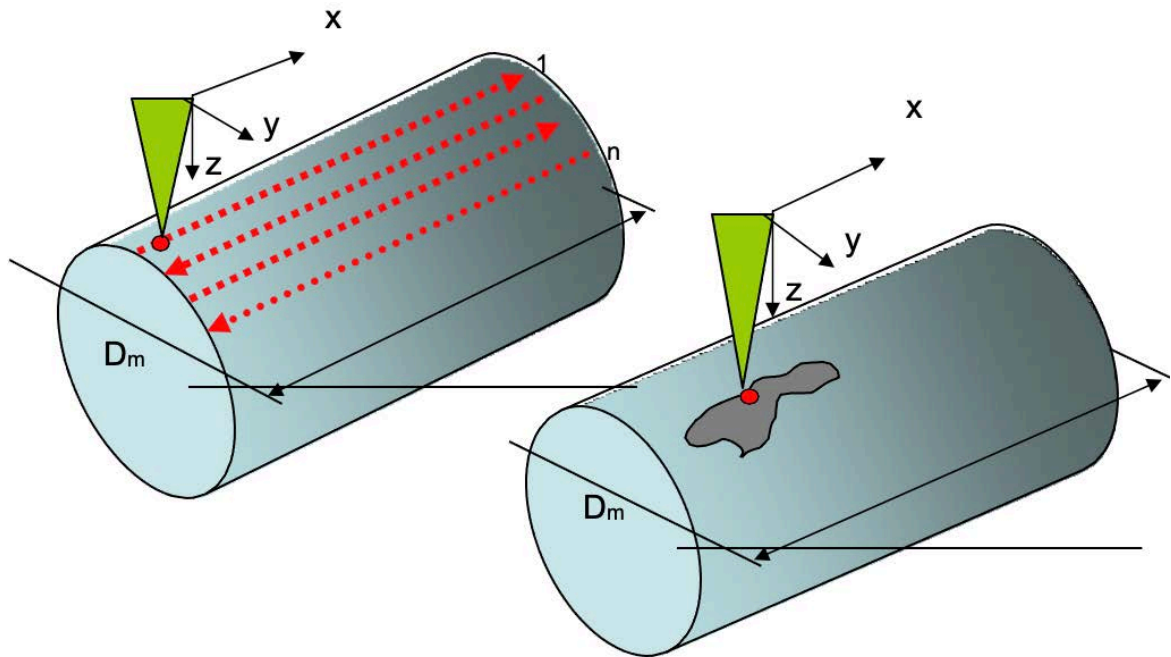


Figura 2.4-11 [Operación Raman Interno: modo automático izd. Modo inteligente drch (MicrOmega)]

### 2.4.3.2.3 Revisión de Confirmación de Carga Útil (PCR#2)

Gracias a esta evolución del diseño de RLS, el nuevo espectrómetro Raman era suficiente para alcanzar y completar los objetivos de ExoMars, aunque mantenía ciertos problemas de masa. En 2009 el instrumento RLS fue confirmado tras la segunda revisión de la carga útil (PCR#2) como uno de los instrumentos a bordo de la misión.

La ESA, tras analizar los resultados del prototipo del taladro (Drill), observó que las muestras (en forma de cilindro) se rompían en su proceso de extracción o preparación hacia los instrumentos del ALD. Como consecuencia, cambiaron la forma de procesar la muestra, planteando un nuevo modo de operación basado en el análisis de muestras en polvo en vez de muestras sólidas. La ciencia objetivo de RLS (y del resto de instrumentos del ALD, al perderse la posibilidad de estudiar la textura y contexto geológico de la muestra), se vio seriamente afectada por este cambio y, como resultado, RLS debía implementar el mejor instrumento posible y desarrollar el método más eficiente para analizar las muestras en polvo.

### 2.4.3.3 Eliminación del Raman Externo y análisis de muestras en polvo

#### 2.4.3.3.1 Eliminación del Raman Externo. Análisis de muestras en polvo.

Además de los problemas identificados en el PCR#2, otros problemas tecnológicos y de masa en el Rover tuvieron un impacto significativo en RLS.

El exceso de masa en el brazo robótico exigió a la ESA eliminar los instrumentos que se encontraban en él. El instrumento RLS externo fue considerado menos trascendente con respecto a la ciencia que se podía obtener de las muestras extraídas por el taladro en el ALD mediante el análisis producido por el Raman interno. En consecuencia, se decidió eliminar cabezal óptico externo.

De nuevo RLS tuvo que adaptarse, pasando en pocos meses de una configuración Raman-LIBS (interno y externo) sobre muestras sólidas a una operación interna sobre muestras en polvo, cambios que tuvieron enormes consecuencias en la configuración de RLS y principalmente en la forma de operar y adquirir sobre este tipo de muestras. Era necesario

adaptar los requisitos científicos y el diseño conceptual asociado del instrumento a las nuevas condiciones de las muestras en polvo presentadas por el Rover. Esta adaptación debía realizarse en cuatro direcciones:

1. Cabezal Óptico Interno (ver **figura 2.4-12**):
  - Función enfoque más crítico al considerar la rugosidad de la muestra en comparación con la muestra cilíndrica analizada en dirección axial;
  - Ajustar la apertura numérica para ajustar la distancia de trabajo hacia la muestra y controlar el tamaño del spot de sobre la muestra;
2. Alcanzar un acuerdo entre potencia laser en muestra y tamaño de spot para evitar el posible daño de las muestras;
3. Participar y controlar el proceso de preparación y presentación de la muestra, garantizando un tamaño de grano adecuado y una distancia uniforme con respecto al plano de la muestra que permitiese la correcta operación de RLS;
4. Reevaluar el concepto de operaciones sobre las nuevas muestras;

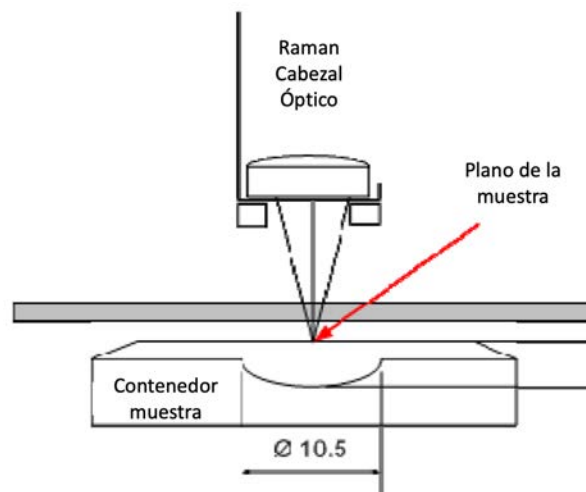


Figura 2.4- 12 [Concepto para el cabezal óptico después de cambios propuestos. Distancia a la muestra. Tamaño de spot.]

#### 2.4.3.3.2 Re-evaluación del escenario operacional de RLS

El nuevo escenario operacional de RLS, requería el análisis de muestras en polvo con el cabezal óptico interno manteniendo los dos modos de operación, automático e inteligente.

Ante la complejidad de implementar el mecanismo para el acceso de la muestra 2D (movimiento en Y), la operación de RLS se debía concentrar en un análisis lineal de la muestra manteniendo la capacidad de enfoque automático para absorber la rugosidad presentada por la muestra.

La mejor opción para el nuevo escenario se tradujo en maximizar el número de puntos (20 nominal) exigiendo al SPDS cubrir el máximo área posible de la muestra para así obtener más y mejor información de la muestra.

#### 2.4.3.3.3 Evaluación del concepto del SPU

Después de la eliminación de la funcionalidad LIBS, el instrumento RLS tuvo que ser rediseñado y el cambio de configuración, como se comentaba anteriormente, tuvo gran



impacto sobre el SPU. Aprovechando el retraso en la misión, el equipo de RLS procedió a una comparativa de diferentes conceptos para el SPU

### 1. Espectrómetro de reflexión:

Esta propuesta, espectrómetro de reflexión, se correspondía con el diseño que hasta el momento venía presentando RLS en todas las revisiones, incluido el último PDR, basado en el uso de una red de difracción de reflexión comercial (COTS "Commercial Off-The-Shelf"), con elementos ópticos (dicróicos) y espejos para redirigir las rutas ópticas. El diseño se presenta en la siguiente **figura 2.4-13**.

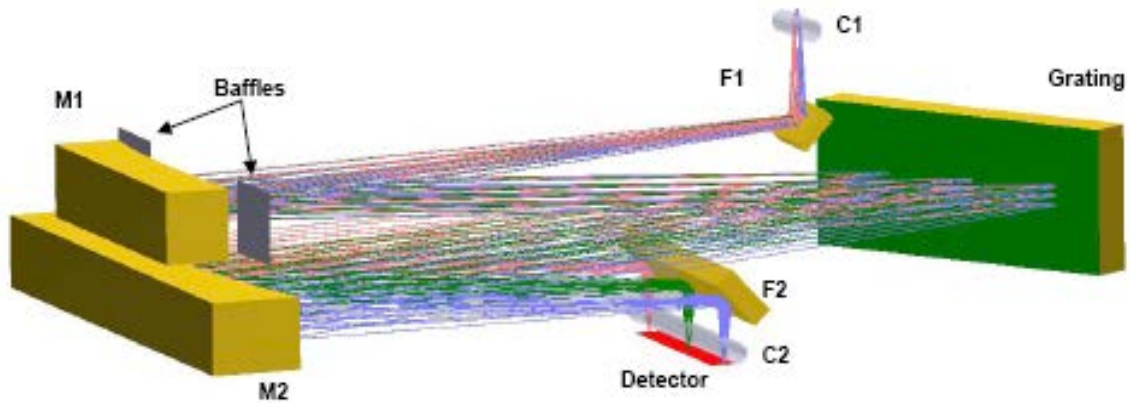


Figura 2.4- 13 [Concepto de diseño de SPU de reflexión]

### 2. Espectrómetro de transmisión:

Como segundo concepto, se presentó un espectrómetro de transmisión, basado en una red de difracción holográfica de transmisión con una eficiencia del 80%, un ángulo de incidencia de  $32.8^\circ$  y 1800 l/mm, con un CCD con un tamaño de pixel de 15 micras y un rango espectral de 535 a 675nm. La **figura 2.4-14** ilustra el diseño óptico del SPU de transmisión.

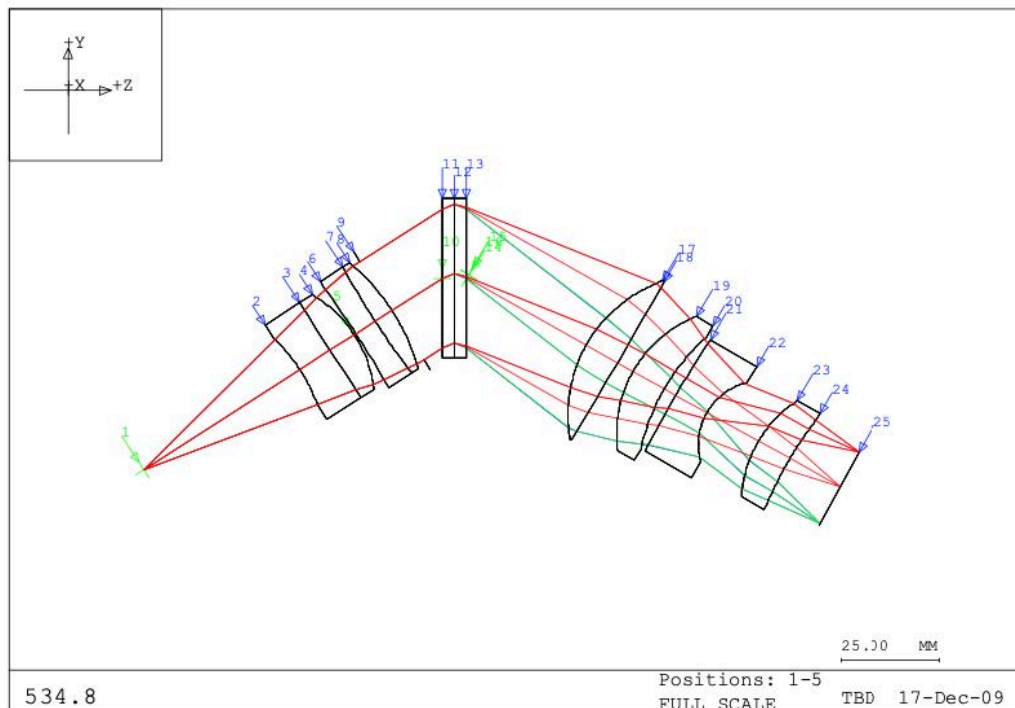


Figura 2.4- 14 [Concepto de diseño de SPU de transmisión]

La comparativa se realizó atendiendo a los aspectos más relevantes del diseño y de cumplimiento de las restricciones del Rover:

1. Cumplimiento del diseño con respecto a las interfaces con el Rover:
  - La masa seguía superando la asignación;
  - Impacto que el ambiente térmico definido en el interior del Rover podría tener en las prestaciones del instrumento;
  - La configuración presentada del SPU hasta la fecha no se podía acomodar en el ALD, así que debía corregirse;
2. Madurez del nivel TRL5: Se le requería al espectrómetro una demostración funcional y de madurez tecnológica, que contribuyese a la consecución de ese objetivo global;
3. Evaluar el cumplimiento de las prestaciones científica, la resolución espectral debería alcanzar una resolución de  $8 \text{ cm}^{-1}$  y la eficiencia del sistema óptico para mejorar la SNR;

En las conclusiones del Panel de Revisión sobre evaluación del RLS SPU, se concluyó considerando que ambos diseños eran factibles. Pero el concepto de transmisión presentaba unas características más apropiadas para el uso particular en la misión ExoMars. Es decir, era más luminoso, que el de reflexión, lo que permitiría optimizar las prestaciones científicas, en particular la SNR. En cuanto, a las restricciones técnicas derivadas de las necesidades de la misión, el concepto de transmisión permitía una optimización considerable de su tamaño y peso, y su diseño estructural se adaptaba mejor al ambiente frío proporcionado por el Rover, lo que facilitaría su integración en el Rover.

Tras un estudio posterior y teniendo en cuenta otras consideraciones de tipo programáticas y de flexibilidad, y considerando el apoyo general al proyecto, el equipo revisor concluyó que el desarrollo futuro del RLS SPU debía tener una configuración en **transmisión** y que debía ser liderado por el equipo español del INTA.

## 2.4.4 RLS Diseño Conceptual

### 2.4.4.1 Diseño conceptual de RLS para análisis in-situ de muestras en polvo

La consecuencia de implementar el SPU de transmisión en la configuración de RLS, da como resultado la configuración de referencia de RLS (Raman interno) para alcanzar un Diseño Conceptual del instrumento (ver **figura 2.4-15**).

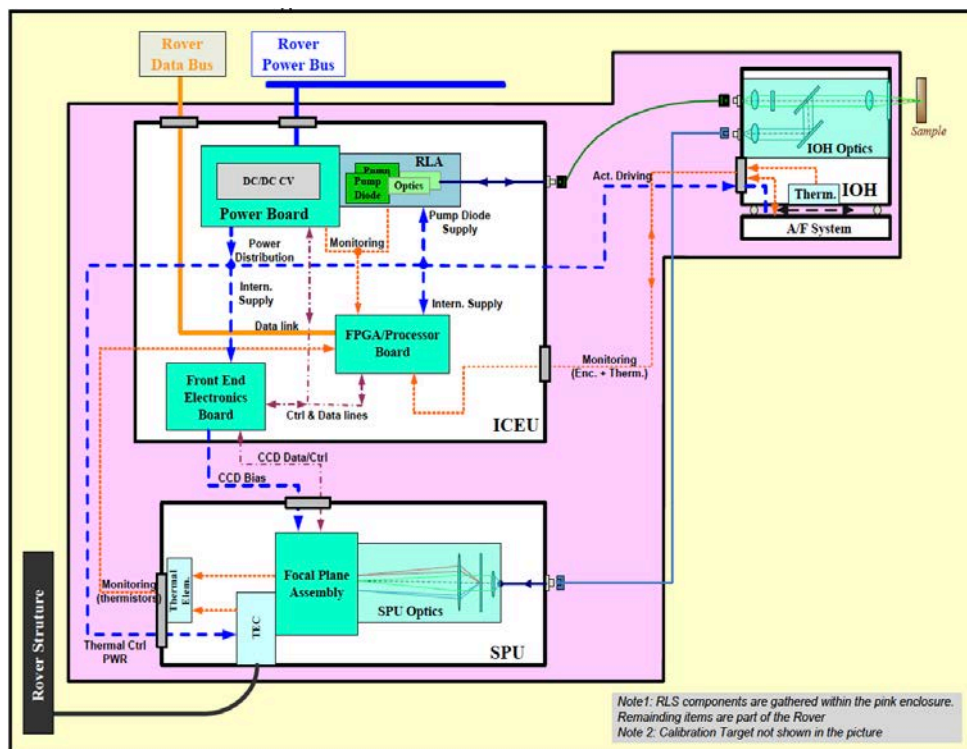


Figura 2.4-15 [ Configuración del diseño de RLS. Configuración RLS Raman interno con SPU de transmisión ]

Esta configuración está heredada de la propuesta inicial de instrumento Raman-LIBS "EXLIBRIS" y evolucionada para adaptar las características de RLS a las necesidades preliminares del Rover.

En su Diseño Conceptual, RLS se basa en una configuración de un espectrómetro Raman de laboratorio, modular para análisis in-situ de muestras dentro del ALD, que está formado por tres unidades discretas, funcional y mecánicamente independientes (ver **figura 2.4-16**) con las siguientes funcionalidades:

Una unidad de control **ICEU** [1] ("Instrument Control & Excitation Unit") para controlar todo el sistema y permitir analizar la información del instrumento (en vertical en la placa superior del ALD superior en la **figura 2.4-16**) y que implementa la fuente de excitación monocromática (532nm);

Un cabezal óptico interno **IOH** [57] ("Internal Optical Head") para iluminar y enfocar la luz láser sobre la muestra y recoger la máxima señal Raman generada sobre el mismo punto enfocado (en verde en la placa inferior del ALD en la **figura 2.4-16**). Debe filtrar para eliminar cualquier señal Raman generada a lo largo de la ruta de excitación y limpiar la luz láser reflejada de manera que se recoja sólo la luz Raman generada por la muestra en el camino de recepción;

El espectrómetro **SPU** [58] ("Spectrometer Unit") de transmisión como medio para separar la luz Raman de la muestra en sus longitudes de onda (red de difracción), que incluye un detector CCD de alta sensibilidad para detectar luz Raman (boca abajo en la placa superior del ALD, ver **figura 2.4-16**).

Las unidades de RLS se conectan a través de cables eléctricos **EH** ("Electrical Harness") de fibras ópticas **OH** ("Optical Harness") como forma de guiar la luz y ofrece múltiples ventajas al análisis mediante espectroscopia Raman ya que permiten una mayor flexibilidad en el entorno de trabajo y acceder a la muestra de forma más versátil. La principal función de las fibras es facilitar el transporte de la excitación láser hacia la muestra y la colección de la señal Raman generada por la muestra y guiarla hasta el medio que separador de luz (espectrómetro).



Además, RLS incluye un sistema de calibración **CT** [59] ("Calibration Target") cuya función principal es permitir la calibración espectral del instrumento durante la operación;

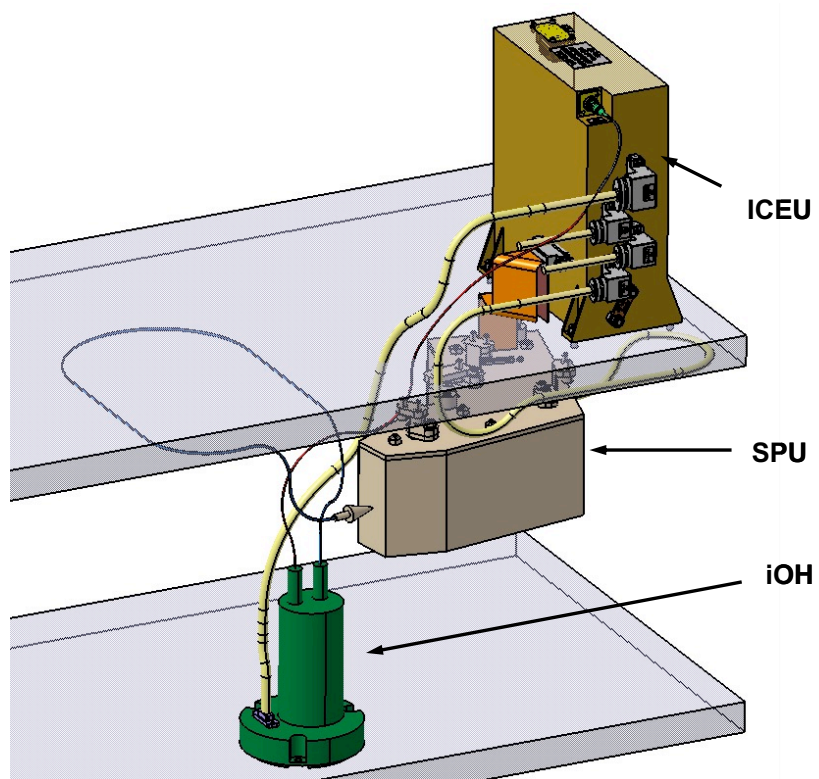


Figura 2.4-16 [Diseño conceptual de RLS Raman interno en el interior del ALD]



## CAPÍTULO 3. Objetivos

Dada la extraordinaria complejidad de los proyectos espaciales, donde hay una gran multitud de limitaciones, actores y partes implicadas, con plazos y costes en general mucho mayores que proyectos de ingeniería más habituales, y con un control exhaustivo en el aseguramiento de producto y la trazabilidad de cambios, resulta indispensable utilizar herramientas que permitan garantizar y gestionar todas esas necesidades planteadas de forma segura y controlada.

La Ingeniería de Sistemas (IdS) es una disciplina que, en base a una serie de actividades normadas y controladas, customizadas a las necesidades particulares presentadas de cualquier sistema, es capaz de asegurar esta gestión técnica eficaz del proyecto. Efectivamente, la disciplina de IdS se desarrolla soportada por ciertas organizaciones que normalizan los procesos de diseño de sistemas complejos implementadas a través de estándares (ECSS, NTSS, INCOSE, etc.). Estos estándares se utilizan como referencia en los proyectos espaciales, para gestionar y dirigir los esfuerzos realizados por los miembros de un proyecto de cualquier sistema espacial a desarrollar. Con ese marco normativo, la IdS es la encargada de controlar el desarrollo del sistema, y en una visión holística del problema, adaptarse y aplicarse acorde a las necesidades reales de los proyectos surgidas en las diferentes fases del desarrollo.

El objetivo fundamental de este proyecto de tesis consiste en aplicar la metodología de IdS para la definición, desarrollo, control, fabricación y verificación del instrumento científico espacial RLS, mostrando paso a paso cómo sin la utilización de la IdS no habría sido posible alcanzar los objetivos de desarrollo marcados. Por ello, este trabajo describe el proceso llevado a cabo para trasladar la idea conceptual o la necesidad científica germen del proyecto (en este caso la de búsqueda de vida en Marte a bordo Rover de ExoMars con el instrumento RLS) a un producto finalizado que da respuesta a dicha necesidad: el modelo de vuelo RLS FM que actualmente se encuentra integrado en el Rover Rosalind Franklin de la ESA y listo para su vuelo a Marte.

De esta forma, para dar respuesta a este propósito, el trabajo se ha desarrollado teniendo en cuenta los siguientes objetivos: 1- Trasladar las necesidades científicas del instrumento RLS a un diseño real de RLS a través del proceso de definición; 2- Verificar que el sistema desarrollado, así como todos sus subsistemas, cumplen con todas las necesidades científico-técnicas establecidas durante el proceso de definición; 3- Control eficaz de la ejecución técnica de RLS a lo largo de todo el ciclo de vida

### 3.1 Trasladar las necesidades científicas del instrumento RLS a un diseño real

El primer objetivo a cumplir para poder obtener un sistema capaz de dar respuesta a una serie de necesidades científicas es ser capaz de captar y trasladar dichas necesidades científico-técnicas a prestaciones técnicas concretas que permitan la consolidación de un diseño técnico funcional. Para ello, este objetivo ha de materializarse, necesariamente, a través de la consecución de los siguientes sub-objetivos:

- Estudio y comprensión de las necesidades. Recopilación, captación y comprensión de todas las necesidades de RLS (científicas y operacionales) y restricciones impuestas por el sistema superior (masa, potencia, datos, etc.) para ser trasladadas a un conjunto de necesidades consolidadas que garanticen los objetivos a alcanzar por el instrumento. Este paso es básico para impulsar el ciclo de vida de RLS.
- Realización del análisis funcional del instrumento RLS y generación del árbol de producto. Se realiza un análisis de todas las funciones que el instrumento debe realizar, para poder satisfacer las necesidades científicas y operacionales requeridas. Este proceso se utiliza como base para la descomposición del sistema en subsistemas (o unidades) hardware y software y para la generación de un árbol de producto del instrumento RLS;
- Generación de requisitos y especificaciones. El conjunto de necesidades consolidadas de RLS son posteriormente trasladados a requisitos y especificaciones técnicos, que deben asignarse a todo el sistema mediante el uso del árbol de producto identificado; estas especificaciones son críticas para permitir el correcto desarrollo y verificación del sistema, ya que convierten el problema de desarrollo general en un conjunto de requisitos que han de ser evaluados y verificados individualmente.
- Dimensionamiento y definición de interfaces. La descomposición del sistema y obtención de los requisitos técnicos aplicables es utilizada para realizar el dimensionamiento de RLS, identificar sus interfaces con otros sistemas (el Rover) y optimizar el concepto de operación de RLS dentro del Rover;

Todo este proceso de definición aplicado a RLS ha permitido demostrar que se alcanza un Diseño Preliminar ajustado a las necesidades de RLS, antes de comenzar su fabricación y posterior verificación.

### 3.2 Verificación completa del sistema RLS desarrollado

El segundo objetivo de del desarrollo presentado en esta tesis es la verificación completa de RLS. Para ello se describe el proceso seguido paso a paso, asegurando que todos los diseños y/o entregables desarrollados por el equipo se ajustan a los requisitos del sistema y unidades establecidos desde la IdS durante el proceso de definición de RLS.

Las actividades de verificación en RLS deben demostrar que el sistema RLS cumple con todos los requisitos a todos los niveles y asegurar que el producto es conforme y es, al fin y al cabo, aceptable para el uso dentro del Rover y la misión. Este objetivo se debe alcanzar mediante la definición de una estrategia de verificación y una filosofía de modelos adecuada a las necesidades particular de RLS dentro de la misión, como sub-objetivos de la actividad de verificación.

- Diseño de la estrategia de verificación de RLS. Se describe en detalle esta estrategia, que considera la configuración de diseño y/o modelo de RLS a verificar según la fase del proyecto en la que el RLS se encuentre en ese momento. Este proceso debe comenzar con las primeras definiciones de Diseño Preliminar donde los análisis (térmico, estructural...) juegan el papel principal, y concluir cuando se valida el modelo de vuelo, el RLS FM. Para cada configuración, se identifican los requisitos del sistema y/o unidades de RLS aplicables y el método de verificación más apropiado (análisis, ensayo...). Tras realizar la verificación, como cierre del proceso, los resultados de los requisitos verificados se incluyen en el Documento de Control de Verificación ("*Verification Control Document*" o VCD), recogiendo evidencia objetiva de que el sistema ha sido verificado.
- Definición de una filosofía de modelos. La estrategia y secuencia de verificación de RLS viene fuertemente marcada por la filosofía de modelos desarrollada. La apropiada selección de esta filosofía de modelos de RLS deberá demostrar que el equipo se ajusta a los plazos y restricciones programáticas impuestos desde la ESA para la entrega de cada uno de los modelos y demostrar que de forma secuencial e incremental, las capacidades científicas y técnicas de RLS han sido demostradas frente a todos los requisitos del instrumento, hasta finalizar con un producto, el RLS FM que cumple con todas las expectativas y necesidades de RLS para la misión ExoMars.

### 3.3 Control eficaz de la ejecución técnica de RLS a lo largo de todo su ciclo de vida

A partir de un determinado nivel de complejidad, la IdS se convierte en un elemento imprescindible para el control y desarrollo de cualquier sistema, ya que ésta permite gestionar la complejidad y los cambios imprevistos en los proyectos con eficacia. Ambos, complejidad y cambio han sido elementos característicos de RLS y la misión ExoMars desde sus inicios en 2003, por lo tanto, reducir el riesgo asociado a esos cambios ha sido uno de los retos mayores aplicados desde la IdS para RLS.

La IdS dispone de una serie de herramientas que se utilizan para evaluar el progreso de RLS y controlar la ejecución técnica del proyecto desde sus inicios y hasta su finalización. Estas tareas de integración y control de un sistema se realizarán a lo largo del ciclo de vida completo de RLS, por lo que están estrechamente ligadas a la consecución de los objetivos 1 y 2 de esta tesis.

Este objetivo se materializará a través de la Gestión y Control de requisitos de RLS, del control de los presupuestos y de datos técnicos de RLS, de la realización de análisis de compromisos o *trade-offs* sobre las necesidades de RLS o del Control y gestión de la configuración de RLS.



## CAPÍTULO 4. Proceso de Definición de RLS.

Este capítulo describe las diferentes actividades del proceso de definición aplicado para el instrumento RLS para la misión ExoMars realizado por el equipo técnico de RLS y basado en las actividades y/o procesos definidos y coordinados desde la IdS necesarios para definir y desarrollar el instrumento Raman acorde a unas necesidades muy concretas, las de la misión ExoMars.

El ciclo de vida de RLS, por lo tanto, comienza con el equipo de IdS recopilando y aclarando las necesidades científico-técnicas presentado en la revisión de diseño Co-DR y definido a través del Diseño Conceptual (ver sección 2.3).

Este primer paso del proceso de IdS de atención a las necesidades de RLS, se desarrolla en la sección 4.1, y se utiliza para impulsar el proceso de completo de definición de RLS (ver figura 4-1). A través del proceso de definición de IdS aplicado sobre las necesidades particulares de RLS, conseguiremos desarrollar de forma segura y controlada el Diseño Conceptual hasta alcanzar el Diseño Preliminar de RLS mediante:

- La obtención de una **arquitectura funcional y física** del sistema RLS (capítulo 4.2)
- los **requisitos técnicos** generados desde las necesidades de las partes interesadas, que se usarán que elementos de referencia para el diseño y la verificación de RLS (capítulo 4.3)
- **Dimensionamiento del sistema** e identificación de las **interfaces de RLS** (capítulo 4.4)
- Obtención de un **concepto de operaciones** de RLS (capítulo 4.4) ajustado a las necesidades operativas de análisis de las muestras presentadas por el Rover

Estos cuatro productos, deben ser compatibles entre sí y requerirán numerosas iteraciones de diseño durante el proceso de definición del sistema, para lograr la consistencia necesaria que permita desarrollar y establecer al finalizar la Fase B una definición final del Diseño Preliminar de RLS (capítulo 4.5), que se ajuste a las necesidades captadas y establecidas justo antes de ser fabricado, ensayado y verificado, es decir de ser realizado.

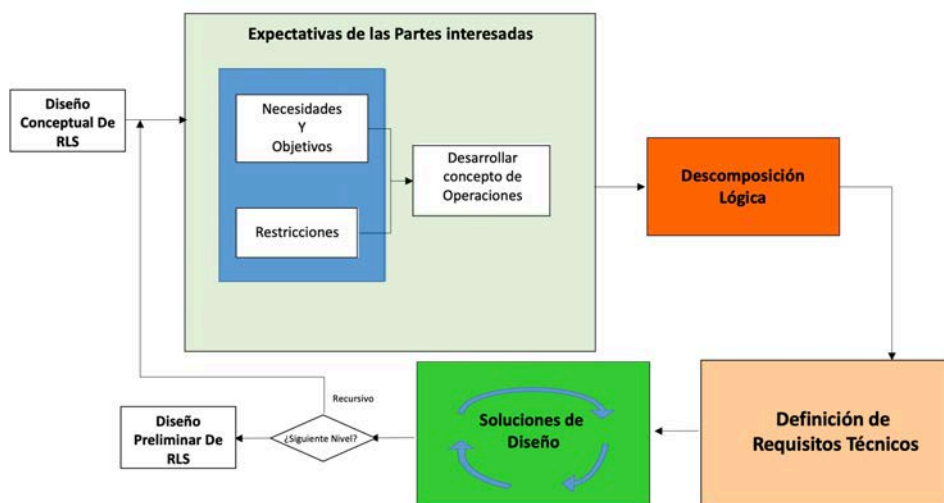


Figura 4-1 - [Relación entre los principales procesos de Ingeniería de Sistemas en RLS. Inicio del ciclo de vida, con las "Expectativas de las Partes Interesadas" del Diseño Conceptual]

## 4.1 RLS Necesidades de la Partes Interesadas

El proceso de definición de las necesidades de las partes interesadas de RLS es el proceso inicial dentro de la ingeniería de sistemas, que establece las bases a partir de la cual se diseña RLS y se realiza el producto con las características deseadas.

A través del conjunto de las necesidades del sistema la IdS es capaz de controlar el sistema, identificando todos los aspectos que afectan al mismo. El principal objetivo del proceso de captación es crear un sistema que satisfaga las expectativas del usuario, el Profesor F. Rull y el cliente, la Agencia Espacial Europea (ESA) para poder definirlo, de tal forma que se pueda fabricar, probar, operar y mantener, con plena confianza de que se cumplan los compromisos de las partes interesadas.

La conceptualización de las necesidades de RLS ciencia, misión, y operaciones conduce a la identificación de sus requisitos cuantitativos y especificaciones técnicas, que deberán satisfacer estas necesidades tras aplicar el proceso de IdS de sistemas y obtener un diseño preliminar.

En este capítulo se recorrerá todas esas cuestiones que interfieren en la actividad de examinar de cerca el problema al que se enfrenta RLS. Se trata, por un lado, de identificar las necesidades de la misión ExoMars con respecto a RLS y para ello, nos situamos en lo más alto del modelo en "uVe" (**figura 4.1-1**), donde se inicia el ciclo de vida de RLS a través del proceso de generación requisitos mediante la definición de las necesidades de RLS.

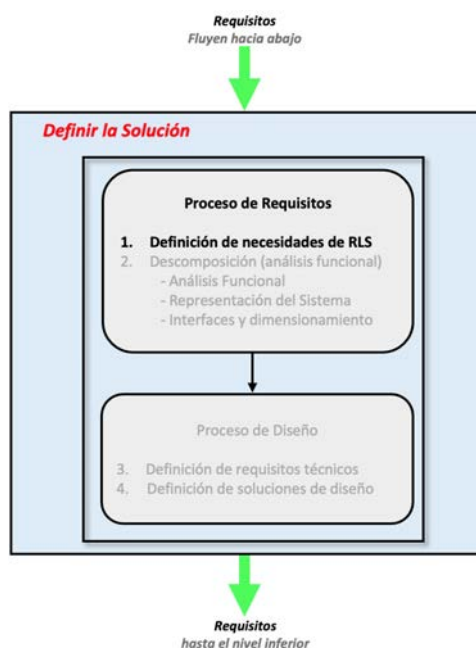


Figura 4.1-1 - [Comienzo del ciclo de vida. Definición de las necesidades en el modelo en "V"]

Cualquier incoherencia en el proceso de definición puede provocar desviaciones difíciles de solventar a lo largo del proceso de desarrollo del sistema. El proceso de definición de expectativas de las partes interesadas se utiliza para:

1. Identificar quiénes son las partes interesadas de RLS
2. Identificar cómo se pretende usar el instrumento RLS en todo su ciclo de vida
3. Identificar las expectativas explícitas de las partes interesadas (conceptos operativos) de manera que podamos medir (validar) la idoneidad de RLS



## 4.1.1 Las Partes Interesadas de RLS

El usuario final y cliente son las partes interesadas más fáciles de identificar:

- El usuario final de RLS es Profesor Fernando Rull (investigador principal) al frente de su equipo científico de la Universidad de Valladolid.
- La ESA, como responsable de la misión, proporciona las restricciones generales y más amplias dentro de las cuales RLS debe alcanzar sus necesidades. Estas restricciones afectan directamente al producto resultante y la forma en que se utilizará a lo largo de su ciclo de vida.

### 4.1.1.1 Investigador principal (IP) y Usuario

El investigador principal (IP) es la interfaz formal y único punto de contacto del instrumento RLS frente a la ESA en todos los asuntos relacionados con la misión y la ciencia. El profesor Fernando Rull es además el responsable de la coordinación científica, técnica y administrativa de RLS.

Dentro de RLS, el IP es la autoridad final ante cualquier conflicto de requisitos o diseño que afecte la posible producción científica o el rendimiento del sistema, según el asesoramiento del equipo técnico del proyecto. Se encarga de supervisar la definición científica, el desarrollo, las prestaciones y las operaciones de RLS, siendo el responsable de la definición del Diseño Conceptual de RLS y de las necesidades de alto nivel a las que tienen que dar respuesta las medidas espectroscópicas Raman del sistema RLS.

Las necesidades científicas fijan los requisitos de prestaciones que deberá cumplir el instrumento RLS, incluyendo las necesidades asociadas a la preparación de las muestras en el Rover y las necesidades operacionales de RLS en el contexto de la misión ExoMars.

### 4.1.1.2 Responsable de Misión y cliente de RLS

El responsable de la misión y cliente principal de RLS es la oficina de proyectos de la ESA, junto con su contratista principal, la empresa Thales Alenia Space Italia (TAS-I), cuya responsabilidad es el desarrollo de especificaciones y definiciones de interfaces entre el ALD y RLS.

La ESA se encarga de supervisar y coordinar el programa de desarrollo de RLS para garantizar el cumplimiento de los requisitos de interfaz, las políticas y los recursos del proyecto, además de monitorizar el progreso programático y técnico del diseño y el desarrollo de los planes de verificación de RLS. Es responsable de asegurar que la filosofía de modelos (ver sección 5.1) y el resto de actividades que se acaban de mencionar sean compatibles con las necesidades de RLS y el cronograma general de la misión. Esta gestión incluye asegurar que RLS cumple con todos los requisitos de garantía de producto (PA - "*Product Assurance*") y de protección planetaria (PP - "*Planetary Protection*").

Desde el punto de vista formal de requisitos, la ESA es la encargada de transmitir todas las necesidades y restricciones de la misión al instrumento RLS, especificando en particular:

- Los requisitos sobre interfaces mecánicas, térmicas, eléctricas y de datos
- El programa de verificación que se implementará para demostrar el cumplimiento de RLS y su interfaz, incluidos los requisitos ambientales y operacionales
- Las interfaces operativas para cada una de las fases, incluidas las operaciones científicas en la superficie de Marte

### 4.1.1.3 Equipo técnico y desarrollador de RLS

La oficina de proyectos de RLS del Instituto Nacional de Técnica Aeroespacial (INTA), es la encargada y responsable del desarrollo del instrumento RLS siguiendo las directrices marcadas por el IP y su equipo científico.

La oficina de proyectos es la responsable de asegurar el éxito de los objetivos y de las tareas de RLS, incluyendo los aspectos programáticos, de garantía de producto (PA) y de protección planetaria (PP). Como parte del equipo técnico, dependiente de la oficina de proyectos, la ingeniería de sistemas dirige y coordina las tareas técnicas dentro del equipo de RLS.

Por tanto, el equipo técnico de RLS (INTA) es el encargado de recibir las entradas de usuario y cliente, entenderlas, interpretarlas y traducirlas a requisitos técnicos del instrumento RLS (ver sección 4.3) para su definición preliminar, desarrollo y posterior validación para la misión ExoMars. La **figura 4.1-2** muestra el flujo de información entre las partes interesadas.

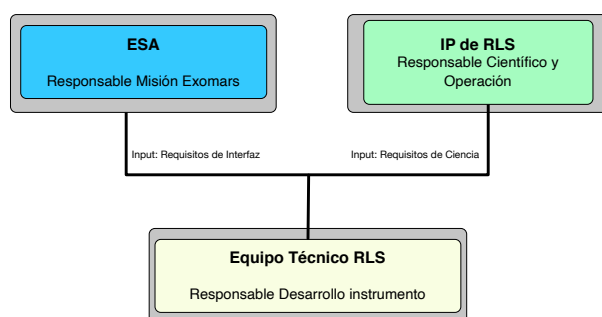


Figura 4.1-2 – Flujo de comunicación de las partes interesadas hacia el instrumento RLS.

## 4.1.2 Definición de las necesidades de las Partes Interesadas

Comprender e identificar las expectativas de las partes interesadas clave en RLS (el prof. F. Rull de la Universidad de Valladolid y la ESA) proporciona la base de la que depende el resto de actividades de IdS a lo largo del ciclo de vida de RLS.

Desde el punto de vista técnico, captar y definir bien las necesidades científicas iniciales de RLS (longitud de onda de excitación, resolución espectral, necesidades de medida sobre la muestra, etc.) y las de la misión, teniendo en cuenta las limitaciones o elementos externos influyentes (ambientales y de interfaz), así como definir los primeros escenarios operacionales del instrumento RLS, son el primer paso del proceso de IdS antes de que se desarrolle cualquier definición formal del sistema. Las necesidades pueden ser muy variadas, resultando un serio desafío para la IdS relacionarlas de manera que el proceso de definición de RLS alcance la eficiencia requerida en el proceso.

La **figura 4.1-3** muestra el flujo de información de las partes interesadas de RLS. La información se obtiene de forma evolutiva e iterativa, comenzando desde la perspectiva más elevada, con los objetivos de la misión ExoMars (científicas y tecnológicos) definidos en la sección 2.2. Como consecuencia de las necesidades surgidas en ExoMars, el instrumento RLS es seleccionado y mediante sus propios objetivos científicos ayuda a alcanzar los planteados por la misión, tal y como se presenta en la sección 2.4.

A través del proceso, vamos derivando a una perspectiva más particular enfocada en un conjunto de requisitos de RLS de alto nivel, las necesidades científico-técnicas (recogidas en el diseño conceptual) y las necesidades de la misión (operacionales, ambientales, de interfaz, etc.). Para cada paso se identifican el conjunto de necesidades clave para alcanzar dicho objetivo. En la **figura 4.1-3**, las líneas amarillas representan rutas de validación del proceso, donde se chequean si lo implementado satisface las necesidades precedentes.

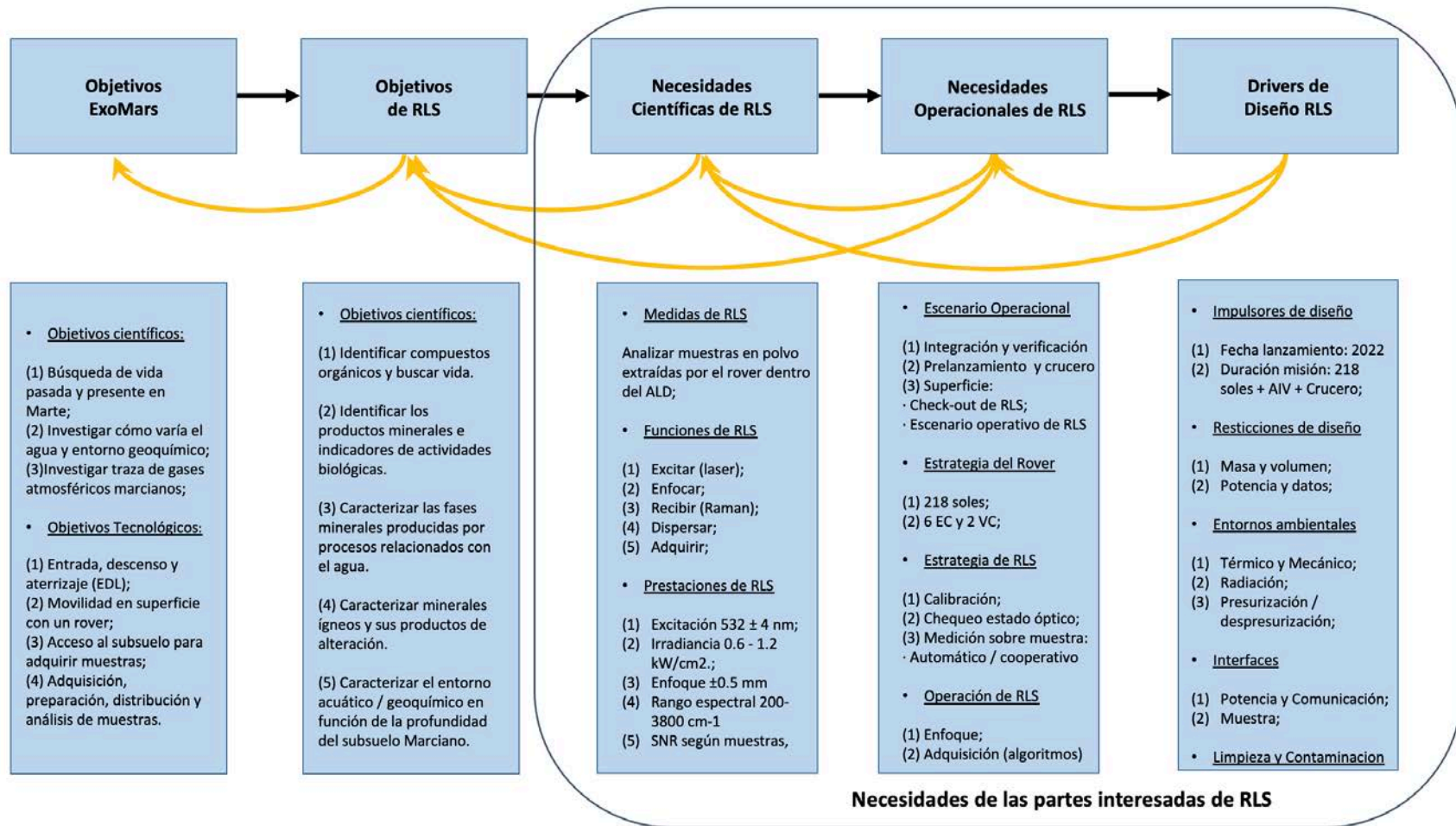


Figura 4.1-3 – Flujo de información de las partes interesadas

#### 4.1.2.1 Necesidades científicas de RLS

El éxito de RLS está estrechamente ligado a la clara definición y entendimiento de las necesidades científicas a las que debe dar respuesta.

El IP, en calidad de responsable científico y atendiendo al contexto de la misión, se encarga de expresarlas y definir las, mientras el equipo técnico del INTA las identifica y traslada a un conjunto de requisitos científicos del instrumento.

Las necesidades científicas se utilizan para el desarrollo científico y la acomodación del hardware y del software del Instrumento RLS. Definen las capacidades y las prestaciones que se consideran aceptables para RLS

Es preciso definir, cómo de bien el instrumento RLS debe realizar sus medidas sobre las muestras en polvo proporcionadas por el Rover, implementando criterios de éxito que permitan establecer el grado de satisfacción de los objetivos según lo definido por las expectativas del IP.

Las necesidades científicas de RLS por lo tanto cubren ambos aspectos, los relacionados con los elementos hardware y software de RLS y las necesidades con respecto a la muestra (ver **figura 4.1-4**)

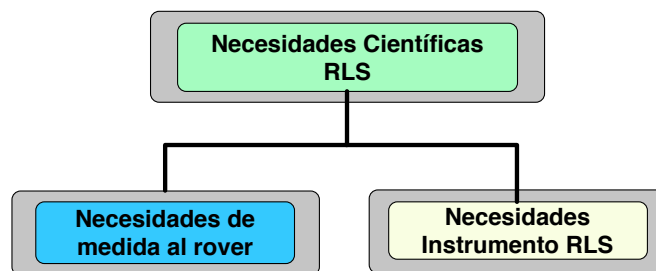


Figura 4.1- 4 - Jerarquía de las necesidades científicas al de RLS.

##### 4.1.2.1.1 Necesidades Científicas aplicables al instrumento RLS

Este conjunto de necesidades científicas influye directa o indirectamente en todos los aspectos técnicos relacionados con el desarrollo del Instrumento de vuelo RLS.

#### 1. Conservación del Atendú (o "Etendue")

Debido al interés por obtener información espectral y espacial suficiente en el CCD asociada a cualquiera de los posibles picos Raman detectables (más de un píxel en cada dirección) y el tamaño de los píxeles del CCD, se estableció que el **tamaño del spot** del haz de excitación sobre la muestra debía de ser de 50  $\mu\text{m}$  de diámetro, así como debía serlo el núcleo de la fibra que uniese el camino de recepción del iOH con el SPU.

#### 2. Necesidades relacionadas con la función de Excitación (láser)

La **longitud de onda** del laser de excitación debe ser 532,0 nm  $\pm$  4 nm.

Justificación de la necesidad y primera aproximación de IdS.

Para la elección de la longitud de onda se tienen en cuenta varias características asociadas:

- Eficiencia Raman, considerando el hecho de que esta se expresa como un factor inverso a la cuarta de potencia, excitando en el rango visible (a 532nm) sería entre 300 y 20 veces más eficientes que en el rango IR (a 1064nm);

- Maximizar la respuesta espectral del detector. Los CCDs muestran la máxima respuesta en el rango visible, con una disminución de eficiencia de casi la mitad cerca del IR;

Otra consideración importante es la longitud de onda en la que aparece una banda Raman en particular. Dado que lo que se mide en la espectroscopia Raman son desplazamientos respecto a la longitud de onda de excitación, la posición de las bandas (en nm) depende de la excitación. El instrumento Raman debe idealmente cubrir el rango espectral entre 0 - 4000  $\text{cm}^{-1}$ , lo que significa que una banda observada en el límite espectral (4000  $\text{cm}^{-1}$ ) tiene una posición absoluta de 625nm cuando se excita con un láser de 532nm o una posición de 1852,5nm cuando se excita a 1064nm. Nuevamente, esta región espectral es alrededor de 60 veces más fuerte con la excitación de 532 nm que con una excitación de 1064nm (considerando el factor de la cuarta potencia). Debido a los objetivos científicos de ExoMars, la identificación de grupos funcionales *CH* y *OH* son de gran relevancia y estos aparecen en el rango de 2800–3650  $\text{cm}^{-1}$ .

Para evitar/minimizar la degradación de óxidos, carbonatos y/o compuestos orgánicos que puedan estar presentes en las muestras analizadas, la **irradiancia en muestra** del láser de excitación en el plano de enfoque (sobre la muestra) se fijará en un valor nominal entre 0.4 y 0.8  $\text{kW/cm}^2$ .

El límite de degradación también depende del tamaño de grano de los minerales, los cambios de muestra sólida a polvo, la temperatura y la presión atmosférica, factores que fueron todos considerados a la hora de concretar el requisito de potencia.

### 3. Necesidades relacionadas con la función de enfoque

RLS deberá poder proporcionar espectros de buena calidad de muestras que tengan una rugosidad vertical de  $\pm 0.5\text{mm}$  (**Rango de enfoque**) desde la posición de adquisición. Asimismo, y por las propiedades de la emisión Raman, la **profundidad de excitación** alcanzada por el instrumento deberá ser de  $150 \pm 50\mu\text{m}$ ;

#### Justificación de la necesidad y primera aproximación de $I_dS$ .

Estas dos necesidades de alto nivel están relacionadas con la capacidad del ajuste de enfoque que debe imponerse al cabezal óptico por diseño.

La **figura 4.1-5.a** ilustra toda la geometría de medición de RLS que permite recolectar espectros Raman en las muestras en polvo dentro de la zona ultra-limpia (UCZ) del Rover. Los principales parámetros que definen la geometría de medición son la **distancia de trabajo** (distancia a la muestra), la **profundidad de excitación** y la **posición de adquisición**.

El plano de enfoque es el plano donde se maximiza la irradiancia producida por la fuente de excitación, dado que la mancha de la iluminación pasa a tener su mínimo diámetro. La profundidad de excitación es la longitud vertical asociada con el volumen elipsoidal irradiado en la muestra por el láser cuando la energía (irradiancia) es  $\pm 50\%$  del valor máximo medido en el plano de enfoque (ver **figura 4.1-5b**).

En RLS, la superficie de referencia de la muestra (posición  $Z = 0$ , ver **figura 4.1-5b**) se encuentra idealmente en la superficie de la muestra (posición más cercana al extremo final o salida del cabezal óptico). La posición de adquisición real se obtiene cuando el volumen irradiado por la excitación se optimiza para maximizar la intensidad Raman emitida. En general, la posición de adquisición será menor que la mitad de la profundidad de excitación y se ubicará dentro de la superficie de la muestra real.

La intensidad Raman es proporcional al volumen efectivo iluminado y la eficiencia Raman cuántica de las moléculas presentes en este volumen. El volumen depende de varios

parámetros, concretamente, el diámetro del punto y la apertura numérica son de primordial importancia.

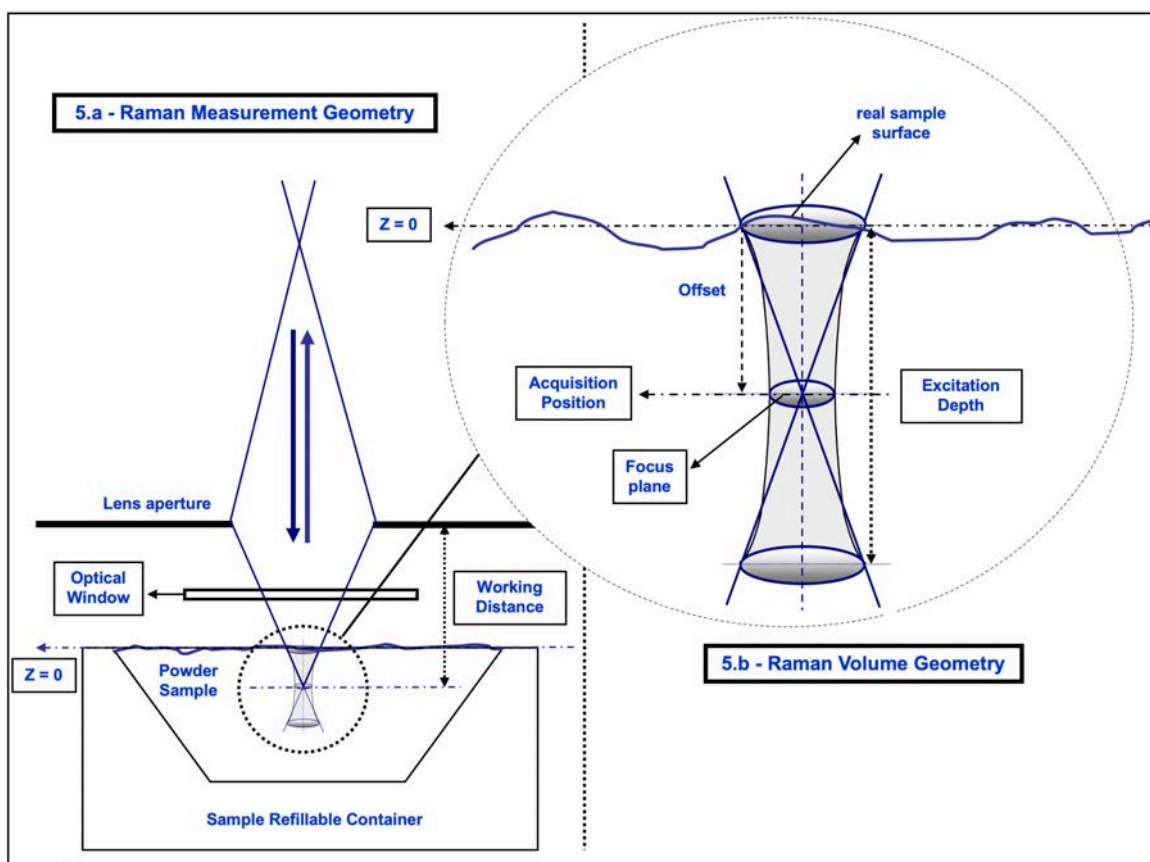


Figura 4.1- 5 - Definiciones de geometría de medición Raman. Geometría general de medición Raman (Figura 5.a). Parámetros geométricos (Figura 5.b) a escala local

#### 4. Necesidades relacionadas con la función de recepción

El **rango de espectral** de emisiones Raman a analizar deberá ser entre  $200\text{-}3800\text{ cm}^{-1}$ , que viene determinado por la necesidad científica de alto nivel de cubrir el rango espectral de vibraciones fundamentales de minerales formadores de rocas, aniones oxianiónicos, grupos funcionales de especies orgánicas y vibraciones de  $\text{H}_2\text{O}$  y OH en hidratos.

La resolución espectral es la capacidad para resolver características espectrales cercanas en el espectro observado. La resolución espectral  $\Delta\lambda$  se puede definir como la anchura (espectral) a media altura ("Full Width at Half Maximum" - FWHM) observada en una línea teóricamente monocromática o como respuesta a una fuente monocromática de respuesta impulsional.

Para garantizar una resolución espectral suficiente para realizar la identificación de determinados compuestos teniendo también en consideración la conversión no-lineal entre posición (pixel) y número de onda (Raman shift), se consideró necesario establecer dos valores de **resolución espectral** diferentes en función del rango espectral de espectrómetro:

- Resolución espectral será  $\leq 6\text{ cm}^{-1}$  en la región espectral por debajo de  $2000\text{ cm}^{-1}$
- Resolución espectral será  $\leq 8\text{ cm}^{-1}$  en la región espectral superior  $\geq 2000\text{ cm}^{-1}$

#### 5. Necesidades relacionadas con el sistema



La señal ruido del sistema (SNR<sup>1</sup> - "Signal to Noise Ratio") es definida para una serie de muestras patrón, para un tiempo de integración (adquisición) determinado y para un valor de irradiancia, debe ser como la que aparece en la **tabla 4.1-1**.

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
<b>Silicon</b> (silicon wafer standard)	Assumed 10 <sup>-6</sup> (TBC)	521 cm <sup>-1</sup>	7 cm <sup>-1</sup>	1s	0.6	110
					0.8	130
					1.0	160
					1.2	200
<b>Cyclohexane</b> (standard)	Assumed 10 <sup>-7</sup> (TBC)	815 cm <sup>-1</sup>	7 cm <sup>-1</sup>	1s	0.6	680
					0.8	900
					1.0	1000
					1.2	1200
<b>Calcite</b> (crystallised bulk)	Assumed 10 <sup>-7</sup> (TBC)	1086 cm <sup>-1</sup>	4 cm <sup>-1</sup>	1s	0.6	550
					0.8	650
					1.0	800
					1.2	950
<b>Hematite</b> (solid)	Assumed 10 <sup>-11</sup> (TBC)	405 cm <sup>-1</sup>	15 cm <sup>-1</sup>	10s	0.6	15
					0.8	20
					1.0	25
					1.2	30

Tabla 4.1- 1 - Muestras de referencia (picos principales)

#### Justificación de la necesidad y primera aproximación de IdS

Uno de los requisitos más importantes del sistema es la SNR, que permite conocer y evaluar de forma cuantitativa la capacidad del sistema para identificar el umbral de intensidad a partir del cual se pueden diferenciar las diferentes bandas obtenidas. La SNR considera ratio entre la intensidad de la señal con respecto al ruido del sistema, que tiene contribuciones de muchos elementos: la potencia de la fuente de excitación, las características del CCD y de la cadena de detección, etc.. Por ello es de vital importancia asegurar que las capacidades del sistema alcanzan las necesidades establecidas. Por otro lado, dichas necesidades han de ser técnicamente alcanzables, para lo cual, en primera instancia, puede hacerse uso de herramientas de predicción de prestaciones como un modelo radiométrico.

La SNR toma como referencia muestras patrón (de gran relevancia científica) y, dado un tiempo de integración determinado y una cierta irradiancia (que debe ser consistente con el rango incluido anteriormente como parte de las necesidades de alto nivel), establece la SNR mínima que debe alcanzar el instrumento para identificar la existencia de los compuestos referencia en la muestra bajo análisis.

#### **6. Función de Calibración:**

Para poder realizar correctamente la calibración del sistema durante todo su ciclo de vida, la **respuesta espectral Raman de la muestra de calibración** requiere la presencia de bandas en

<sup>1</sup> La definición de la SNR para el proyecto RLS esta incluida en la sección 5.9.

todo el rango espectral del instrumento RLS, con densidad suficiente para establecer un polinomio de calibración.

#### 4.1.2.1.2 Necesidades de medida aplicables a la muestra del Rover

Las necesidades de RLS para que su funcionamiento y su retorno científico sean óptimas, también tienen relación con el Rover y pueden afectarle de alguna manera.

La preparación de la muestra, la distribución del grano y el proceso de aplanamiento son algunos de los aspectos críticos del instrumento RLS (de sus necesidades científicas relacionadas con la capacidad de identificación de minerales del instrumento y la calidad del rendimiento científico de RLS), de manera que deben ser controlados y analizados por los responsables del Rover con el fin de adaptar su diseño a las necesidades de RLS.

Para asegurar la correcta distancia del iOH sobre la muestra, el Rover (ALD) deberá garantizar que la distancia de separación a la muestra (es decir, entre la superficie nominal de la muestra y el último elemento óptico del cabezal óptico) será de 26 mm. Esta distancia contribuirá a la correcta operación del iOH, pero además es necesario considerar otros parámetros relacionados con la muestra:

- La superficie nominal, plano de la muestra, debe de ser controlada también por el proceso de aplanamiento del SPDS, de tal forma que se garantiza que este entre un rango de  $\pm 50\mu\text{m}$ .
- El SPDS entregará una muestra (tras el machacado) con un tamaño granular de grano promedio  $\leq 250\mu\text{m}$  con el 90% de la distribución del tamaño de grano entre 50 y  $500\mu\text{m}$ .

#### Justificación de la necesidad y primera aproximación de IdS.

La distribución del tamaño de grano de la muestra (promedio de tamaño de grano) producida depende del material. A pesar de que se pierde el contexto geológico de la muestra, el hecho de analizar muestras de polvo aporta algunas ventajas científicas con respecto a muestras sólidas ya que el análisis sobre una muestra heterogénea permite incluso revelar interesantes características del material. Pero también, el análisis de muestras en polvo implementa algunas restricciones críticas para RLS, ya que los resultados pueden verse afectados en gran medida por la morfología y topografía de la muestra final presentada para el análisis (tamaño de grano, distribución, planitud, etc.). Por ejemplo, un menor tamaño de grano dificulta la disipación térmica de la muestra, pudiendo resultar dañada por la fuente láser y reduciendo la intensidad de la señal Raman, además de incrementar el fondo del espectro. Por otro lado, la fracción de grano mas grande aumenta el riesgo y la complejidad asociados el ajuste del foco del cabezal óptico ya que aumentan la rugosidad de la superficie.

#### 4.1.2.2 Necesidades Operacionales de RLS

Describir el sistema desde una perspectiva operativa ayuda a facilitar la comprensión y estimula el desarrollo tanto de requisitos y como de las arquitecturas físicas y funcionales del sistema a desarrollar mediante la definición del concepto de operaciones. El concepto de operación permite describir cómo se operará el sistema durante todo su ciclo de vida, con el fin de alcanzar los objetivos de la misión (ver capítulo 4.4) y dimensionar el sistema.

Las necesidades operacionales de RLS describen las secuencias de acciones y tareas que se prevén necesarias para que RLS logre los objetivos científicos para los que se va a diseñar, respetando y/o modificando/adaptando la operación del Rover sobre la superficie de Marte. Para definir las, se analizan las diferentes situaciones a las que RLS se enfrentará a lo largo de su ciclo de vida, resultando en un conjunto de necesidades asociadas a cada escenario



operativo que tendrán en cuenta también las diferentes condiciones ambientales de cada una. Las necesidades operacionales de RLS se definen jerárquicamente:

1. Necesidades más elevadas del Rover para cumplir con la estrategia de misión de referencia definida por la ESA, que contempla el número de muestras o la estrategia de comunicación de extremo a extremo entre otras cosas;
2. Generar una estrategia de misión de RLS con un escenario nominal operativo que se adapte a esas necesidades de alto nivel: calibración o ciclo de medida de RLS;
3. Identificar las necesidades operacionales de RLS de bajo nivel para alcanzar el escenario definido (i.e ejecución de los algoritmos científicos durante la adquisición).

De nuevo, las necesidades operacionales definidas deben cubrir toda la cadena de funcionamiento (ver **figura 4.1-6**). El Rover es el medio por el cual el usuario (IP) se comunicará con el instrumento RLS. Así pues, Rover y RLS deben entenderse de tal forma, que se pueda ejecutar completamente la secuencia nominal operativa de RLS sobre la muestra (además de otras funciones). Por lo tanto, las necesidades del usuario (RLS) con respecto al Rover, deberán ser identificadas y trasladadas convenientemente.

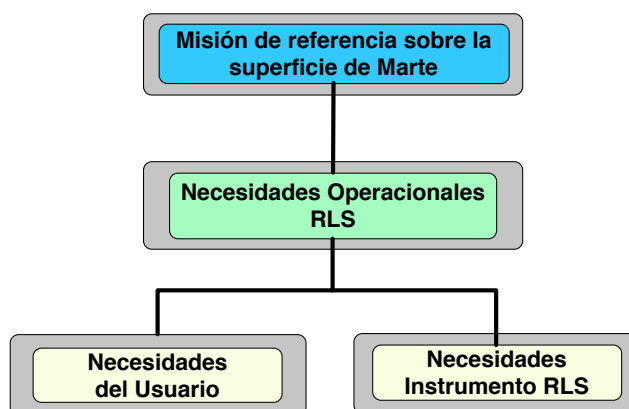


Figura 4.1- 6 – Jerarquía de las necesidades operacionales de RLS.

#### 4.1.2.2.1 Principales necesidades Operacionales de RLS

##### 1. Escenario operacional de RLS

Con respecto al escenario de la misión 2022, RLS se enfrentará a una serie de escenarios operacionales durante las diferentes etapas en las que el instrumento es utilizado. Estas determinarán unas condiciones y ambientes relevantes que el instrumento deberá soportar.

Los escenarios o fases operacionales de RLS se identifican en la **tabla 4.1-2**.

ETAPA	ENTORNO
Integración y verificación en Tierra	Todos ambientes posibles dependiendo ensayos: - Presion atmosfericas, temperatura ambiente; - Vacío: temperaturas operativas (RLS ENCENDIDO) y no operativas (RLS APAGADO)
Pre-lanzamiento	- Presión atmosférica: - Temperatura ambiente (no operativo)
Crucero	- Vacío: temperaturas operativas (RLS ENCENDIDO) y no operativas (RLS APAGADO).
<b>Etapas de operaciones en Marte:</b> Fase de verificación de RLS (al aterrizar) Escenario operativo nominal RLS	- Presión Maricana: - Temperaturas operativas (RLS ENCENDIDO), y no operativas (RLS APAGADO)

Tabla 4.1- 2 – Escenarios o fases operacional de RLS

## 2. Estrategia de operación del Rover

Las estrategias operacionales del Rover son operaciones de alto nivel para completar el escenario nominal de operación en Marte siguiendo el escenario de referencia establecida ("*Reference Surface Mission*" [2] (RSM)).

El Rover (y todos los sistemas que lo conforman), está diseñado para operar en la superficie marciana durante al menos durante un **tiempo de misión** de 218 soles<sup>2</sup>, sin embargo, las capacidades del vehículo y los recursos a bordo deberían permitir una extensión de las operaciones en superficie más allá de la vida útil nominal.

Para completar la misión el Rover se plantean dos tipos de secuencias científicas operacionales de alto nivel.

Un **ciclo de experimental (EC - Experiment Cycle)** comprende todas las acciones necesarias para seleccionar, abordar y estudiar una ubicación objetivo y realizar el ciclo de medida completo. Consta de las siguientes operaciones:

1. Identificar la ubicación en la que realizar el próximo ciclo de medición
2. Viajar a la nueva ubicación
3. Realizar un Ciclo de Medida (MC) completo con todos los instrumentos Pasteur del laboratorio de analítico (ALD)

A lo largo de la misión ExoMars se ejecutarán 6 ciclos Experimentales y como resultado se analizarán 6 muestras del subsuelo marciano.

Un mapeo vertical (VS) para caracterizar completamente, en un solo lugar, la distribución geoquímica, biológica, hídrica y oxidante del suelo en función de la profundidad. Consta de las siguientes operaciones:

1. Obtener muestras de profundidades de: 0, 50, 100, 150 y 200 cm
2. Realizar un Ciclo de Medida (MC) completo con todos los instrumentos Pasteur del laboratorio de analítico (ALD)

A lo largo de la misión ExoMars se ejecutarán 2 mapeos verticales (Vertical Surveys - VS) y como resultado se analizarán un total de 10 muestras del subsuelo marciano. Estos números son los recogidos en el RSM y se utilizan como referencias para dimensionar la misión, si bien la operación real se adaptará sobre la marcha y necesidades diarias.

## 3. Estrategia de operación de RLS

Son las operaciones de alto nivel que RLS realizará en Marte y se encajan en la estrategia de operación del Rover. Estas operaciones son gestionadas y comandadas por el Rover tras recibir una secuencia operacional desde Tierra (a través de un plan de actividad).

Todos los instrumentos PPL se diseñan y se operan para alcanzar un ciclo de medición típico del Rover, atendiendo a la estrategia de alto nivel. A lo largo de la misión ExoMars se ejecutarán al menos 16 ciclos de medida y como resultado se analizarán un total de 16 muestras del subsuelo marciano: 6 ciclos experimentales (Experiment Cycle - EC) y 2 mapeos verticales

---

<sup>2</sup> Un sol es el día solar marciano: es el período entre dos pasos consecutivos del Sol por un meridiano de Marte, y dura 24 horas 39 minutos 35,244 segundos

El ciclo de medida (“*Measurement Cycle*”) de RLS (ver **figura 4.1- 7**) es la principal actividad de medición de muestras o actividad principal encargada de adquirir espectros Raman sobre la muestra. Durante esta actividad RLS deberá ser calibrado y/o chequeado su estado óptico antes de analizar la muestra.

La calibración de RLS (“*Calibration Activity*”), comprende la adquisición de dos puntos o spots Raman con varias imágenes de cada uno de ellos, realizados sobre la muestra de calibración de RLS, con el objetivo de calibrar el instrumento en longitud de onda e intensidad, obteniendo la información para extrapolar tanto el ruido electrónico como el comportamiento del láser con exposiciones prolongadas. Por otro lado, esta actividad de chequeo<sup>3</sup> (“*Optical Health Check*”) permitirá conocer el estado óptico de RLS y verificar la calibración antes de la actividad de adquisición Raman. La secuencia es similar a la de la calibración, tomando espectros Raman de dos puntos de la muestra de calibración.

La calibración de RLS, comprende la adquisición de dos puntos o spots Raman con varias acumulaciones en cada uno de ellos, realizados sobre la muestra de calibración de RLS.

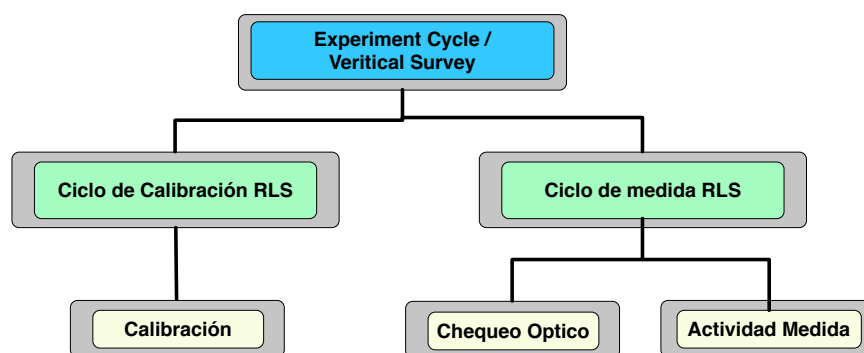


Figura 4.1-7- Concepto operacional de RLS

Tal y como vimos en la sección 2.3, el ciclo de medida de RLS, asume dos modos de operación:

- **Modo automático:** escaneo automático de al menos 20<sup>4</sup> puntos en pasos fijos que cubren, mediante distancias equiespaciadas, toda la superficie en polvo. Su duración en tiempo es restringida y depende de muchos factores.
- **Modo ciencia cooperativa** (anteriormente modo “inteligente”): informando por los puntos de interés encontrados por MicrOmega, de forma que RLS los analizará.

#### 4. Operaciones de RLS

Son necesidades operacionales específicas de RLS y están relacionadas con su funcionamiento. Estas operaciones son gestionadas por el propio instrumento, después de recibir un Telecomando (TC) del del Rover y tendrá como respuesta una o varias Telemetrías (TM).

Cada medición sobre un punto de la muestra considera las necesidades científicas de RLS y constará de la siguiente secuencia operativa nominal, es decir, primero la ejecución de los

<sup>3</sup> Las secuencias operaciones de calibración y chequeo óptico, son exactamente iguales, salvo que la calibración ejecuta adquisiciones con tamaño de imágenes (CCD) mayores que el chequeo óptico. Al enviar imágenes de tamaño más pequeño, la duración de la secuencia es menor (transmisión de datos), es decir, consume menos recursos, y por lo tanto, es posible integrar esta secuencia antes del ciclo de medida.

<sup>4</sup> El objetivo de RLS es poder alcanzar hasta 39 puntos sobre la muestra, utilizando algoritmos científicos especialmente desarrollados para optimizar la operación científica.

algoritmos científicos de RLS y seguidamente las tareas de adquisición con los parámetros optimizados obtenidos de dichos algoritmos.

La ejecución de los algoritmos científicos [61] se realiza para optimizar las adquisiciones, y por lo tanto se realizará en el instante previo a la adquisición. Para que ésta resulte correcta, RLS ejecutará dichos algoritmos científicos para:

1. Ajustar el foco antes de adquirir;
2. Reducir la fluorescencia de las muestras mediante "quenching" automatizado;
3. Estimar en mejor tiempo de adquisición (optimización SNR);
4. Eliminación de rayos cósmicos;

Finalmente, las adquisiciones de RLS se realizarán de forma que se podrán ajustar, especificando el tamaño de la imagen del CCD que se quiere descargar y especificando el tiempo de exposición para las diferentes tomas.

#### **4.1.2.3 Necesidades de misión de RLS**

Las necesidades en el contexto de la misión ExoMars dependen en gran medida de los escenarios operativos, incluido el entorno, la fase de crucero y los requisitos de duración de la misión.

El estado de RLS está definido principalmente por los límites del sistema dentro del Rover y el entorno en el cual RLS va a operar. Estos son:

- las interfaces (mecánicas, térmicas, eléctricas, etc.)
- sus restricciones (masa, volumen, etc.)
- el entorno operativo externo (ambientes térmicos, mecánicos, radiación, electromagnéticos y contaminación)

Como parte del desarrollo de las necesidades, es necesario definir, especificar y acordar estas interfaces por ambas partes (es decir, entre el equipo de RLS y la ESA/TAS-I) antes de comenzar con el proceso de realización del sistema, la fabricación, integración y verificación.

##### **4.1.2.3.1 Principales Interfaces de RLS con el Rover**

Las unidades de RLS están colocadas en el interior del ALD, interconectadas por cableados eléctricos y ópticos, lo que requerirá un desarrollo específico independiente para la interfaz de cada unidad RLS, en función del alojamiento, las condiciones ambientales y las necesidades particulares de cada una de las ellas. La muestra de calibración se encontrará alojada en el carrusel del SPDS, dentro de la zona ultra-limpia (Ultra Clean Zone - UCZ) de forma que sea observable a través de una ventana óptica, al igual que el resto de las muestras, por el cabezal óptico de RLS.

El concepto modular de RLS es una ventaja en este sentido, permitiendo acomodar las unidades RLS muy juntas o distantes dentro del ALD, lo que permite muchas configuraciones, con algunas restricciones.

El ALD está desacoplado térmicamente del módulo de servicio del Rover, para minimizar los flujos de energía procedentes de las variaciones térmicas del ambiente marciano, y proporciona un entorno térmico de temperaturas operativas y no operativas lo más compatibles posible con el funcionamiento de RLS.

RLS como un instrumento alojado dentro de un recinto con temperatura controlada, deberá contar, con su propio control térmico, principalmente conductivo (es decir, calor evacuado a

través de partes mecánicas y/o trencillas térmicas), para adaptar las condiciones de entorno general a las propias de RLS, siendo la operación y potencia requerida para el control térmico interno de RLS responsabilidad del instrumento.

### **1. IF de Potencia.**

El Rover, será el encargado de encender y comandar a RLS. El instrumento se encenderá de forma autónoma tan pronto como reciba voltaje (el mínimo requerido) de entrada del Rover a través de dos líneas eléctricas no reguladas de 28V, protegidas individualmente. El rango de funcionamiento es entre 26V y 29.4V. Cuando se enciende, RLS deberá tener un estado eléctrico inicial, que sea reproducible, identificado y que es independiente de la configuración de apagado.

### **2. IF de Comunicaciones.**

La comunicación entre RLS y el Rover se realiza a través de un enlace CANBus redundante. El subsistema de gestión de datos del Rover administra todos los datos asociados con la operación, es decir, la recepción de telecomandos y la recopilación de todos los datos de telemetría del RLS. Los datos incluyen eventos científicos y datos de ingeniería (HK) originados tanto del Rover como de RLS. Los datos serán condicionados, digitalizados, comprimidos, almacenados y codificados para su transmisión a la Tierra (por medio del TGO). Además, el DHS ("*Data Handling System*") procesa los comandos de enlace ascendente recibidos por el subsistema TT&C ("*Tracking, Telemetry and Command*") y decodifica, valida y distribuye los comandos a los instrumentos para su ejecución.

### **3. IF software.**

El software del Rover ("*Mission Management Software*" - MMS) se encarga de la coordinación de las operaciones de RLS a través del envío de telecomandos y debe chequearlo para aceptarlo o rechazarlo. El Rover, además realiza el almacenamiento y posterior procesamiento de los datos de las imágenes de RLS, permitiendo la acumulación de imágenes de cada punto adquirido por RLS después de cada adquisición Raman. La acumulación de imágenes, permite a RLS poder adaptarse a restricciones diarias de descarga de datos, establecidas por el Rover, sin perder capacidad prestaciones en la calidad científica de los datos

### **4. Limpieza.**

El instrumento RLS debe cumplir los requisitos de limpieza de partículas, moléculas orgánicas y trazas biológicas o de protección planetaria. Las medidas de protección planetaria deberán aplicarse a RLS, desde la fase inicial de diseño, y están destinadas a proteger del medio ambiente de Marte de la contaminación biológica terrestre y a la conservación de las propiedades de la muestra a analizar en Marte para evitar resultados falsos (falsos positivos).

La categoría de protección planetaria de la misión ExoMars 2022 es IVb, ya que es un sistema de aterrizado sobre la superficie de Marte y con experimentos de detección de vida. Por lo tanto, el equipo técnico de RLS ha implementado un programa de protección planetaria acorde a las necesidades establecidas por la ESA, que requiere proporcionar instalaciones, equipos y medios para alcanzar estos requisitos en el sistema:

- Reducción de la carga biológica / esterilización activa
- Controles microbiológicos
- Montaje en sala limpia, ISO clase 8 o superior, con controles de contaminación orgánica y con restricciones adicionales para la muestra de calibración, por su posición dentro del rover

- Inventarios de materia orgánica;

Para cumplir con estos objetivos, los elementos implementados en el HW de RLS deben ser compatibles con los procedimientos de reducción de la carga biológica (esterilización) propuestos por ExoMars, que son los siguientes:

- Reducción de la carga biológica por calor seco “Dry Heat Microbial Reduction” (DHMR).
- Reducción de la carga biológica en fase de vapor, llamado “Sterrad”.

#### 4.1.2.3.2 Principales Restricciones de RLS

Las restricciones planteadas desde el Rover para RLS son una entrada importante para dimensionar el diseño del sistema. Los recursos son limitados (volumen, potencia, energía y datos) y no pueden aumentar mas allá de lo establecido, declarado y acordado por ambas partes.

##### 1. Masa.

La masa ha sido una de las principales restricciones de RLS a lo largo de su desarrollo para la misión ExoMars, convirtiéndose en el principal impulsor de la arquitectura física y el diseño de RLS. La masa total del instrumento de vuelo no puede exceder los 2,5kg. Ajustarse a la masa total establecida para RLS supuso uno de los mayores retos, siendo además uno de los aspectos mas influyentes para alcanzar un diseño óptimo de RLS.

##### 2. Volumen.

Debido a las limitaciones de volumen dentro del ALD, la envuelta de las distintas unidades, así como el ruteado del cableado (eléctrico y óptico) debe acordarse hasta encajar todas las partes. El modularidad del concepto propuesto por RLS es una ventaja en este sentido. Tras la colocación de las unidades de RLS en el interior del ALD y la evolución del diseño adaptando las envueltas a las necesidades, incluidos sus elementos eléctricos y mecánicos interfaces y márgenes no podrá exceder la envuelta física acorde a la **tabla 4.1-3**.

RLS	Volume		
	X [mm]	Y [mm]	Z [mm]
SPU	85	173.2	166.7
ICEU	55	167	130 (up to 150 for mounting feet)
IOH	127	Diameter 76	
CTs	13	10.9	25.6

Tabla 4.1-3 - Envuelta máxima de las unidades RLS

##### 3. Potencia Consumida.

El Rover de ExoMars dispondrá de una batería de radioisótopos, y paneles solares en su superficie, para disponer de la mayor energía posible. Distribuye la energía eléctrica RLS a través de líneas eléctricas protegidas no reguladas.

Las restricciones de potencia son altas (36W), por lo tanto, se requiere a los instrumentos conocer y controlar su consumo de potencia y de energía. La demanda energética de RLS esta dominada por el consumo de potencia del laser y la necesidad de incorporar elementos activos de control térmico para soportar el ambiente marciano. Estos condicionantes elevan considerablemente el consumo de potencia de RLS.

##### 4. Limitaciones Energéticas.

La estimación de RLS para un Ciclo de Medición Raman es de un total de 570 KJ, lo que significa un tiempo máximo de operación de unos 17000 segundos (más de cuatro horas de operación), asumiendo el peor de los casos de consumo de potencia de RLS.

Las limitaciones energéticas, serán definidas durante cada día (sol) de operación de RLS en el Rover. Se asignarán unas limitaciones de potencias y tiempos máximos de operación a cada instrumento, a los que RLS deberá adaptarse en cada ejecución. El tiempo de operación de cada sol viene dado por la necesidad de alcanzar una temperatura requerida (operacional) antes de encender los equipos. Para ahorrar energía hace falta que la operación se produzca preferiblemente durante el periodo central de los días marcianos.

## 5. Almacenamiento del Rover para operación de RLS

Las estimaciones memoria masiva de RLS para el almacenamiento de su TM dentro del Rover, comprende las asignaciones de 1024 Mbits. Esta memoria de almacenamiento permanente móvil asigna el volumen de datos comprimido máximo de datos RLS.

De acuerdo con la operación del Rover en la superficie de Marte, esto representa el volumen máximo de datos comprimidos que el instrumento puede almacenar durante un estudio vertical completo (5 ciclos de medición de RLS).

## 6. Descarga de datos

El límite descarga diario de RLS se establece considerando el supuesto de tener dos comunicaciones por sol (el Rover con el TGO) y se define en la **tabla 4.1- 4**.

	Crítico + Esencial
Ciclo de calibración	36 Mbits
Ciclo Raman	26 Mbits

Tabla 4.1-4 – Presupuesto de descarga de datos

Los datos **científicos críticos** son los descargados en el primer sol, tras las operaciones de RLS y necesarios para planificar actividades a bordo para el siguiente sol. Los datos clasificados como **no críticos** también se podrán descargar a tierra, pero bajo demanda y dependerán de la disponibilidad de ancho de banda.

Los datos de **ingeniería esenciales** (HK) son los necesarios para evaluar desde tierra y de forma inmediata el estado de salud de RLS y así planificar las actividades a bordo para el próximo sol. Los datos clasificados **como no esenciales** también se descargarán a tierra, pero bajo demanda.

Nominalmente, los datos críticos y esenciales serán transferidos en el primer pase del TGO después de la operación RLS y en el siguiente pase se puede requerir el enlace de descarga de los datos no-críticos no descargados anteriormente.

## 7. Tiempo de vida

El instrumento RLS se diseña para soportar un escenario de vida útil total de que contempla 12 meses para la fase de AIV (“*Assembly Integration and verificación*”), 10 meses de viaje a Marte (crucero), almacenamiento (12 meses) y finalmente 218 soles de operación nominal considerando las operaciones necesarias para completar su misión de referencia.

### 4.1.2.3.3 Condiciones ambientales de RLS

El ambiente espacial al que estará expuesto RLS desde la fase de crucero y hasta el final de su vida útil sobre la superficie de Marte es bastante cambiante y agresivo y puede poner en riesgo su propia integridad.

Es necesario describir el entorno general al que estará sometido RLS durante su vida útil, teniendo en cuenta las condiciones operativas en cada una de ellas, y así considerarlas desde las primeras fases de diseño.

## 1. Ambiente Mecánico

El instrumento debe ser capaz de soportar las cargas mecánicas asociadas al lanzamiento (lanzador ruso Proton-M) y aterrizaje en Marte.

Esto se traduce en una serie de cargas estáticas y de vibración dinámicas (seno y random). Además, existen otras cargas, las cargas de choque (las más exigentes), que están asociadas a cargas puntuales que RLS observará durante la misión (pirotécnicos para despliegue de mecanismos, suelta de etapas del lanzamiento, o el aterrizaje) y que el instrumento debe ser capaz de soportar.

Las principales cargas mecánicas que RLS debe soportar a lo largo de la misión se resumen a continuación en la **tabla(s) 4.1-8**.

### Cargas Choque

Shock Level	
Freq. [Hz]	SRS q= 10 Level
190	25
2000	1500
10000	1500

### Cargas Random

Frequency	In Plane	Out of Plane
[Hz]	[g <sup>2</sup> /Hz]	[g <sup>2</sup> /Hz]
20 - 40	+6 dB/oct	+6 dB/oct
40 - 450	0.16	0.16
450 - 2000	-6 dB/oct	-6 dB/oct
Overall	11.00 grms	11.00 grms

### Cargas Cuasi-estáticas

RLS	Volume		
	X	Y	Z
SPU	20	20	25
ICEU	20	20	25
IOH	20	20	25

### Cargas Seno

RLS Instrument in plane		RLS instrument Out plane	
Freq. [Hz]	Level [g]	Freq. [Hz]	Level [g]
5	1	5	1
30	20	30	25
100	20	100	25

Tabla 4.1-8 - Cargas Mecánicas RLS

## 2. Ambiente Térmico

El ambiente de Marte es más extremo que el que podemos encontrar en la Tierra, es mucho más frío y con una variabilidad de temperaturas muy grande. Las principales fuentes de ambiente térmico que RLS recibe dentro del Rover son:

- Radiativo en el entorno dentro del ALD
- Convectivo en el entorno circundante del ALD, a través de CO<sub>2</sub> a baja presión de Marte
- Conductivo a través de la interfaz de cada unidad (soportes o cuerpo principal)

El Rover debe ser capaz de mantener el ambiente térmico requerido para el correcto funcionamiento de RLS, teniendo en cuenta las diferentes gradientes ( $\pm 2^{\circ}\text{C}$  durante 20 minutos, tiempo máximo para la adquisición de RLS por cada punto) y condiciones ambientales de Marte proporcionando un entorno térmico de temperaturas operativas y no operativas acorde el funcionamiento de RLS y sus unidades como refleja la **tabla 4.1- 5**.



	Min. Non op. (°C)	Min. Op (°C)	Max. Op (°C)	Max. Non op (°C)
TRP1 (ICEU)	-50	-40	30	60
TRP2 (SPU)	-50	-40	0	60
TRP3 (IOH)	-50	-45	0	60
TRP4 (SPU)	-50	-40	6	60
CT	-50	-50	30	60

Tabla 4.1-5 - Temperaturas de RLS en TRP

Notas: Los TRPs ("Thermal Reference Point") son puntos de interfaz entre el Rover y RLS controlados térmicamente por el Rover para ofrecer a RLS las condiciones térmicas idóneas de operación.

El instrumento RLS deberá implementar los medios para soportar estas condiciones dadas durante todo el ciclo de vida, asegurado sus prestaciones científicas en un ambiente térmico y mecánico dado. Desde el punto de vista térmico, la evaluación del entorno térmico deberá centrarse en los aspectos relacionados con las prestaciones de RLS: desenfoque óptico, temperatura de trabajo del láser y del CCD, y componentes electrónicos.

RLS no debe poner en riesgo la integridad del instrumento y las prestaciones requeridas gestionando los efectos termoelásticos producidos en los componentes mecánicos debido a estos gradientes térmicos. El diseño térmico interno debe garantizar que las partes internas estén dentro de los límites permitidos cuando RLS se encuentre en las peores condiciones, incluido las pruebas en tierra (aire y vacío).

### 3. Ambiente de Radiación

El entorno de radiación es una de las partes más relevantes del entorno espacial. El sol y su actividad es el principal condicionante del entorno de radiación: como fuente de partículas energéticas y por sus ciclos de actividad que afectan a los flujos y poblaciones de partículas (radiación cósmica y eventos solares). Aun algo protegido de la radiación por el Rover, estos eventos pueden generar fallos electrónicos o degradación de componentes ópticos con la consiguiente degradación de prestaciones del instrumento. Los componentes utilizados en RLS deberán soportar un entorno de radiación impuesto por la misión considerando una carga de 5 KRad, así como demostrar inmunidad a las fluencias EXO- p + según la dosis de TNID =  $5.4 \times 10^{10}$  10 MeV eq. protons/cm<sup>2</sup>.

### 4. EMC (compatibilidad electromagnética)

RLS debe ser compatible (no susceptible) y estar diseñado para lograr compatibilidad electromagnética entre todos los equipos y subsistemas del Rover y en presencia de su entorno electromagnético auto inducido.

RLS debe ser no susceptible a las emisiones conducidas por el cableado eléctrico del Rover o emisiones radiadas por los otros equipos del Rover durante la operación. Por otro lado, RLS no debe afectar o emitir ninguna señal que interfiera en la funcionalidad del Rover, en especial en las bandas de frecuencia de comunicaciones.

#### 4.1.3 Necesidades de Referencia de Alto Nivel de RLS

Todas las partes interesadas identificadas (INTA, PI y ESA) deben acordar estas funciones, características, comportamientos, apariencia y rendimiento de RLS expresados en la sección anterior. La información obtenida y capturada desde las partes interesadas, se revisa, resume

y documenta para que todas las partes puedan llegar a un acuerdo sobre las expectativas y extraer los criterios de éxito inicial del sistema.

En este sentido, el equipo de RLS obtiene un conjunto de requisitos y especificaciones de alto nivel aplicables al sistema RLS que recogen el conjunto completo expectativas de todas las partes interesadas en RLS.

Estos documentos se establecen por tanto como especificaciones de referencia de alto nivel aplicables al sistema RLS (ver **figura 4.1-12**):

- Necesidades Científicas: Especificación científica de RLS, "Documento de requisitos de ciencia y de medida de RLS: RLS MRD – "Measurements Requirements Document"
- Necesidades Operacionales: Especificación de operación de RLS, "Documento de requisitos de medición de RLS: RLS ORD – "Operational Requirments Documents"
- Necesidades de Misión: Especificación de requisitos de interfaz "Documento de Requisitos de Interfaz" (E-IRD – NRO0), con todos aquellos requisitos aplicables a la interfaz de RLS con respecto el Rover.

El E-IRD incluye los requisitos de diseño, ambientales y de interfaz aplicables a RLS y como soporte, la ESA distribuye las llamadas especificaciones soporte de misión. Incluyen más de 2000 requisitos técnicos, revisados desde IdS de RLS para establecer su idoneidad para el sistema RLS.

- Las referencias normativas (NR). Especificaciones operacionales, eléctricas, entorno ambiental, normas de comunicaciones (CANBus), SW, reglas de diseño, Calidad, etc
- Las referencias informativas (IR). Aplicables parcialmente. Solo cuando se mencionan los requisitos específicamente para RLS. Incluyen especificaciones térmicas y mecánicas, de potencia y compatibilidad electromagnética.



Figura 4.1- 12 – Especificaciones de alto nivel de RLS

## 4.2 RLS Descomposición Lógica

Con el fin de diseñar, desarrollar y poder verificar cualquier sistema espacial, las funciones que deberá llevar a cabo para cumplir con sus objetivos deben ser claramente establecidas. Esta funcionalidad se debe distribuir a través de los diferentes niveles de diseño (sistemas, subsistemas y unidades).

Tras la captación de los objetivos de RLS sobre las necesidades de las partes interesadas, el análisis funcional identifica las principales funciones a realizar por RLS para el alcanzar esos objetivos, así como los componentes físicos necesarios para realizar esas funciones.

Por lo general, en ingeniería de sistemas, se adoptan varias herramientas para respaldar el diseño de sistemas complejos como RLS, pero no se dispone de procesos pre-establecidos para la descomposición lógica y la derivación de requisitos.

Las funciones básicas del sistema, ayudan a definir los requisitos funcionales del futuro producto, ya que cada función se puede reescribir como un requisito funcional. Lo mismo sucede con los productos identificados. El análisis funcional se considera un proceso iterativo y recursivo, que permitirá un perfeccionamiento continuo de los requisitos y limitaciones que conducen a un nivel de definición de los componentes del sistema más profundo.

El proceso de identificación de requisitos funcionales es fundamental para definir las arquitecturas funcionales y físicas de RLS y un diseño asociado.

Seguimos avanzando en el modelo en "uVe" asociado a RLS e iniciamos las tareas de diseño que comienzan con la descomposición del sistema y el análisis funcional (ver **figura 4.2 -1**).

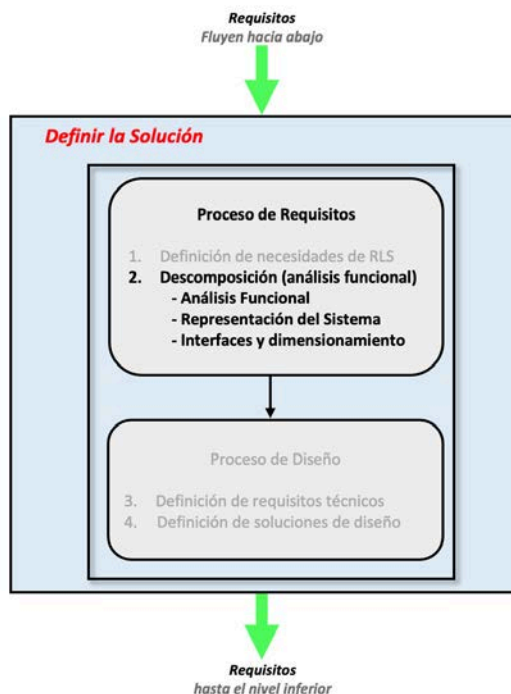


Figura 4.2 -1 - [Comienzo del Proceso de Diseño. Descomposición del Sistema]

## 4.2.1 Proceso del Análisis Funcional

Las funciones de RLS se obtienen de la identificación de las necesidades de las partes interesadas de RLS (sección 4.1) y la solución seleccionada del diseño para RLS, debe ser compatible con estas funciones.

Pero el proceso de diseño requerirá de la identificación de nuevas funciones necesarias para satisfacer el diseño. Es decir, a medida que se avanza en la complejidad del diseño, es necesario definir nuevas funciones que el sistema deberá de realizar, para respaldar las de nivel superior ya generadas u otras nuevas derivadas de otra necesidad implementada en el sistema. Estas nuevas funciones pueden ser atendidas en el nivel mismo del y donde se derivaron (con el producto seleccionado), en cuyo caso la función no se desglosa más, o pueden continuar derivándose si es necesario a niveles inferiores.

Es decir, las necesidades de un sistema varían durante el desarrollo del producto. Como hemos visto en la sección 2.4 en el caso particular de RLS, sus necesidades evolucionaron por diversos motivos (científicos, técnicos, políticos) que hicieron cambiar su diseño conceptual hasta alcanzar la configuración de Raman interno. Por lo tanto, las necesidades del sistema, tienen un impacto directo en su funcionalidad (Raman-LIBS, o Raman interno y externo, etc), y esta a su vez en su configuración física de elementos HW/SW. En el análisis funcional, como en todo el proceso de IdS, el sistema se gestiona como un todo.

Este tipo de decisiones hacen que el análisis funcional se realice de manera sistemática y esté en constante evolución, ya que funciones y diseño deben estar en consonancia. Incluso actualmente, con el modelo de vuelo (RLS FM) ya entregado e integrado en el Rover, algunas funciones de bajo nivel siguen siendo evaluadas (i.e, funciones relacionadas con el control térmico) y pueden llegar a ser modificadas a nivel ASW (*“Application Software”*).

Así pues, las estructuras de funciones y elementos del sistema se usan como base para la definir y descomponer el sistema y en adelante para la asignación de los requisitos, interfaces y recursos. Los principales objetivos del análisis funcional son:

- Identificar o actualizar los requisitos funcionales
- Trazar sus funciones a los componentes físicos
- Permitir la trazabilidad y comprender relaciones entre los componentes del sistema
- La identificación de IFs funcionales del Sistema
- El dimensionamiento del sistema: Modos de operación y presupuestos

## 4.2.2 Implementación del Análisis Funcional en RLS

El análisis funcional de RLS se realiza como parte del proceso general de definición del diseño de RLS y se implementa a través de los siguientes pasos:

1. Diseño Conceptual de RLS (sección 2.4). Punto de partida, es la configuración física inicial del sistema;
2. Identificar las funciones que RLS debe realizar para poder satisfacer las necesidades de las partes interesadas;
3. Acomodar o ajustar las funciones de alto nivel a los elementos de la configuración física de RLS;
4. Identificar nuevos elementos HW/SW de RLS sobre las funciones generadas;

5. Representar el sistema RLS mediante la preparación del árbol de funciones (FT) y árbol de productos (PT);
6. Obtener el árbol de especificaciones (ST) como veremos en la sección 4.3;

Con el análisis funcional de RLS somos capaces de definir el sistema al completo, aumentando el nivel de detalle en el diseño. El análisis funcional es el primer paso del proceso de diseño de RLS, y como todos los procesos en IdS está en constante evolución.

El análisis funcional presentado en estas tesis refleja el estado del diseño preliminar de RLS. Alcanza un nivel de descomposición de hasta tres niveles dentro del sistema jerárquico de RLS (Sistema, Unidad y Sub-unidad). Es decir, RLS se irá descomponiendo en unidades y sub-unidades con sus funciones a realizar de forma sistemática.

#### 4.2.2.1 Definición de la configuración física inicial del sistema

RLS ha sido diseñado para cumplir con los objetivos específicos de la misión ExoMars. Para ello, debe ser capaz de realizar una serie de funciones, para satisfacer las necesidades del IP y para ser capaz de operar en un entorno ambiental (mecánico, térmico, etc.), en colaboración de otros sistemas externos (potencia, datos, muestra en polvo, etc.).

El punto de partida para el análisis funcional de RLS es la configuración básica inicial propuesta durante el Diseño Conceptual.

Como ya ha sido mencionado, prácticamente todos los procesos que se llevan a cabo en ingeniería de sistemas son realizados y evolucionados en paralelo. Es decir, cuando se establecen unos requisitos, por muy poco evolucionados que estén, siempre existe una configuración y un diseño básico que satisface esas necesidades. Con el análisis funcional y físico ocurre lo mismo, es muy difícil establecer funciones sin una configuración previa y viceversa, por lo tanto, ambos van surgiendo y evolucionándose en sintonía.

La configuración de referencia inicial de RLS considera los siguientes elementos (sección 2.4):

1. Una fuente de excitación, un haz monocromático (láser) que excite la muestra para generar señal Raman
2. Un cabezal óptico, para enfocar el láser sobre la muestra; y filtrar y coleccionar la señal Raman emitida
3. Un espectrómetro: para analizar la señal Raman y ordenarla espectralmente
4. Una unidad de control: con capacidad de control operacional (SW) y suministrar y acondicionar potencia al sistema
5. Fibras ópticas: para dirigir la señal de excitación y recepción
6. Cableado eléctrico: para la conexión eléctrica de todas las unidades
7. Muestra de calibración, para poder calibrar el instrumento

Mediante el proceso de control de configuración de sistemas espaciales, esta configuración básica se traslada a una configuración o productos del sistema RLS. Los productos del sistema RLS son elementos supeditados al control de configuración (controlados) que implementan números de configuración únicos para cada elemento (CI – Identificador de control). La identificación CI de RLS está compuesta por un dígito para el nivel de desglose (de 1 a 9), de manera que la configuración básica estaría codificada como se muestra en la **figura 4.2-2**.

<b>Nivel Sistema</b>	<b>Nivel Unidad</b>
1: RLS	11: Unidad de espectrómetro (SPU); 13: Cabezal óptico interno (iOH); 14: Unidad de Control y Excitación del instrumento (ICEU); 15: Cableado óptico (OH); 16: Cableado eléctrico (EH); 17: Software de a bordo; 4: Muestra de calibración (CT);

Figura 4.2 – 2 [Cl de los elementos de la configuración básica RLS]

#### 4.2.2.2 Identificación de funciones de alto nivel

Una vez establecida y controlada la configuración básica de RLS y asignado el nivel de profundidad el análisis funcional, el siguiente paso es establecer las funciones asociadas a los objetivos y necesidades de RLS. Éstos han quedado identificados y descritos en la sección 4.1 de esta tesis (necesidades de las partes interesadas).

El objetivo del análisis funcional es expresar las necesidades de RLS (ciencia, misión y operación) en términos funcionales. La identificación de funciones de RLS comienza desde las funciones más elevadas del nivel sistema que se van descomponiendo hasta de mas detalle.

Para cumplir con las necesidades científicas y de la misión, se han identificado unas funciones iniciales (descomposición funcional). Esta descomposición funcional no sigue ninguna configuración de instrumento predefinida, sino que son funciones aisladas que no son asignadas a ningún elemento HW o SW de RLS.

##### 1. Función Óptica

Derivada de las necesidades del IP, esta función está asociada directamente con las prestaciones científicas instrumento y está compuesta por las siguientes sub-funciones:

- F.1.1 – Función Señal Excitación: RLS debe generar la señal de excitación (fuente láser);
- F.1.2 – Función Canal de Excitación: RLS debe guiar y dirigir la señal de excitación hasta la muestra;
- F.1.3 – Función Enfocar: RLS debe enfocar la señal de excitación sobre la muestra marciana;
- F.1.4 – Función Canal de Recepción: RLS debe coleccionar la señal Raman proveniente de la muestra;
- F.1.5 – Función Filtrar: RLS debe filtrar cualquier señal no-deseada en los caminos de excitación y de recepción;
- F.1.6 – Función Dispersar: RLS debe dispersar la señal Raman proveniente de la muestra para descomponerla espectralmente;
- F.1.7 – Función enfocar señal dispersada: RLS debe enfocar la señal Raman emitida por la muestra, después de ser dispersada, en el CCD.

##### 2. Función Eléctrica

El objetivo de esta función es poder recibir la potencia del Rover para acondicionarla y suministrarla al resto de la electrónica de RLS para su correcto funcionamiento:

- F.2.1 – Función Recibir Potencia: RLS debe ser capaz de recibir la potencia suministrada por el Rover;
- F.2.2 – Función Suministrar Potencia: RLS debe ser capaz de acondicionar y suministrar la potencia para su funcionamiento interno;
- F.2.3 – Función Adquirir: RLS debe adquirir la señal analógica del espectro Raman dispersado en el CCD para poder ser transmitida.

### **3. Función térmica**

La función térmica debe proporcionar las condiciones térmicas necesarias para que RLS opere correctamente durante toda su vida útil en función del entorno térmico definido dentro del Rover. Atendiendo a las características de la función, puede ser:

- F.3.1 – Función Térmica Pasiva: RLS debe ser capaz de operar en un entorno térmico determinado y soportar todas las cargas térmicas durante todo el ciclo de vida útil;
- F.3.2 – Función Térmica Activa: RLS debe proporcionar el control térmico (y la monitorización) necesarias para el correcto funcionamiento de su HW.

### **4. Función mecánica**

La función mecánica cumple con dos necesidades de RLS. Por un lado, las necesidades HW para garantizar que el instrumento resistirá todas las cargas estructurales encontradas durante todo el ciclo de vida útil. Por otro lado, ajustar la altura de la óptica de enfoque del cabezal sobre la muestra para alcanzar la posición de adquisición según se definía en las necesidades científicas o requisitos (sección 4.1).

- F.4.1 – Función Estructural: RLS debe soportar todas las cargas estructurales encontradas durante todo el ciclo de vida útil;
- F.4.2 – Función Ajustar Foco: RLS debe ajustar la altura del foco de la excitación Raman sobre la muestra.

### **5. Función de control y autonomía operacional**

Esta función se encargará de controlar el funcionamiento general de RLS para poder realizar la operación de forma autónoma y sin intervención desde Tierra.

- F.5.1 – Función Control Operativo: RLS debe controlar la secuencia operativa, comandado interno y flujo de datos de forma autónoma con capacidad de procesado.

### **6. Función gestión de datos y comunicación**

Son funciones necesarias para poder comunicarse con el Rover y, a la vez, con el instrumento internamente.

- F.6.1 – Función Comunicación Externa: RLS debe proveer medios HW, firmware y SW para comunicarse y entenderse (TM y TC) con el Rover;
- F.6.2 – Función Comunicación Interna: RLS debe proveer medios HW, firmware y SW para comunicarse y entenderse internamente;

### **7. Función Fiabilidad**

Uno de las principales funciones y común para todos los elementos espaciales es que deben ser altamente fiables.

- F.7.1 – Función Fiabilidad: RLS debe proveer medios HW, firmware y SW para ser seguro y fiable;

### 8. Función calibración

RLS debe implementar un sistema de calibración cuya función principal es permitir la calibración espectral del instrumento durante la operación en Marte, pero también en cualquier otro momento de su vida útil.

- F.8.1 – Función Calibrar: RLS debe proveer los medios HW y SW para permitir su calibración espectral durante su ciclo de vida útil.

#### 4.2.2.3 Acomodar las funciones sobre la configuración física de RLS

Como parte del análisis funcional, las funciones enumeradas se van asignando a la arquitectura del instrumento y los elementos de configuración del sistema RLS. Es decir, hay que acomodar estas funciones en los elementos HW y SW del sistema (las unidades de RLS), creando una matriz de funciones/productos de RLS. Las soluciones de diseño seleccionadas para cada unidad de RLS deben ser capaces de realizar estas funciones de alto nivel.

La matriz de Funciones/Productos de RLS se representa en la siguiente **tabla 4.2 -1**:

FUNCIONES RLS		PRODUCTOS RLS					
		SPU	ICEU	IOH	OH	EH	CT
Función Óptica	F.1.1 – Función Señal Excitación		X				
	F.1.2 – Función Canal de Excitación		X	X	X		
	F.1.3 – Función Enfocar		X	X	X		
	F.1.4 - Función Canal de Recepción	X		X	X		
	F.1.5 – Función Filtrar:			X			
	F.1.6 - Función Dispersar	X					
	F.1.7 – Función enfocar señal dispersada	X					
Función Eléctrica	F.2.1 – Función Recibir Potencia		X				
	F.2.2 – Función Suministrar Potencia		X			X	
	F.2.3 - Función Adquirir	X	X				X
Función Térmica	F.3.1 – Función Térmica Pasiva	X	X	X	X	X	X
	F.3.2 – Función Térmica Activa	X	X				
Función mecánica	F.4.1 – Función Estructural	X	X	X	X	X	X
	F.4.2 – Función Ajustar Foco		X				
Función control y autonomía operacional	F.5.1 – Función Control Operativo		X			X	
Función gestión de datos y comunicación	F.6.1 – Función Comunicación Externa		X				
	F.6.2 – Función Comunicación Interna:	X	X	X		X	
Función Fiabilidad	F.7.1 – Función Fiabilidad	X	X	X	X	X	X
Función calibración	F.8.1 – Función Calibrar:						X

Tabla 4.2 -1 – Matriz Funciones / Productos del sistema RLS

Lo que se está expresando con esta matriz son requisitos funcionales del sistema: basándose en los requisitos funcionales y su evolución, se pueden definir los requisitos de configuración (ver sección 4.3 Requisitos del sistema).

Analizando esta matriz y a fin de simplificar el resultado del análisis funcional de RLS, se puede observar que todos los elementos de RLS deben cumplir con la función térmica pasiva, con la mecánica y con la de fiabilidad, así como ser capaces de poder comunicarse entre ellos. Veamos esta matriz expresada desde cada elemento de configuración de RLS:

### 1 – Instrumento RLS:



## 11 - Unidad de espectrómetro (SPU)

El SPU albergará una parte relevante de la función óptica. La señal Raman emitida por la muestra es recibida por el SPU a través del cableado óptico de recepción. Su funcionalidad básica es lograr la dispersión espectral de la señal Raman y enfocarla sobre el detector CCD. A su vez, el CCD a su vez transferirá la imagen Raman obtenida a la electrónica de proximidad, situada en la ICEU, para su posterior procesamiento (obtención del espectro asociado a la imagen Raman). Por lo tanto, el SPU alberga las funciones detalladas en la **figura 4.2 -3**.

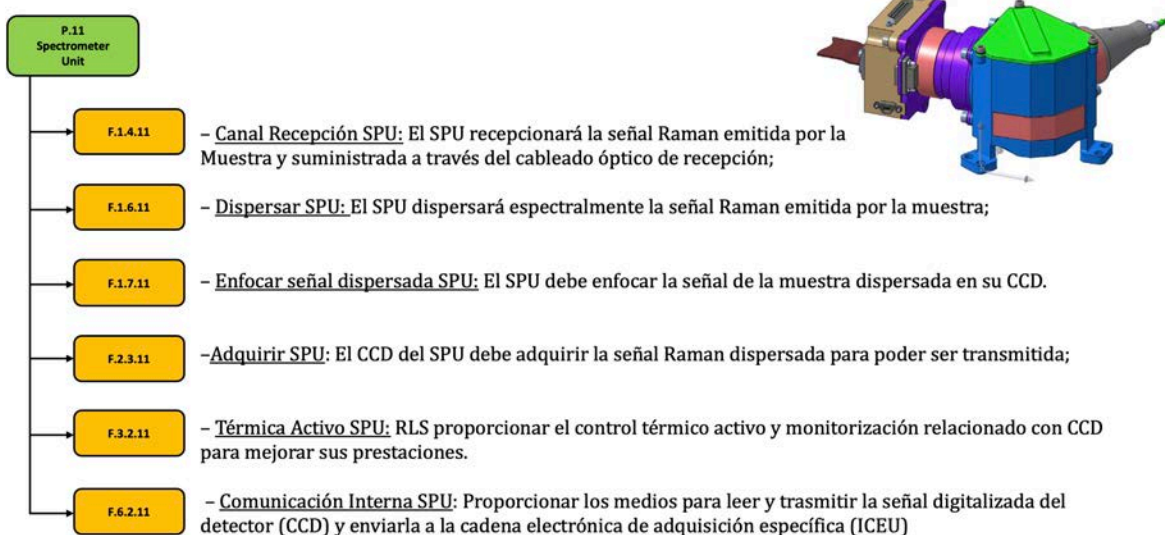


Figura 4.2 - 3 - Funciones del Espectrómetro de RLS

## 13 - Cabezal óptico interno (iOH).

El IOH cubrirá parte de la función de óptica y una función mecánica relevante (sistema de enfoque). La señal de excitación láser es guiada, mediante una fibra óptica, desde la ICEU hasta el cabezal (canal de excitación). Esta señal debe ser focalizada sobre la muestra, siendo necesaria, según las necesidades científicas, cierta capacidad de ajuste en altura (distancia cabezal-muestra) para ajustar la profundidad de la muestra sobre la que enfocar la señal de excitación.

La señal Raman emitida por la muestra debe ser colectada por el cabezal, enfocada sobre el cableado óptico de recepción y guiada hasta el SPU. Además, el IOH debe filtrar las señales no deseadas, es decir, la señal Raman y de fluorescencia del canal de excitación y la señal del laser en la ruta de colección.

Las funciones desglosadas que debe cumplir, por lo tanto, el iOH son las siguientes (además de las funciones térmicas, mecánicas, de comunicación interna y de fiabilidad, que todos los sub-sistemas deben cumplir) detalladas en la **figura 4.2 -4**.

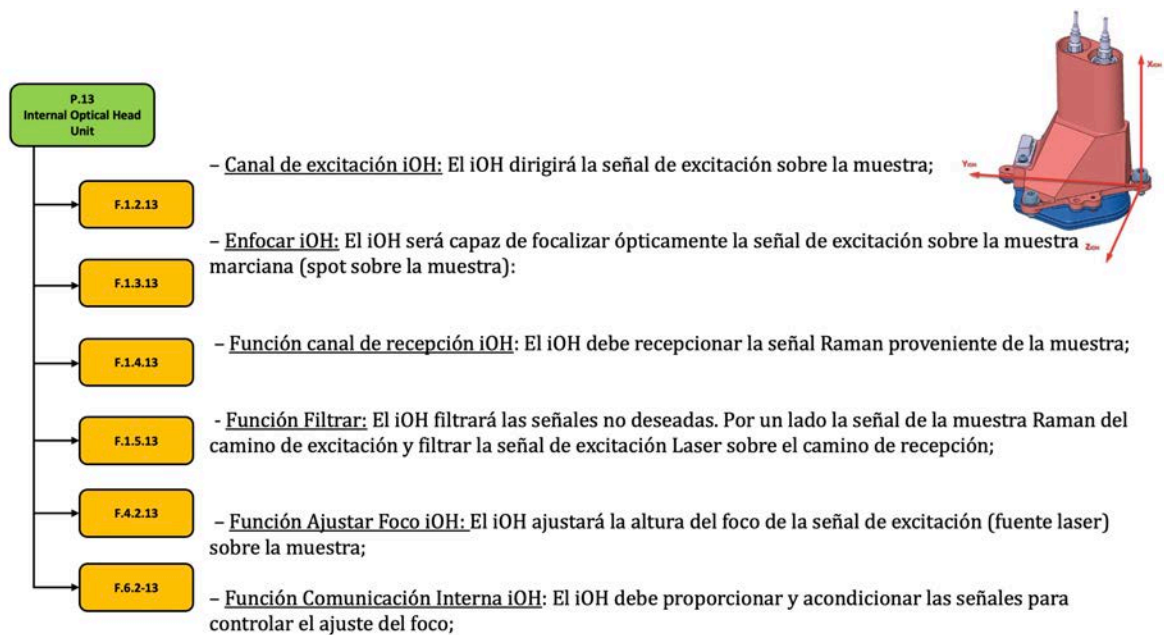


Figura 4.2 - 4 - Funciones de la Unidad Cabezal Óptico Interno de RLS

#### 14 - Unidad de Control y Excitación del Instrumento (ICEU)

La ICEU es una unidad que abarca principalmente las funciones de excitación (emisión de la señal láser), es decir, parte de la función de ciencia y, sobre todo, las funciones eléctricas, las de control operacional y las de gestión de datos.

Siendo de esta manera, las sub-funciones desglosadas que la ICEU debe cubrir, además de las funciones mecánicas detalladas en la **figura 4.2-5**.

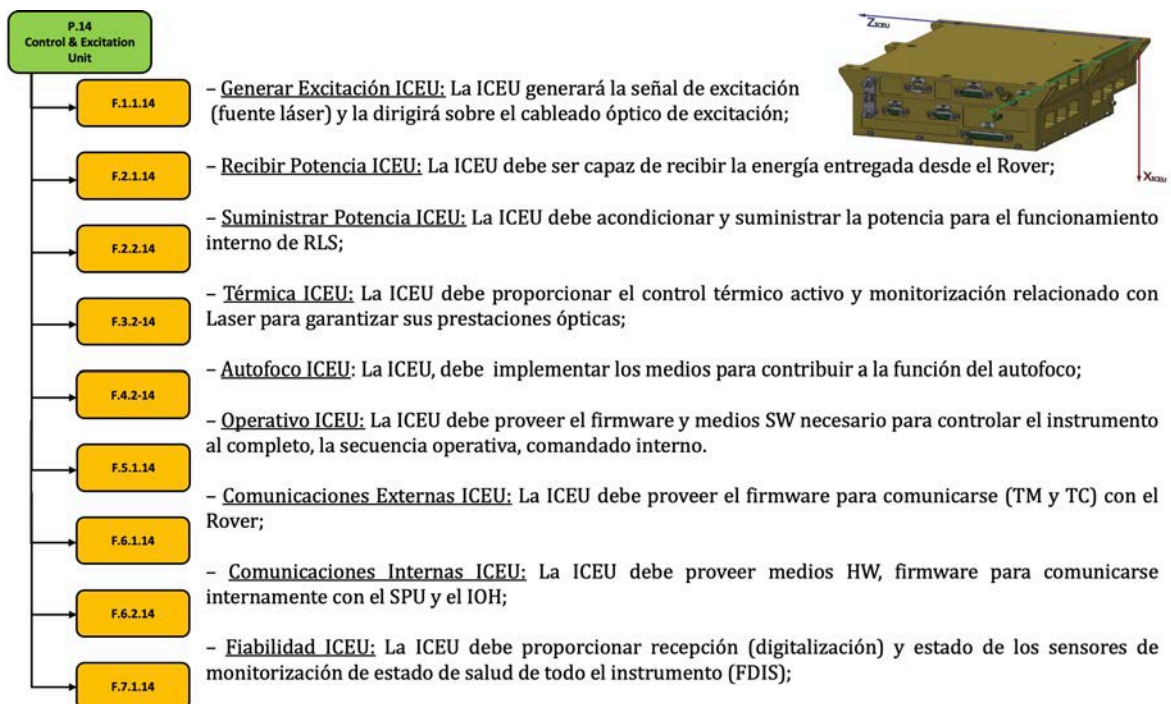


Figura 4.2 - 5 - Funciones de la Unidad de Control y Excitación del Instrumento RLS

#### 15 - Cableado óptico (OH)

El cableado óptico (OH), o fibras ópticas, sirve como conexión óptica entre las diferentes unidades del instrumento. Su propósito es guiar la señal de excitación (láser) desde la ICEU al IOH (camino de excitación), y enviar la señal Raman colectada por el iOH desde éste (canal de colección) al SPU para su separación espectral y análisis.

Las principales funcionalidades son (incluye funciones térmicas, mecánicas y de fiabilidad):

- F.1.2-15 - Función Canal Excitación OH: El OH dirigirá la señal de excitación (fuente láser) desde la ICEU, hasta el iOH
- F.1.4-15 - Función Canal Recepción OH: El OH dirigirá la señal Raman emitida por la muestra desde el iOH al SPU

### 16 - Cableado eléctrico (EH)

Las principales funcionalidades son (incluye funciones térmicas, mecánicas y de fiabilidad):

- F.2.2-16 - Función Suministrar Potencia EH: El EH debe ser capaz de suministrar la potencia para el funcionamiento interno del SPU e IOH
- F.6.2-16 - Función Comunicaciones Internas EH: El EH debe permitir que la ICEU se comunique y entienda con el SPU y el IOH.

### 17 - Software de a bordo

La funcionalidad principal consistirá en proporcionar el control total sobre el funcionamiento completo del instrumento, es decir, ser capaz de controlar las otras funciones realizadas por RLS: función ciencia, función térmica, función mecánica, función comunicación, etc. El desglose funcional del software de RLS se detallada en la **figura 4.2-6**.

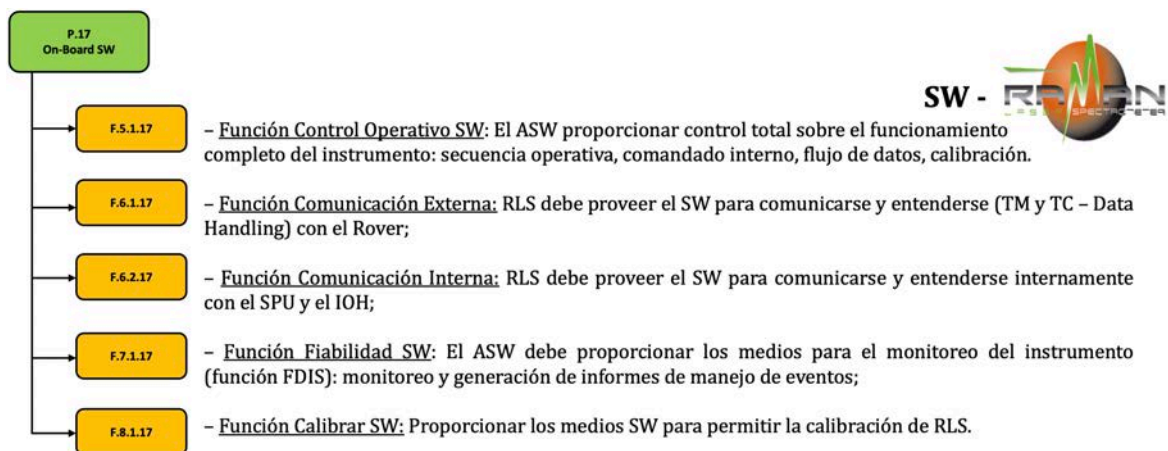


Figura 4.2 - 6 - Funciones del SW de a bordo

De esta forma las todas las funciones de alto nivel pertenecientes a las necesidades del sistema, se van alojando en los elementos de RLS, para ir completando la funcionalidad del mismo y evolucionar las funciones en sub-funciones mas sencillas, para identificar elementos del sistema que las realicen.

#### 4.2.2.4 Descomposición de nuevos elementos HW/SW de RLS

Una vez definidas las funciones (y acomodadas en las unidades de RLS), el proceso del análisis funcional continua, identificando nuevos elementos HW/SW de RLS de niveles inferiores que realicen las funciones propuestas y generando una nueva iteración del árbol de producto y de funciones. Los nuevos elementos se encajan en el siguiente nivel de la configuración física de RLS, en respuesta a las funciones generadas. A su vez, estos nuevos elementos de RLS (Sub-Unidades) generan nuevas funciones, que de nuevo serán realizadas por ese elemento identificado o necesitan de una nueva evolución del análisis funcional en búsqueda de nuevos elementos HW/SW.

#### 1 – Instrumento RLS:

##### 11 – Unidad de espectrómetro (SPU):

###### F.1.4-11 – Función Colimación SPU:

- SPU Receptáculo de fibra óptica: elemento mecánico que garantiza la conexión óptica y mecánica de la fibra óptica (OH#2) para recibir la señal Raman emitida por la muestra.
- SPU Subsistema Colimador: conjunto opto-mecánico, lentes incluidas, encargado de colimar el haz divergente proveniente de la fibra óptica que contiene la señal Raman emitida por la muestra, y dirigirlo hacia el elemento dispersor del SPU.

###### F.1.6-11 – Función Dispersar SPU:

- SPU Cuerpo principal: unidad estructural para permitir principalmente el soporte e integración de la red de difracción. La red es un elemento clave en el SPU para dispersar espectralmente la luz incidente, produciendo para cada ángulo diferente, un haz monocromático que es dirigido hacia la óptica del colector.

###### F.1.7-11 – Función Colección SPU:

- SPU Colector S/S: conjunto opto-mecánico, lentes incluidas, encargado de enfocar el haz colimado, proveniente de la red de difracción, sobre el CCD.

El siguiente elemento cumple con tres de las funciones identificadas para el SPU. Estas funciones son: F.2.3-11 Función Adquirir SPU, F.3.2-11 Función Térmica Activa SPU y F.6.2-11 – Función Comunicación Interna SPU:

- SPU “Focal Plane Assembly” (FPA): este elemento está formado por el CCD, el TEC (“Thermo Electrical Cooler”) y el soporte mecánico con capacidad de alineamiento:
  - El CCD adquiere la luz Raman dispersada y, a través de su función de transferencia, convierte los fotones recibidos en una carga (asociada a una serie de píxeles en función de la longitud de onda de los fotones correspondientes).
  - Esta carga se digitaliza, para poder ser transferida a la “Front End Electronics” - FEE (dentro de la ICEU).
  - El TEC realiza el control térmico activo mediante el enfriamiento del CCD para mejorar sus prestaciones, cuya corriente de oscuridad mejora significativamente a bajas temperaturas, disminuyendo esa contribución del ruido de lectura.

##### 13 – Cabezal óptico interno (IOH):

###### F.1.2.13 – Función Canal de excitación IOH:

- IOH Receptáculo de fibra óptico de excitación: elemento mecánico que garantiza la conexión óptica y mecánica de la fibra óptica (OH#1) que contiene la señal de excitación láser.
- IOH óptica de excitación: elementos ópticos encargados de colimar y dirigir la señal de excitación proveniente del receptáculo del camino de excitación hacia la muestra.

#### F.1.3.13 – Función enfocar iOH:

- IOH óptica de enfoque: elementos ópticos encargados de enfocar la señal de excitación (laser) sobre la muestra a analizar (y, posteriormente, de coleccionar la señal proveniente de la muestra, colimarla y dirigirla hacia la zona de filtrado del canal de recepción).

#### F.1.5-13 – Función Filtrar IOH:

- IOH filtros del camino de excitación: elementos ópticos que se encargan de filtrar la señal del camino de excitación para que contenga exclusivamente la señal láser que para tal efecto se pretende utilizar.
- IOH Filtro del camino de recepción: elementos ópticos que se encargan de filtrar todas las señales no-deseadas que se encuentren en el canal de recepción (básicamente, la señal del láser de excitación).

#### F.1.4.13 – Función canal de recepción iOH:

- IOH óptica de recepción: elementos ópticos encargados de recoger la señal Raman de la muestra y dirigirla hacia el receptáculo de salida del iOH, el del canal de recepción.
- IOH Receptáculo de fibra óptico de recepción: elemento mecánico que garantiza la conexión óptica y mecánica de la fibra óptica (OH#2) para enviar la señal Raman emitida por la muestra bajo análisis al SPU.

#### F.4.2-13 – Función Ajustar Foco iOH:

- IOH Sistema de Autoenfoco: sistema compuesto por un mecanismo, las guías necesarias y un sensor de posición, para mover el conjunto óptico de enfoque del IOH con respecto a la muestra y conseguir, de esa manera, que la señal de excitación esté a una distancia determinada respecto a la superficie de la muestra.

### **14 – Unidad de Control y Excitación del Instrumento (ICEU):**

#### F.1.1-14 – Función Generar Excitación ICEU

- El Módulo Laser debe generar la señal de excitación.
- Conector y cableado óptico del láser: conector y cableado óptico para guiar la señal de excitación laser desde el modulo laser hasta la salida de la ICEU.

#### F.2.1-14 – Función Recibir Potencia ICEU, F.2.2-14 – Función Suministrar Potencia ICEU:

- ICEU Tarjeta de potencia: tarjeta electrónica de potencia. Realizará las siguientes funciones:
  - Acondicionar la potencia compatible con el BUS primario del Rover
  - Debe distribuir la energía para el encendido y apagado interno de las unidades, acondicionando las corriente y voltajes para los equipos RLS
  - Debe proveer el control de potencia del láser.

El siguiente elemento cumple con tres de las funciones identificadas para la ICEU. Estas funciones son: F.5.1-14 - Función Control Operativo ICEU, F.6.1-14 - Función Comunicaciones Externas ICEU, Función Comunicaciones Internas ICEU, F.7.1-14 - Función Fiabilidad ICEU

- ICEU Tarjeta procesadora: tarjeta electrónica de procesamiento. Realizará las siguientes funciones:
  - Controlar el instrumento al completo, la secuencia operativa, comando interno y flujo de datos de forma autónoma
  - Implementa la IF de datos con el Rover (TM/TC) a través del CAN Bus
  - Implementa medios para comunicarse con el mecanismo de enfoque del IOH y con la FEE para el control del CCD (SPU)
  - Proporciona la recepción, digitalización y estado de monitorización del sistema: térmicos, corrientes y la cadena de voltajes (FDIS)
  - Implementa el almacenamiento de datos y SW de abordo
- ICEU Tarjeta FEE ("*Front End Electronics*"): tarjeta electrónica para la lectura y control total del CCD (SPU);

#### F.3.1-14 - Función Térmica ICEU:

- Módulo termo-eléctrico para el control térmico del láser (TEM, "*Thermo Electrical Module*"): Proporciona el control térmico activo del láser. Este dispositivo se encarga de enfriar o calentar el módulo láser según el entorno térmico, con el fin de mantenerlo siempre en su temperatura operativa, cuando se requiera operarlo, y dentro de sus márgenes no-operativos en el resto de las circunstancias;

#### **15 - Cableado óptico (OH):**

La Unidad de cableado óptico esta compuesta por dos fibras ópticas independientes, cada una de las cuales cubre las sub-funcionalidades de la unidad.

#### F.1.2-15 - Función Canal Excitación OH:

- Cableado óptico OH#1: cableado óptico del camino de excitación entre ICEU y el iOH;

#### F.1.4-15 - Función Canal Recepción OH:

- Cableado óptico OH#2: cableado óptico del camino de recepción entre el iOH y el SPU;

#### **16 - Cableado eléctrico (EH):**

F.2.2-16 - Función Suministrar Potencia EH y 6.2-16 - Función Comunicaciones Internas EH

- Cableado eléctrico EH#1: Encargado de distribuir las señales eléctricas necesarias para controlar la operación del iOH;
- Cableado eléctrico EH#2: Encargado de distribuir las señales eléctricas necesarias para controlar el TEC alojado en el SPU (control térmico CCD);
- Cableado eléctrico EH#3: Encargado de distribuir las señales eléctricas necesarias para controlar (incluido el enlace de datos) el CCD alojado en la SPU;

#### **17 - Software de a bordo:**

#### F.5.1-17 - Función Control Operativo ASW y 7.1-17 - Función Fiabilidad ASW:

Funcionalidades implementadas en el **ASW** proporcionar control total sobre el funcionamiento completo del instrumento a través de tres funciones principales:

- Encargado de la gestión de los datos ("*Data Handling System*" - DHS) a bordo a través de la implementación el CANBUS:
  - recepción, validación y aceptación de TCs
  - Preparación y envío de TMs
- Encargado de la gestión de recursos de la tarjeta procesadora: Procesador, FPGA, control de tiempos y sincronización, lectura de HK y de memorias internas
- Encargado del control y gestión de la tarjeta FEE para adquirir y transmitir imágenes del CCD
- Encargado de la gestión y control de la máquina de estados de RLS
- Encargado de realizar comprobaciones periódicas para la identificación de fallos en el sistema, tomar acciones de recuperación e informar Rover ("*Failure Detection & Isolation System*" - FDIS)
- Encargado del control de la funcionalidad completa de las operaciones de RLS:
  - Control del encendido y apagado de todos los elementos de RLS
  - Configuración del instrumento
  - Control de la operación científica: control tiempo de integración, número de acumulaciones, tamaño de la imagen a descargar ("*Region of Interest*" - ROI)
  - Ejecución algoritmos científicos
  - Control del subsistema autofocus (motor y "*encoder*")
  - Control térmico sobre los elementos de RLS;

### 4.2.3 Descomposición Funcional y Física de RLS

La estructura jerárquica en la que se han descompuesto las funciones de RLS, permite a la ingeniería de sistemas describir los requisitos funcionales del sistema con más fiabilidad, detectando posibles errores, omisiones, inconsistencias y duplicidades no detectadas. Además, la descomposición funcional del sistema garantiza la trazabilidad entre los requisitos funcionales en todos los niveles de RLS (Sistema y unidades).

#### 4.2.3.1 Árbol de funciones (FT) o configuración funcional de RLS

La estructura del árbol funcional de RLS (ver figura 4.2-7) proporciona una representación de los elementos funcionales que componen un sistema. Es una estructura jerárquica y gráfica usada especialmente para la descomposición inicial y la estructuración de los requisitos funcionales de RLS (ver especificación técnica de RLS, sección 4.3). Tal y como hemos visto, esta estructura funcional o identificación de funciones de RLS nos lleva al árbol de producto asignando elementos HW y SW de RLS a las funciones identificadas.

La figura 4.2-8 muestra el diagrama de funciones del Diseño Preliminar de RLS, con el flujo de funcionalidades y los elementos HW/SW funcionales de RLS que las realizan.

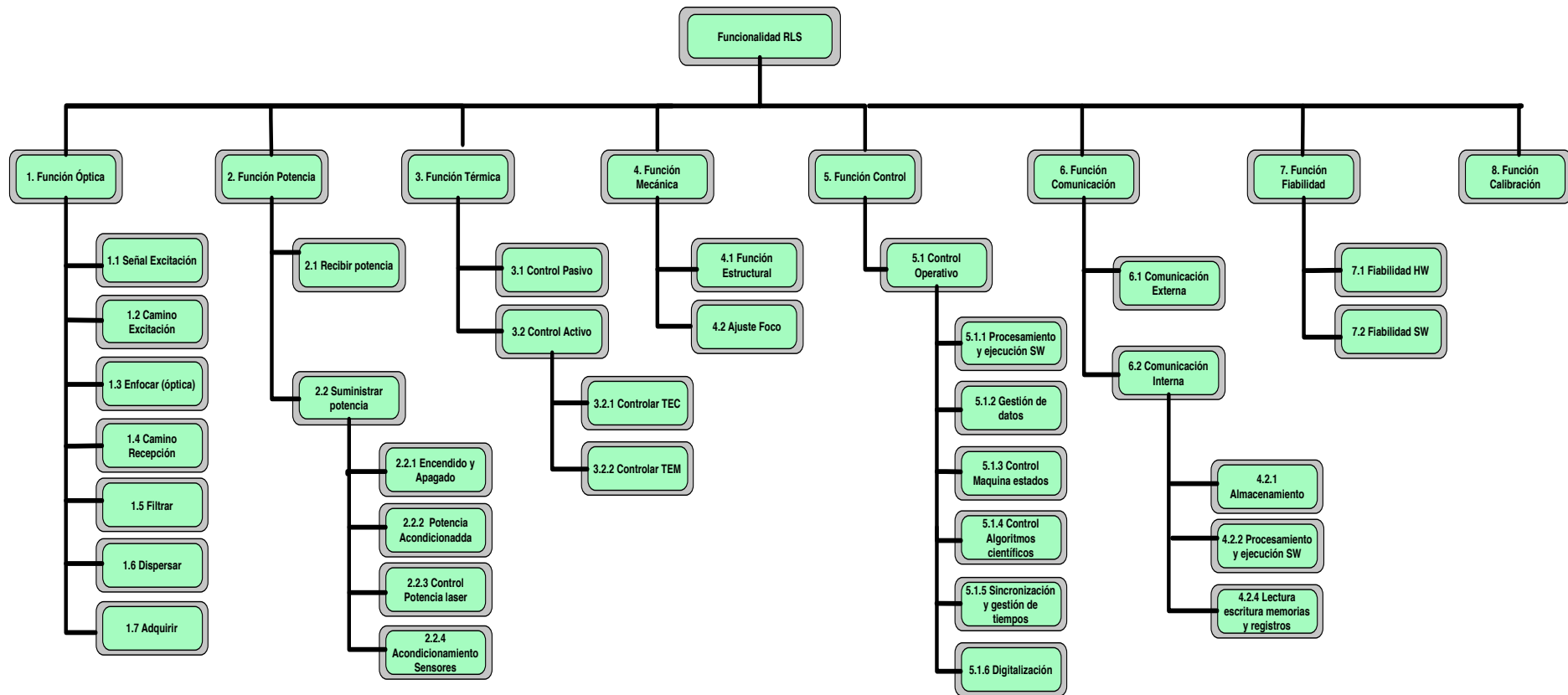


Figura 4.2 - 7 - [Representación extraída del árbol de funciones de RLS]



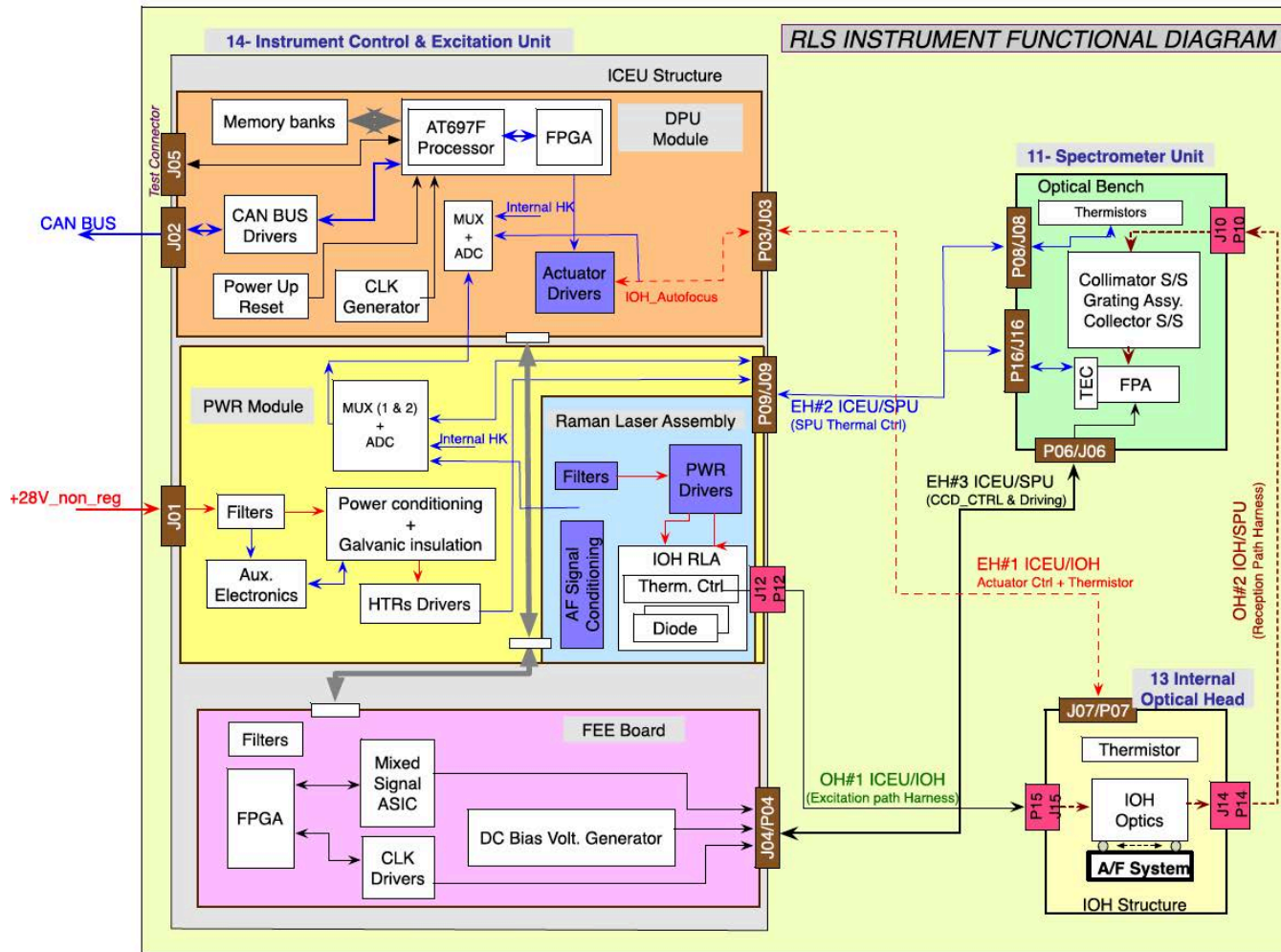


Figura 4.2 - 8 - [Representación Funcional de RLS distribuida por Unidades]

#### 4.2.3.2 Árbol de producto (PT) o configuración física de RLS

Tal y como se ha comentado, el árbol de producto (ver **figura 4.2 - 9**) es la descomposición de RLS en niveles sucesivos de productos o elementos hardware o software (unidades / sub-unidades) que está definido de acuerdo con las funciones que RLS necesita abordar para desempeñar su misión y que están incluidas en el árbol de Función de RLS. Los productos definidos en el árbol de producto de RLS incluyen todos los elementos supeditados al control de configuración (controlados durante el proceso de desarrollo de RLS) y, por lo tanto, son elementos que están sujetos a una especificación técnica (como veremos en la siguiente sección de requisitos técnicos).

El árbol de producto de RLS constituye la base de la estructura de paquetes de trabajo que es la estructura principal utilizada para la gestión del proyecto y que permite identificar y cuantificar el trabajo global que tiene que ser realizado en RLS, identificar recursos y asignar responsabilidades.

Es decir, el proceso de identificación de funcionalidades nos ha conducido a definir el sistema al completo, y a la vez, nos proporciona una estructura que permite la gestión y comunicación eficiente interna de RLS. La **figura 4.2 - 10** muestra el diagrama de producto del Diseño Preliminar de RLS, con los elementos HW/SW que forman cada una de las unidades.

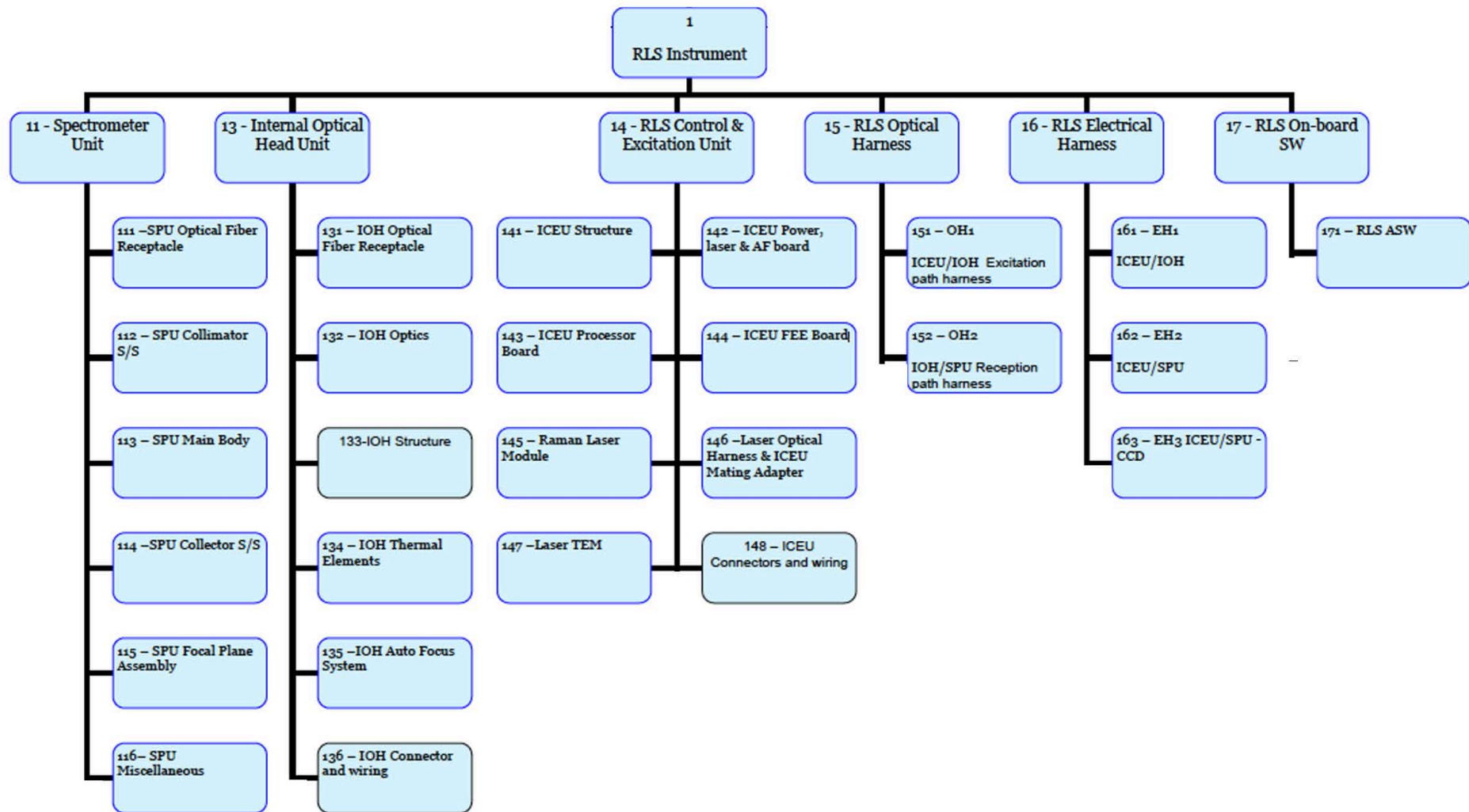


Figura 4.2 - 9 - [Árbol de producto del segmento vuelo de RLS]

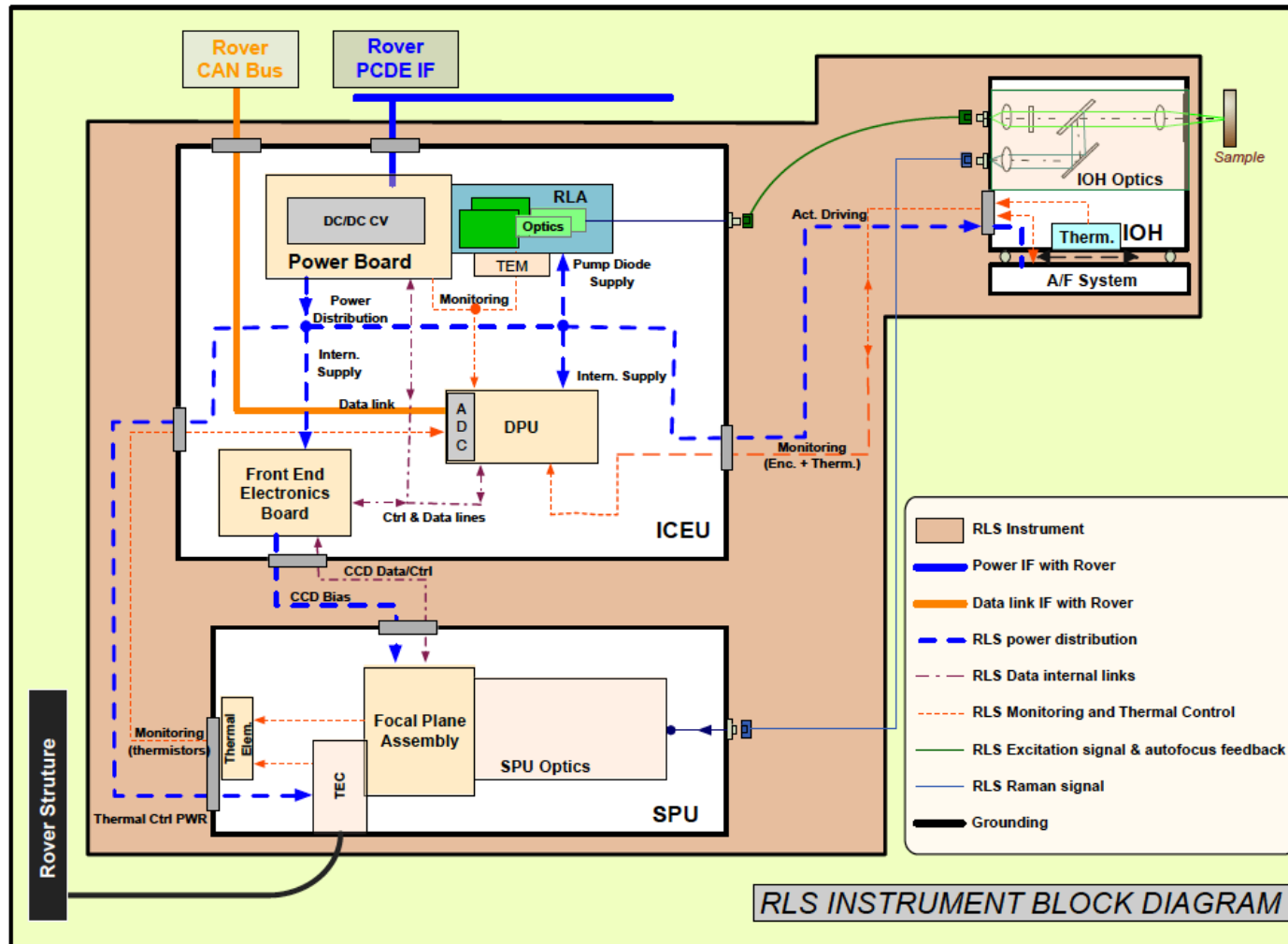


Figura 4.2 - 10 - [Diagrama de bloques (unidades) de RLS]

## 4.3 RLS Requisitos y Especificaciones Técnicas

Los requisitos técnicos que juegan un papel muy importante en la ingeniería de sistemas y en el desarrollo de RLS y están presentes durante todo el ciclo de vida del sistema, desde las primeras definiciones de diseño hasta que se entrega el RLS FM a la ESA:

- Son la referencia para la arquitectura del sistema y las actividades de diseño
- Son la referencia para las actividades de integración y verificación del sistema
- Actúan como referencia para la validación y aceptación de las partes interesadas
- Proporcionan un medio de comunicación entre los distintos grupos técnicos

Así, se abordarán todos los requisitos a nivel sistema que describen las funciones, prestaciones y características que el instrumento en su conjunto debe cumplir para satisfacer las necesidades de las partes interesadas, del investigador principal y de la ESA.

Nos situamos en el siguiente escalón del modelo en “uVe” de RLS y, en particular, con el proceso de elaboración de los requisitos y las especificaciones de RLS (**ver figura 4.3 -1**)

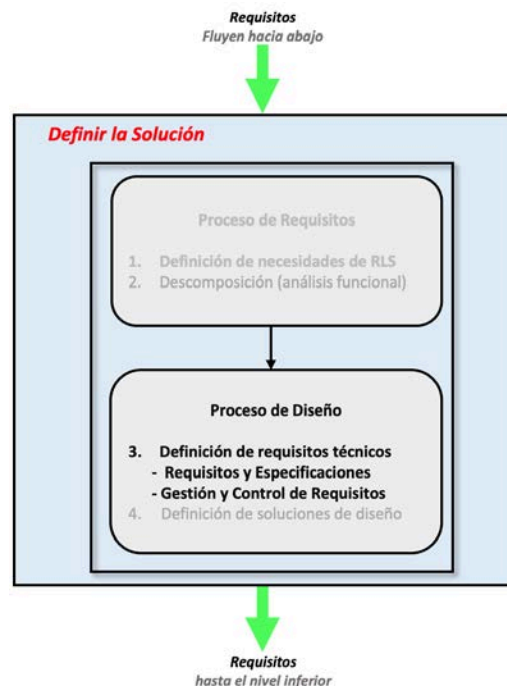


Figura 4.3 -1-Definición de los requisitos en el modelo en “V”

### 4.3.1 Objetivos de la Ingeniería de Requisitos de RLS

Los objetivos de la ingeniería de requisitos de RLS es garantizar que:

- Los requisitos asociados a las expectativas de las partes interesadas (requisitos de alto nivel de RLS) relativos al retorno científico, a la operación y, en general, a la misión, sean establecidos como un conjunto completo de requisitos técnicos validados y coherentes a través de la estructura desglosada del producto: sistema y unidades de RLS (ver sección 4.2);
- Generar unas especificaciones técnicas de referencia para el desarrollo y verificación del sistema y de las unidades RLS;

- Controlar el estado de los requisitos y su trazabilidad de forma efectiva, considerando las iteraciones de diseño y procesos de validación;

Los requisitos técnicos de RLS se generan y asignan de arriba hacia abajo, acorde a las características y descomposición del sistema. Los nuevos elementos identificados (HW/SW) para RLS a través del análisis funcional del sistema (ver sección 4.2), deben de ser controlados con requisitos y especificaciones técnicas, ya que deben cumplir las características propias impuestas del sistema o entorno, las prestaciones, la masa, los criterios de calidad y resistencia de materiales, etc.

Como responsable del sistema RLS, es necesario definir los requisitos técnicos de productos de nivel inferior (las unidades), así como los métodos de verificación de las características finales. El equipo técnico del RLS ha creado una base de datos con la herramienta de gestión de requisitos DOORS. Los requisitos y especificaciones de referencia del RLS identificados han sido documentados utilizando esta herramienta y así permitir un seguimiento eficaz de la trazabilidad, implementar la gestión de cambios de los requisitos y controlar el proceso de verificación de forma ascendente desde las unidades al sistema (gestión y control de requisitos).

## 4.3.2 Proceso de Elaboración de Requisitos Técnicos de RLS

### 4.3.2.1 Entradas a los requisitos de RLS

La **figura 4.3-2** proporciona un diagrama de flujo para el proceso de definición de requisitos técnicos particularizado para el caso de RLS, e identifica una serie de entradas a considerar para abordar la definición de dichos requisitos.

- Expectativas de referencia de las partes interesadas (ver capítulo 4.1): conjunto acordado de expectativas implementadas en los documentos E-IRD, MRD y ORD que definen objetivos, restricciones técnicas y operacionales e interfaces de RLS.
- Análisis funcional (ver capítulo 4.2): obtenemos la estructura de descomposición de RLS, que nos permite establecer relaciones jerárquicas entre los requisitos y realizar la asignación correspondiente entre los diferentes niveles. Además, a través del análisis funcional hemos generado los requisitos de configuración y funcionales de RLS.
- Concepto básico de operaciones (ver sección 4.4): describe cómo se operará RLS durante las fases del ciclo de vida para cumplir con las expectativas (ORD), incluyendo varios escenarios y casos de uso.

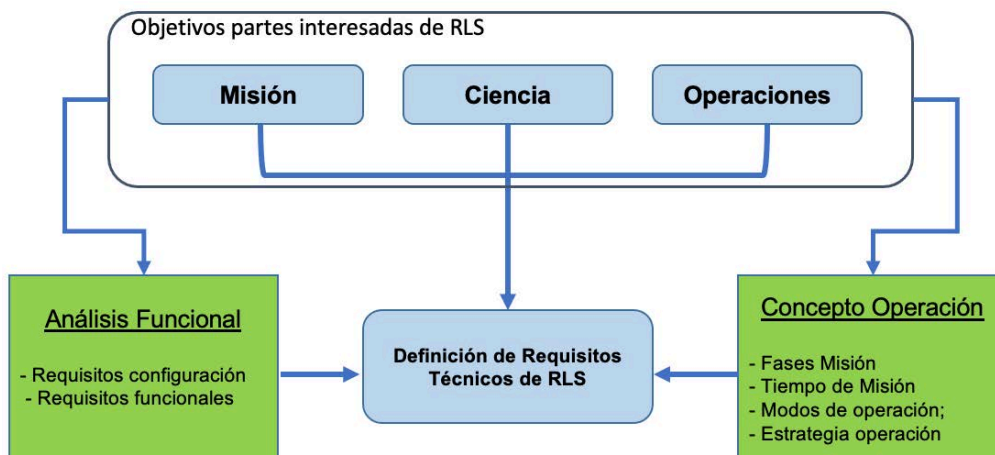


Figura 4.3 -2 -Entradas a los requisitos técnicos de RLS

## 4.3.2.2 Jerarquía de los requisitos de RLS. Árbol de especificaciones

### 4.3.2.2.1 Jerarquía de los requisitos de RLS

Como ya se ha mencionado, los requisitos técnicos en RLS se generan y asignan de forma jerárquica a través de los diferentes niveles obtenidos tras la descomposición del sistema. En RLS existen tres niveles bien diferenciados de requisitos y especificaciones:

#### 1. Especificaciones de alto nivel

Son el conjunto de especificaciones de las partes interesadas de referencia,

- Capacidades y prestaciones de RLS y requisitos de medición y acomodación, según necesidades científicas declaradas del IP, recogidas en el MRD;
- Restricciones y requisitos de diseño e interfaces definidos por la misión, incluidos los entornos ambientales, recogidos en el E-IRD y todas sus especificaciones soporte;
- Requisitos operativos esenciales de alto nivel y limitaciones de la misión, según necesidades para la operación del usuario final, que es el IP, recogidos en el ORD;

#### 2. Especificaciones de Sistema

Son las especificaciones aplicables al sistema completo de RLS, la referencia para el diseño y la verificación de los diferentes productos fabricados y ensayados para satisfacer las necesidades de alto nivel. El resultado da un conjunto de requisitos implementado en dos documentos de especificaciones:

- Requisitos aplicables al HW de vuelo de RLS y contenidos en la especificación técnica del sistema RLS (RLS ITS)
- Requisitos aplicables al SW de vuelo de RLS y contenidos en la especificación de SW de sistema RLS (RLS SSS)

Las especificaciones de RLS, tienen tres elementos principales de entradas. Por un lado, todos los requisitos de alto nivel sobre las necesidades de las partes interesadas (ciencia, misión y operación) mediante una trazabilidad descendente, además consideran el diseño establecido en el instrumento RLS y como esté puede afectar al resto de requisitos del sistema (trazabilidad bidireccional). Las especificaciones del sistema son el puente entre las especificaciones de las partes interesadas y las especificaciones del siguiente nivel de descomposición de RLS, las de unidades.

#### 3. Especificaciones de Unidad:

Son las especificaciones aplicables a las unidades de RLS. Se genera una especificación por cada unidad como referencia para el desarrollo y verificación de los diferentes productos fabricados y ensayados de cada una de ellas.

### 4.3.2.2.2 Árbol de especificaciones de RLS

El objetivo del árbol de especificaciones es definir la estructura jerárquica y la relación de todas las especificaciones de requisitos técnicos para los diferentes elementos y niveles de RLS. Nace del árbol de producto (sección 4.2) y proporciona la lista completa de especificaciones que definen el sistema de forma gráfica, donde la especificación del sistema se descompone en especificaciones hasta productos de nivel inferior (Unidades en RLS).

El árbol de especificaciones de RLS se incluye en la **figura 4.3 -3**.



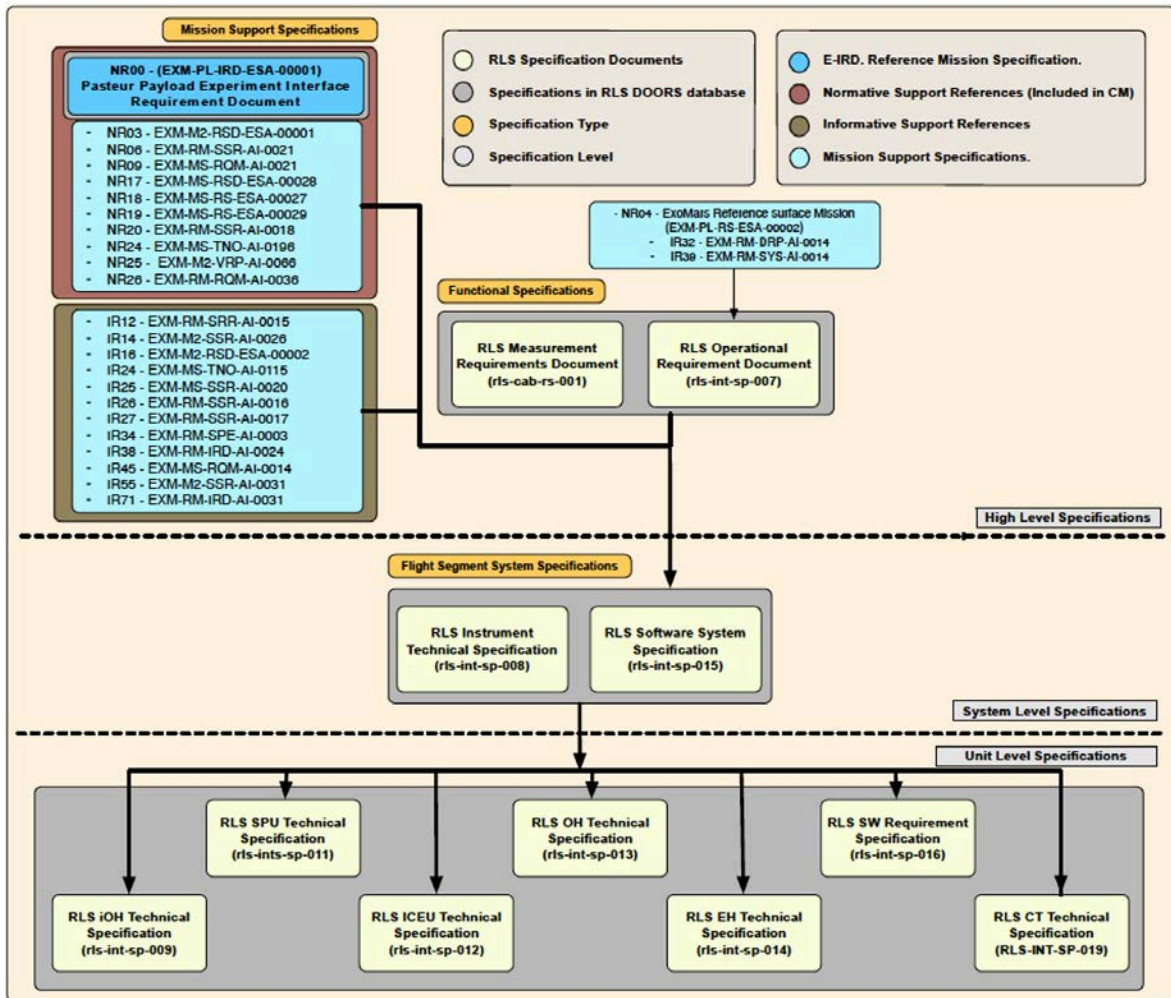


Figura 4.3 -3 – Árbol de especificaciones de RLS. Tres niveles diferenciados.

#### 4.3.2.3 Definición de los requisitos de RLS

El conjunto completo de requisitos que define el sistema de RLS, se clasifica, distribuyen y asignan a todos los elementos de diseño de RLS a través de la configuración obtenida del sistema (PT) y aquellos que atraviesan los límites de esa configuración, es decir, las interfaces.

- Los requisitos asignados al sistema son los requisitos de configuración (el sistema que se especifica), los funcionales (qué funciones debe realizar el sistema), los de prestaciones (cómo de bien debe realizar las funciones) y los requisitos de interfaces internas.
- Los requisitos de interfaces externas son: los requisitos transversales que incluyen las restricciones de RLS, los factores ambientales, de seguridad, de diseño y operacionales.

El proceso de creación de requisitos de las unidades de RLS involucra a las partes interesadas en RLS (alto nivel), a los responsables del sistema RLS y a los responsables de cada una de las unidades.



### 4.3.2.3.1 Requisitos de configuración de RLS

Para establecer una relación entre los requisitos de cada nivel y la configuración de RLS aplicable, el punto de partida es identificar la arquitectura lógica del sistema obtenida tras el análisis funcional (sección 4.2).

#### 1. Nivel sistema.

Las dos especificaciones del sistema RLS mencionadas la ITS y SSS cubren el nivel sistema al completo del segmento vuelo de RLS, que se compone de los elementos que se muestran en la **figura 4.3 - 4**.

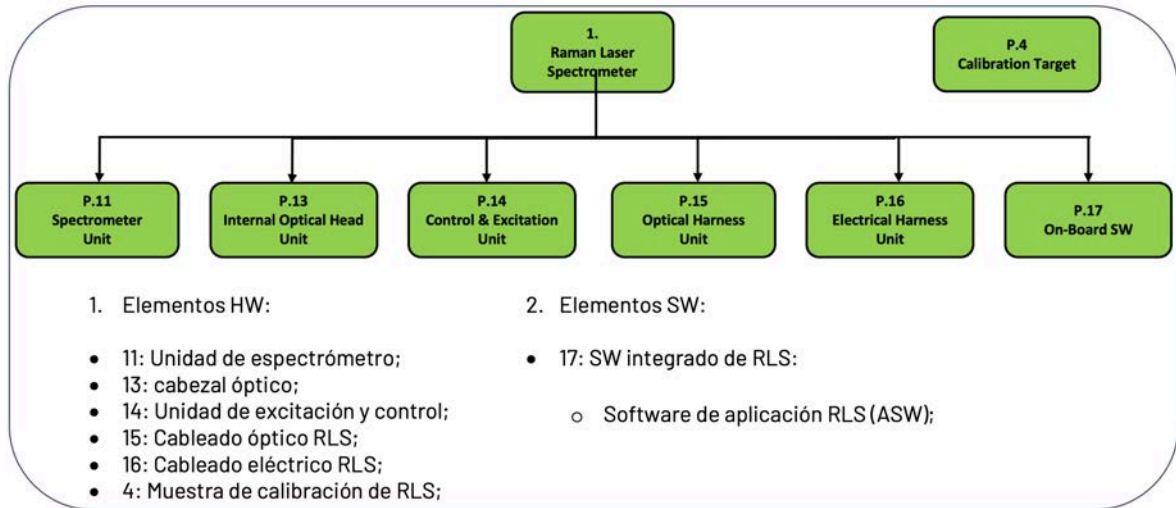


Figura 4.3 - 4 - Elementos del Árbol de producto de RLS a los que aplica las especificaciones del Sistema

#### 2. Nivel Unidad.

A nivel unidad, hay que generar una especificación por cada una de ellas, cada unidad o elemento de configuración. La **figura 4.3 -5** incluye los elementos de configuración a los que aplica cada una de las especificaciones del nivel Unidad.

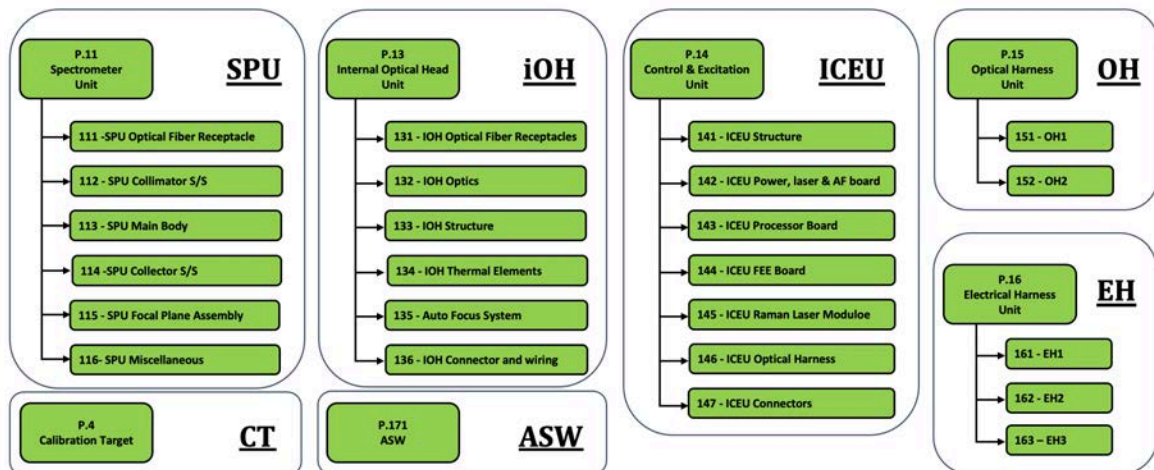


Figura 4.3 - 5 - Elementos del Árbol de producto de RLS a los que aplican las especificaciones de Unidades. Una Especificación por configuración.

#### 4.3.2.3.2 Requisitos funcionales de RLS

Los requisitos funcionales se obtienen del análisis funcional de las necesidades de las partes interesadas, tal y como hemos visto en la sección 4.2.

##### Funcionalidades HW de RLS.

Los requisitos funcionales de los elementos HW de RLS sus unidades, están contenidos en:

- Requisitos funcionales del SPU: contenidos en **figura 4.3-3** (SPU);
- Requisitos funcionales del iOH: contenidos en **figura 4.3-4** (iOH);
- Requisitos funcionales del ICEU: contenidos en **figura 4.3-5** (ICEU);

El SW es uno de los elementos funcionales más importante de RLS ya que su principal objetivo es proporcionar el control total sobre el funcionamiento del instrumento. Las tareas del SW a bordo de RLS se dividirán en dos productos de SW integrados en dentro de la ICEU.

##### SW de Aplicación (ASW).

Los requisitos funcionales del ASW están descritos en la **figura 4.3 – 6**. El ASW controlará las operaciones de gestión de RLS de bajo nivel, la adquisición de datos científicos, la comunicación con el Rover y el primer nivel de la funcionalidad de detección de fallos (FDIS – “Failure Detection and Isolation System”).

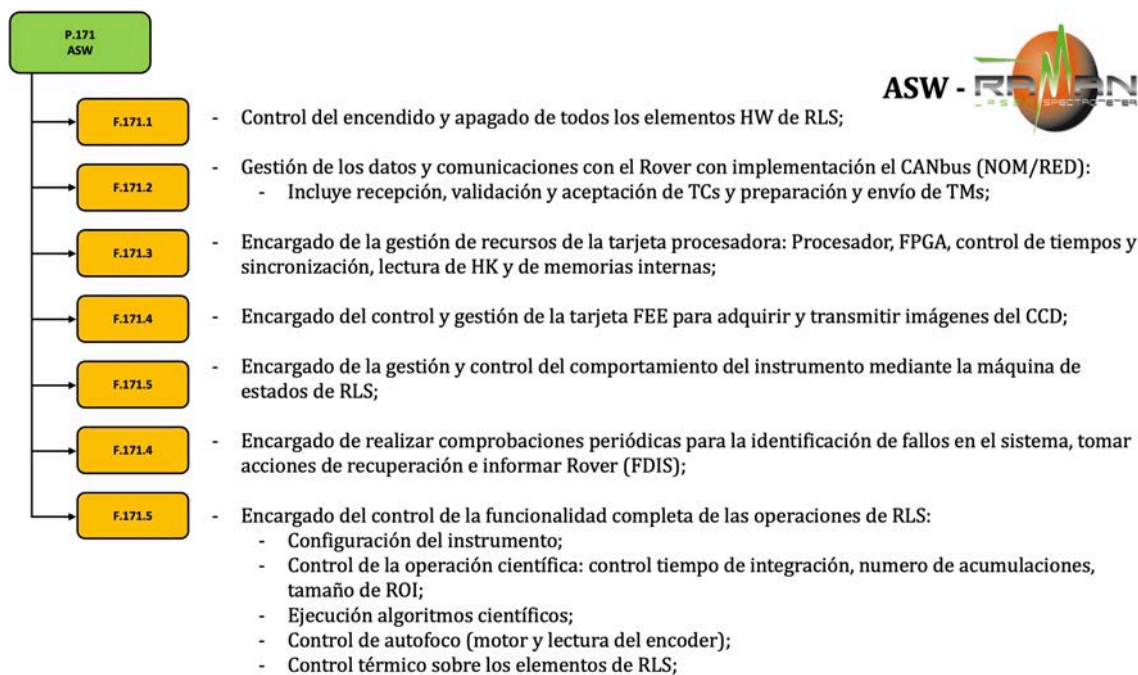


Figura 4.3 – 6 – Requisitos funcionales del ASW para la especificación del Sistema

##### SW de arranque (BSW).

Los requisitos funcionales del BSW están descritos en la figura 4.3 – 7. Se encargará de las tareas de arranque, la inicialización inicial del instrumento y la modificación del ASW. Gestionará el instrumento durante la secuencia de arranque y apagado. Las principales funcionalidades son:

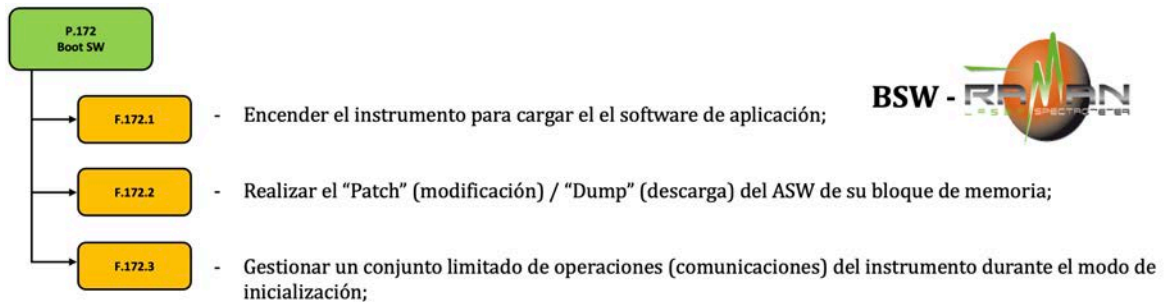


Figura 4.3 - 7 - Requisitos funcionales del Boot SW para la especificación del Sistema

#### 4.3.2.3.3 Requisitos de prestaciones de RLS

El siguiente paso es definir, cuantitativamente, el alcance de cada una de las funciones, es decir, cómo de bien y en qué condiciones se realizará una función o tarea. Estos son requisitos de prestaciones del sistema y se pueden verificar individualmente. Las prestaciones de RLS hacen referencia a las necesidades científicas: cubren las actuaciones de RLS para lograr los objetivos científicos establecidos por el IP, teniendo en cuenta las restricciones del diseño del instrumento.

Distribuir correctamente las prestaciones del sistema a través de las funciones y los elementos del sistema es uno de los procesos más importantes en la ingeniería de requisitos. La filosofía de asignación de requisitos de prestaciones en RLS sigue las siguientes normas, además de considerar el nivel en el que el requisito debe ser verificado:

- Asignación directa: Cuando un requisito del nivel superior se asigna directamente a un elemento de un nivel inferior. En RLS y atendiendo a las características de árbol de especificaciones, generalmente, cuando un requisito de alto nivel se asigna a un requisito del sistema, esa asignación, suele ser directa, ya que ambos niveles consideran el sistema al completo.
- Asignación indirecta: El requisito del sistema se distribuye entre varios sistemas o elementos del sistema y la suma de un cálculo más complejo para la distribución es igual al requisito de un nivel superior (por ejemplo, un requisito de masa, distribución de energía, asignación de fiabilidad, etc.) con margen o tolerancia suficiente. Suele suceder al distribuir requisitos del nivel sistema de RLS al nivel Unidad.

A continuación, se muestra una serie de ejemplos de requisitos técnicos de prestaciones de RLS, considerados de gran relevancia, así como el proceso de asignación desde el nivel más alto, el de las partes interesadas, hasta las sub-unidades del sistema RLS.

##### 4.3.2.3.3.1 Irradiancia en muestra

La re-evaluación del escenario operacional (cambio de muestra cilíndrica a polvo) se tradujo en la necesidad de reducir la irradiancia (potencia en muestra) para evitar/minimizar la degradación de óxidos, carbonatos y / o compuestos orgánicos que puedan estar presentes en la muestra en polvo. Este límite de degradación también depende del tamaño de grano de los minerales presentados.

Por lo tanto, para obtener una emisión óptima sin llegar a dañar los minerales, se estableció desde alto nivel la necesidad científica de una irradiancia de excitación sobre las muestras que esté entre 0.4 - 0.8 kW/cm<sup>2</sup> (0.6 - 1.2 kW/cm<sup>2</sup> para muestras sólidas).

Para poder asignar el requisito a través del sistema, es necesario examinar la función de excitación en RLS. Esta se genera en la ICEU, donde se encuentra la fuente de excitación láser, y recorre la fibra óptica de excitación (OH#1) hasta alcanzar la muestra después de haber atravesado el camino de excitación del cabezal óptico interno (iOH) y la ventana del ALD.

Necesitamos asignar el requisito a través de los diferentes niveles del sistema, para que alcance su nivel pertinente de implementación y verificación.

Como se puede ver en la **figura 4.3-8**, desde el alto nivel al nivel sistema el requisito se asigna directamente. En cambio, para satisfacer el requisito implementado en el nivel sistema, se han de considerar varias unidades de RLS. El requisito se asigna de esta forma al nivel unidad:

- El IOH en la ruta de excitación garantizará una transmitancia óptica  $> 70\%$ ;
- El RLA ("*Raman Laser Assembly*") debe proporcionar una potencia de salida de  $20 \pm 0.5$  mW ( $36.5 \pm 0.5$  mW para requisito inicial), a la salida de la unidad láser.
- El OH debe garantizar una transmitancia óptica  $> 94\%$  en la ruta de excitación;

La trazabilidad, en cada nivel se establece un enlace al requisito de nivel superior mediante el atributo "aplicabilidad". Estas relaciones permitirán una verificación controlada del sistema.

# IRRADIANCIA EN MUESTRA

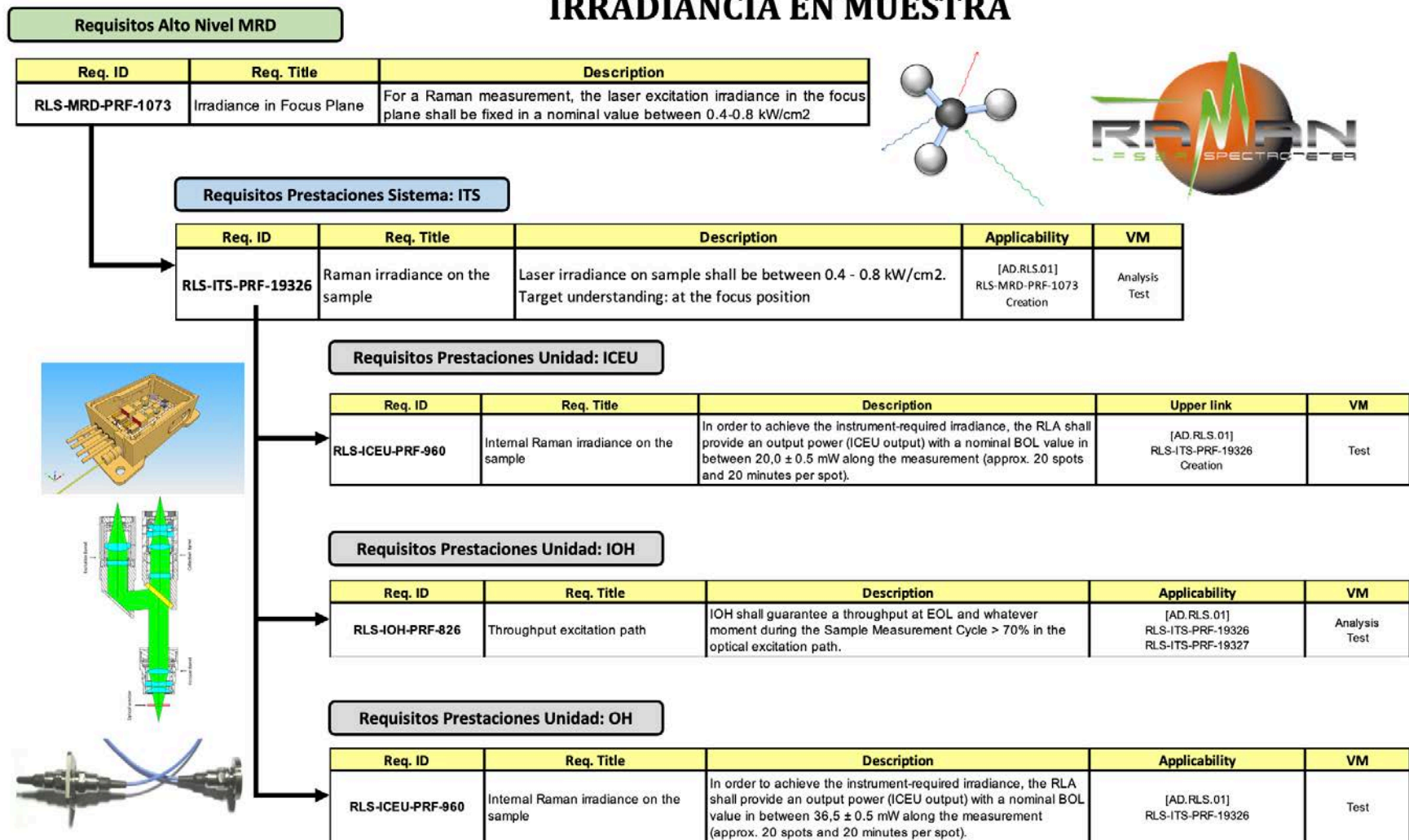


Figura 4.3 - 8 - [Asignación de requisitos de irradiancia (potencia en muestra) a través del sistema RLS: Alto nivel (MRD) / Sistema (ITS) / Unidades]

#### 4.3.2.3.3.2 Ajuste automático de enfoque (autofoco)

RLS debe incluir una **capacidad de enfoque mecánico** que permita colocar la óptica del cabezal óptico a la distancia requerida científicamente y que permita adquirir espectros de buena calidad sobre muestras con **un rango de topografía de  $\pm 1\text{mm}$**  en el plano medio que define la superficie (con una **precisión de al menos  $10\mu\text{m}$** ).

Para alcanzar esta funcionalidad, el ASW debe controlar el sistema de enfoque: la secuencia de enfoque consiste en utilizar la luz láser reflejada por la muestra. La señal reflejada es recogida por el iOH, a través de la fibra OH#1 y alcanza de vuelta la ICEU, donde el RLA dirige la señal a un fotodiodo. Una vez que se consigue una posición de la óptica de enfoque del iOH (gracias a los movimientos que desde la ICEU se comandan al motor del iOH) en la que esta señal reflejada es máxima (lo que se corresponde con tener la fuente de excitación enfocada sobre la superficie de la muestra), se decide (o se comanda automáticamente como salida a los algoritmos científicos de adquisición) la posición final que debe tener la óptica de enfoque del iOH para enfocar el haz de excitación a la profundidad de la muestra considerada como posición óptima (posición de adquisición).

La **figura 4.3 -9** muestra como los requisitos técnicos con respecto a la funcionalidad del ajuste automático son distribuidos por el sistema RLS en sus tres niveles de descomposición. De nuevo, los requisitos entre el alto nivel y el nivel sistema, se asignan directamente. Considerando todas las unidades involucradas en esta funcionalidad, el requisito se asigna de la siguiente forma:

1. La unidad IOH debe implementar:
  - Un sistema de enfoque, con un rango de movimiento lineal del actuador de  $\pm 1\text{mm}$ , lo que aumenta la capacidad de análisis sobre muestras rugosas del Rover y, además, permite la profundidad de la muestra a la que se puede enfocar el haz de excitación
  - Una tolerancia de posicionamiento de 5 micras (“*encoder*” y “*translation stage*”) para poder alcanzar la precisión requerida
2. La unidad de la ICEU debe implementar:
  - La capacidad para detectar la señal del láser de excitación reflejada por la muestra (el nivel de luz reflejada con respecto a la señal de salida del láser será típicamente del 0,01% al 1%;
  - El ruido electrónico aceptable del “*encoder*” (elemento del sistema del motor, que proporciona la posición alcanzada) será menor que el 0,1% de la señal total (de 1V a 3V). Este ruido o requisito es necesario establecerlo para que el motor pueda alcanzar la posición de foco con la precisión requerida;
  - El motor (paso a paso), se comandará al menos usando un paso completo (nominal) y medio paso. Al igual que el requisito anterior, la forma de comandar el motor influye en la precisión de la posición alcanzada;
3. La unidad SW deberá incluir como funcionalidad que el ASW pueda ejecutar el algoritmo de enfoque automático en los siguientes pasos:
  - Escanear: mover el actuador a lo largo del rango de enfoque;
  - Adquirir valores de la señal de fotodiodo para cada ganancia útil del preamplificador y así identificar la posición de máxima señal (mejor posición de foco);
  - Identificación de la mejor posición y mover a la posición calculada;



# AUTOFOCO

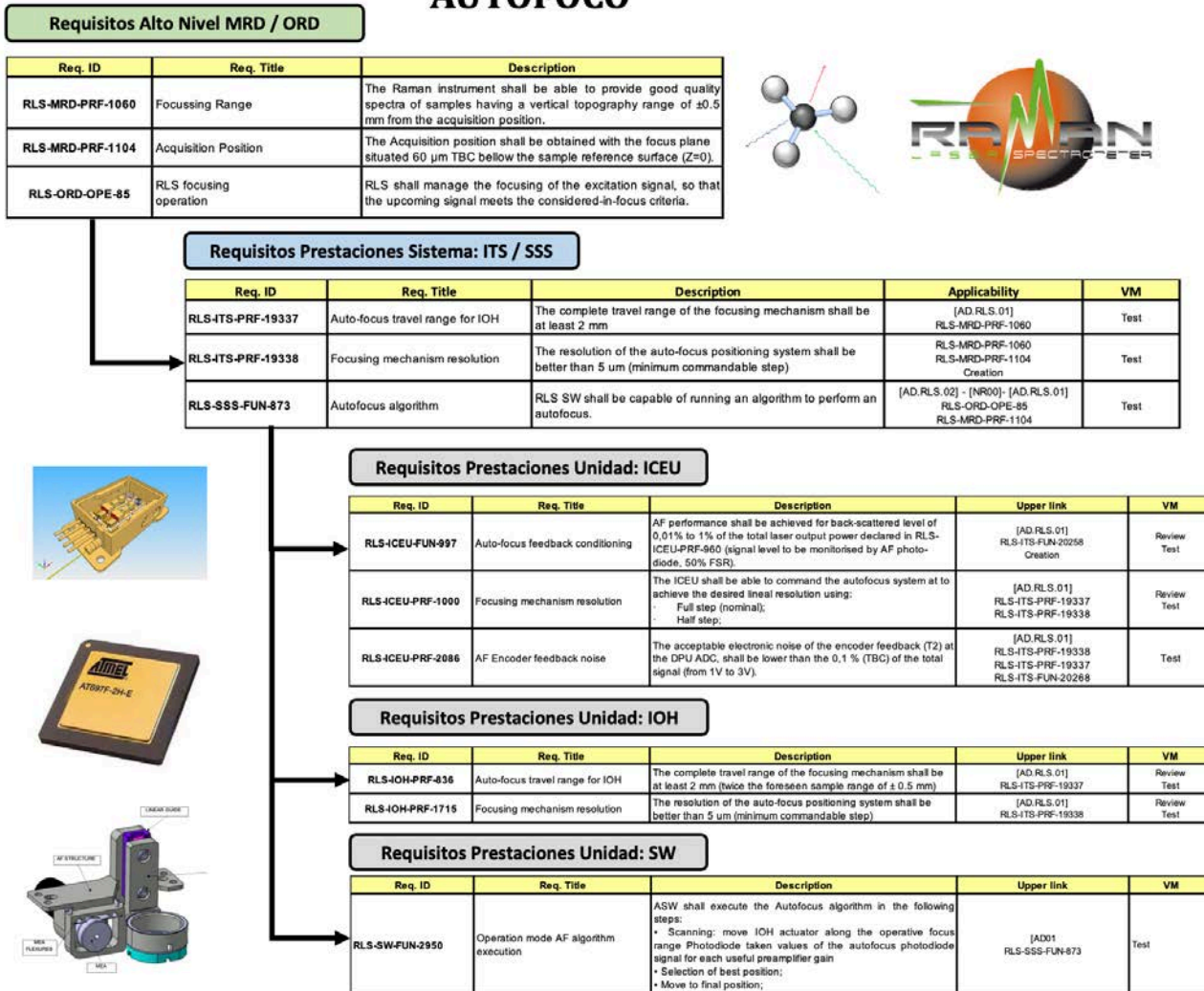


Figura 4.3 - 9 - [Asignación de requisitos de autofocus través del sistema RLS: Alto nivel (MRD-ORD) / Sistema (ITS) / Unidades]

#### 4.3.2.3.3 Relación señal-ruido (SNR) del sistema

Uno de los requisitos más importantes del sistema es la SNR, que establece el umbral de intensidad de las bandas Raman que podrían ser diferenciadas dentro de un espectro. Hay gran parte de los elementos del sistema que contribuyen a este parámetro (potencia del láser, capacidad de colección del iOH, CCD, etc.) y dado que es uno de los requisitos más importantes desde el punto de vista de prestaciones científicas del sistema, es muy importante asegurar que los niveles exigidos se corresponden con las capacidades del sistema.

- El requisito está definido bajo unos parámetros iniciales, en unas condiciones concretas, que sirven como punto de partida para realizar la asignación al resto del sistema (ver definición completa del requisito en sección 4.1); el requisito se define para unas muestras de referencia con una respuesta (eficiencia Raman) bien conocida;
- Un tiempo de integración fijo, dependiendo de la muestra (1s o 10s);
- Una potencia de salida del láser entre los valores definidos del sistema (0.4 - 0.8 kW/cm<sup>2</sup>);
- Y una serie de picos, principales y secundarios, de las muestras de referencia.

Los niveles de SNR en RLS se consideran de extremo a extremo (sistema completo) y se deben estimar experimentalmente a nivel Sistema.

Para asegurar que el requisito se establece correctamente en todo el sistema, es necesario analizar en detalle todos los componentes del sistema y evaluar su influencia en las prestaciones finales de RLS. Para ello la ingeniería de sistemas se apoya de una herramienta, el modelo radiométrico, que usa los datos de las características del sistema y su funcionamiento en entorno operativo relevante, para modelizar el sistema y confirmar que los requisitos son establecidos y asignados correctamente.

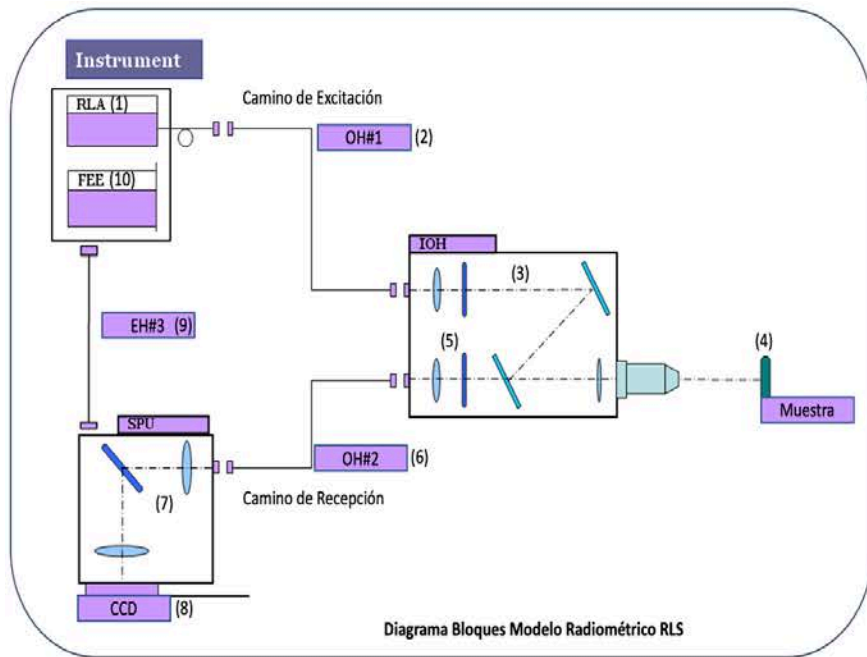
Como resultado del modelo, se obtienen una serie de requisitos para cada uno de los elementos analizados y se establecen en las especificaciones técnicas de cada unidad, tanto a los elementos HW como al SW de vuelo de RLS.

A continuación, en la **figura 4.3-10**, se puede observar el diagrama de bloques funcional simplificado que ha sido considerado para el desarrollo del modelo radiométrico. Por otro, se incluye la lista de los elementos analizados en el modelo junto con las principales características de cada uno de ellos que se han tenido en cuenta.

Considerando los requisitos de alto nivel, la SNR necesaria para ciertos picos de ciertas muestras, en unas condiciones concretas, el resultado inicial del modelo radiométrico permitirá establecer requisitos sobre las unidades que están involucradas en la SNR: cierta transmitancia de los elementos ópticos, ruido de la cadena de detección, foto-electrones del CCD, etc.

Al igual que se ha hecho con otros ejemplos de requisitos, la **figura 4.3 - 11** (para la asignación a la ICEU, al iOH y a los OHs) y la **figura 4.3-12** (para la asignación a SPU, EH#3 y al ASW) muestra la relación jerárquica de todos los requisitos del sistema RLS relacionados con la SNR. La complejidad en la asignación del requisito es la mayor en el sistema RLS, por ello es necesario la ayuda de herramientas (modelo radiométrico) incluso de prototipos para validar que los requisitos están bien implementados.





	Acronimo	Elemento	Parámetros a modelizar
1	RLA	Raman Laser Assembly	Potencia de salida (W): según requisito;
2	OH#1	Optical Harness Excitation	Potencia de entrada (Incluidas pérdidas de las conexiones); Eficiencia de la fibra;
3	IOH E	Internal Optical Head (excitación)	Potencia de entrada; Eficiencia de los vidrios de la ruta de excitación IOH (incluida la óptica ALD ventana)
4	Muestra	Muestra	Eficiencia de emisión Raman de la muestra; Influencia de la potencia laser en la muestra (spot 50 micras); Irradiancia de la muestra;
5	IOH (R)	Internal Optical Head (Recepción)	Potencia de señal de entrada camino recepcion; Eficiencia de los vidrios canal de recepción;
6	OH#2	Optical Harness Reception	Potencia de entrada de la ruta de recepción; Eficiencia de la fibra de recepción;
7	SPU	Spectrometer unit	Porcentaje de luz correspondiente al pico Raman principal; Porcentaje de luz correspondiente al pico Raman secundario; Eficiencia de los vidrios del SPU;
8	CCD	Detector CCD	Energía en fotones según los picos; Eficiencia cuántica del CCD; Tiempo de llenado de un pixel; Capacidad de llenado del CCD NIMO (FWC);
9	EH#3	Cableado electrico CCD	Ruido electrónico;
10	FEE	Front End Electronics	Frecuencia de lectura y ruido electrónico;

Figura 4.3 - 10 - [Diagrama de bloques del modelo radiométrico. Elementos del sistema y parámetros a modelizar]

## Signal to Noise Ratio

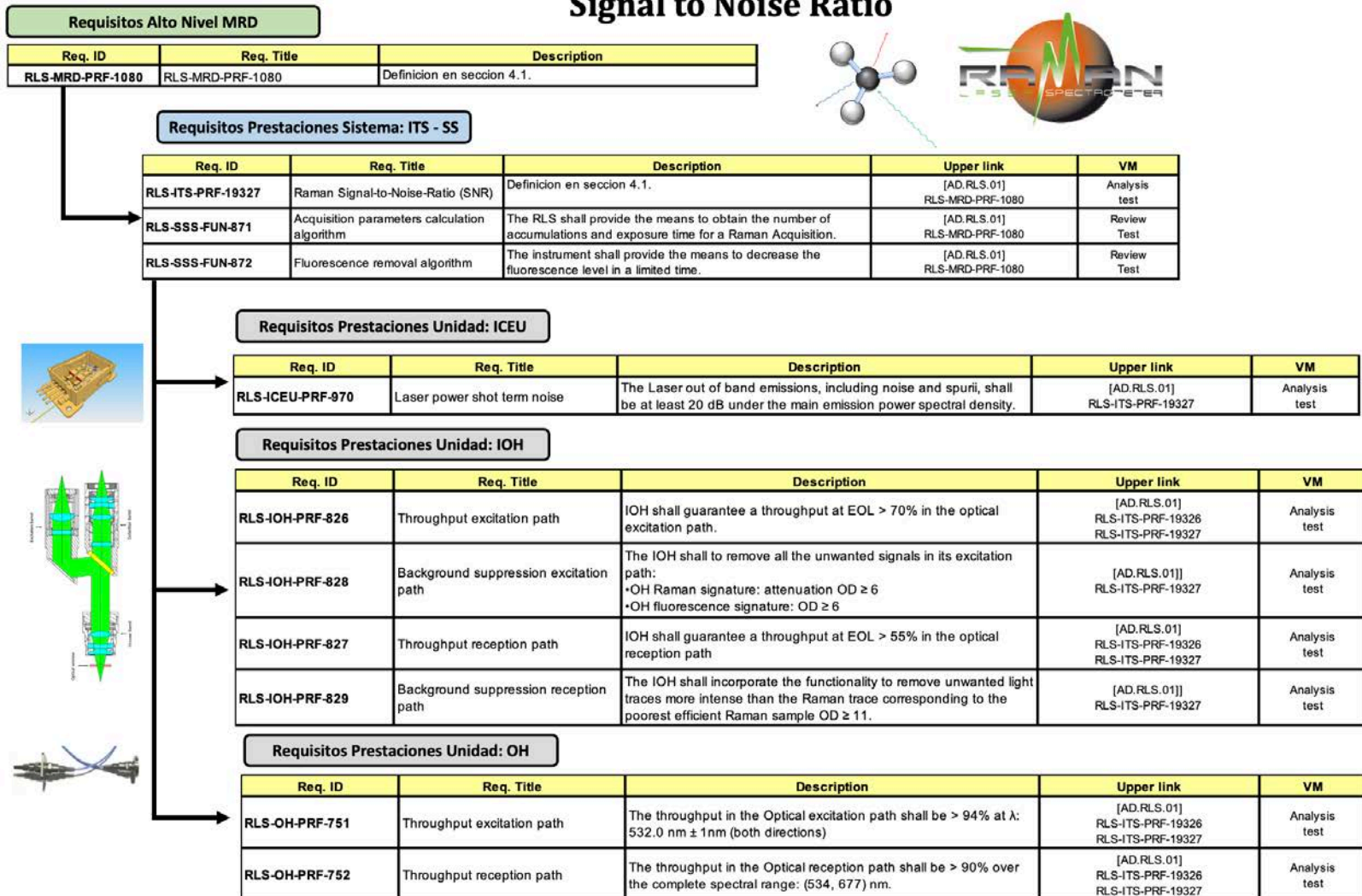


Figura 4.3 – 11 – [Asignación del requisito de SNR través del sistema RLS: Alto nivel (MRD) / Sistema (ITS-SSS) / Unidades: ICEU, IOH y OHs]

## Signal to Noise Ratio

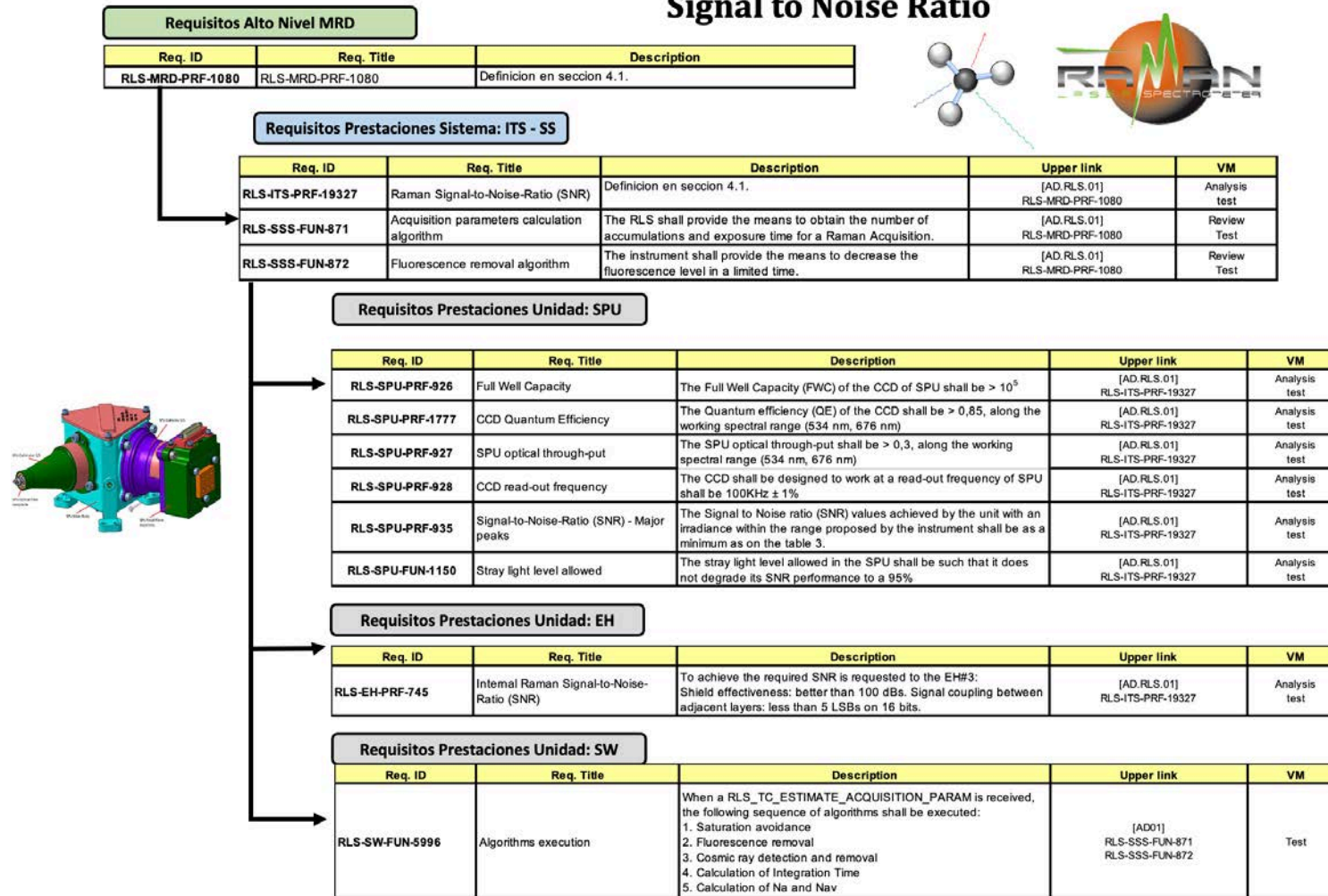


Figura 4.3 - 12 - [Asignación del requisito de SNR a través del sistema RLS: Alto nivel (MRD)/ Sistema (ITS-SSS)/ Unidades: SPU, EH#3 y ASW]

#### 4.3.2.3.4 Requisitos de interfaces de RLS

Los requisitos de interfaz más relevantes están identificados en la sección 4.1. Como se mencionaba, definen los límites y ambiente de RLS durante todo su ciclo de vida (interfaces, restricciones, entornos operativos, etc.).

Para implementar los requisitos derivados del E-IRD y sus especificaciones soporte (Normativos NRs e Informativos IRs) provenientes de la ESA, resultó necesario revisar un total de 25 especificaciones con más de 2000 requisitos e interpretar y discutir su idoneidad o aplicabilidad para el instrumento RLS.

A la hora de implementar los requisitos de interfaz se realizan las siguientes tareas:

1. identificar las interfaces de RLS, tanto internas como externas, de tal forma que se pueden ir alojando los requisitos para cada uno de los elementos identificados. La descomposición del sistema, de nuevo, nos permite identificar tanto las interfaces externas como las internas (ver sección capítulo 4.4, identificación de IFs)
2. integrar en las especificaciones los diferentes escenarios a los que RLS se enfrentará para generar los ambientes relevantes aplicables a RLS a lo largo de su ciclo de vida. Estos escenarios, se han identificado desde necesidades operacionales de alto nivel de la misión.
3. alojar los requisitos de las interfaces externas provenientes de las especificaciones soporte (E-IRD), de tal forma que los requisitos de la misión alcancen todos los niveles del sistema RLS (Sistema y Unidades)

El proceso de especificación de la interfaz es altamente iterativo a lo largo del ciclo de vida de RLS, comenzando con las primeras definiciones de la misión para alcanzar el diseño conceptual, pasando por el diseño preliminar con las primeras iteraciones de diseño y terminando con la entrega del modelo de vuelo de RLS (RLS FM) a la ESA, donde los requisitos de interfaz aún siguen vivos hasta que son demostrados.

La Oficina de Proyectos de RLS es responsable de la gestión de estas interfaces externas. La interfaz debe ser especificada y aprobada por ambas partes (ESA y RLS). El equipo de RLS debe garantizar que los requisitos de interfaz resultantes fluyan correctamente hacia las unidades y conjuntos de instrumentos para comenzar finalmente con el proceso de realización del sistema (implementación, fabricación, integración y verificación).

##### 4.3.2.3.4.1 Trazabilidad de los requisitos de interfaz hacia el sistema

Una vez realizado este ejercicio, el equipo técnico de RLS desarrolló las matrices de aplicabilidad de todos los documentos NRs e IRs con el propósito de rastrear la aplicabilidad de todos los requisitos de alto nivel individualmente contenidos en las Referencias NRs e IRs de la ESA.

Para realizar estas matrices se gestionaron, más de 2000 requisitos derivados de la misión. Se establece la aplicabilidad, sino también el método de verificación más adecuado en el contexto de RLS. La matriz de aplicabilidad (ver **figura 4.3 - 13**) se entiende como un complemento de las especificaciones del sistema de RLS.

Section	Requir. Id	Verif. Method	Applicability to lower levels														
			T	A	D	I	SPU	KCEU	KOH	ECH	EH	SW					
	MS-EMC-01001	X															
Section	Requir. Id	Verif. Method	Remarks		Applicability to lower levels												
			SPU	ECH	KOH	KCEU	EH	SW									
Section	Requir. Id	Description	Verif. Method	Remarks	Applicability to lower levels												
			RLS		SPU	KCEU	KOH	ECH	EH	SW							
Section	Requir. Id	Description	Verif. Method	Remarks	Applicability to lower levels												
					SPU	KCEU	KOH	ECH	EH	SW							
Section	Requir. Id	Description	Verif. Method	Remarks	SPU	ECH	KOH	KCEU	EH	SW	CS						

Figura 4.3 - 13 - [Figura descriptiva de las matrices de aplicabilidad de los documentos de referencia NRs e IRs de la misión ExoMars para RLS]

#### 4.3.2.3.4.2 Criterio de implementación de la trazabilidad

Cada especificación de RLS implementa una matriz de trazabilidad dedicada y aplicable con los requisitos derivados de la misión (EIRD, NRs e IRs), de tal forma que así el sistema se asegura que los requisitos de la misión alcanzan todos los niveles de RLS. Estas matrices están implementadas como anexos en cada una de las especificaciones y son de obligado cumplimiento para cada sistema y/o unidad.

Además, como parte del desarrollo de los requisitos técnicos del sistema RLS, las especificaciones incluyen explícita y delicadamente los requisitos de misión identificados como más importantes (restricciones, entornos, interfaces, etc).

A continuación, y a modo de ejemplo, se presentan y cómo se implementan algunos de los requisitos de misión en las especificaciones técnicas de RLS.

#### 4.3.2.3.4.2.1 Requisitos ambientales. Niveles de Calificación

Todos los diseños en los sistemas espaciales deben ser calificados antes de volar.

El objetivo de esta calificación es verificar que el diseño cumple, los requisitos aplicables del sistema con margin. Esto es debido a las incertidumbres inherentes a los cálculos de esas cargas, en la fabricación, en los ensayos. Por ello, los niveles de calificación impuestos en los requisitos de un sistema deben exceder a los previstos en operación, sin superar los márgenes de seguridad empleados en el diseño.

A la hora de implementar los requisitos ambientales (mecánico, térmico, EMC, radiación, "lifetime", contaminación...) derivados de la misión (ver sección 4.1.2.3.3) en los requisitos técnicos de RLS, es necesario garantizar, que estos cumplen con los márgenes de seguridad de calificación (Q) y así asegurar la calificación de los equipos durante la etapa de verificación.

Este proceso en IdS se refleja en una adaptación de estos requisitos ambientales acorde a los niveles de calificación, de la siguiente manera. Niveles de calificación (Q):

- los niveles de vibración se aumentan un factor 1.5 veces a los esperados en vibración (incluidos los tiempos de duración del ensayo);



- Para la calificación térmica los márgenes en las temperaturas se incrementan  $\pm 10^\circ$ , dependiendo de si es un caso frío o caliente;
- Para garantizar la vida útil nominal se incluirá mínimo un factor de dos veces la vida útil nominal;

La tabla 4.3-1 recoge un ejemplo de los requisitos ambientales de RLS, en concreto los requisitos de temperatura, operacionales y no operacionales, con cargas (Q) aplicables a RLS.

	Min. Non op. "Q" (°C)	Min. Non op. (°C)	Min. Op "Q" (°C)	Min. Op (°C)	Max. Op (°C)	Max. Op "Q" (°C)	Max. Non op (°C)	Max. Non op "Q" (°C)
TRP1 (ICEU)	-60	-50	-50	-40	30	40	60	70
TRP2 (SPU)	-60	-50	-50	-40	0	10	60	70
TRP3 (IOH)	-60	-50	-55	-45	0	10	60	70
TRP4 (SPU)	-60	-50	-50	-40	6	16	60	70
CT	-60	-50	-60	-50	30	40	60	70

Tabla 4.3 - 1 - [Requisitos térmicos de temperatura IF adaptados con márgenes de calificación para cada una de las unidades RLS]

Otro requisito, implementado al respecto es el de tiempo de vida del motor del AF. el número mínimo de operaciones del motor del "AF" considerando todas las operaciones de RLS (en tierra, AIV y el rover) es de 724. Por lo tanto, se aplica un factor de 2 de las operaciones resultando que RLS IOH AF debe garantizar al menos: 1448 operaciones;

Es decir, todos los requisitos técnicos incluidos en las especificaciones de RLS, están establecidos de tal forma que cubran el margen asociado a la calificación.

#### 4.3.2.3.4.2 Requisito de masa

El requisito de masa, está identificado en las matrices de aplicabilidad, pero también está incluido de forma explícita en las especificaciones.

El requisito de masa (ver **figura 4.3 - 14**) es uno de los requisitos más determinantes para el diseño de RLS para ExoMars. Durante su evolución, RLS ha estado sometido a numerosos análisis y propuestas de reducción de masa, incluso, a veces, estando comprometida su presencia en la misión. El resultado final del requisito, por lo tanto, ha implementado numerosas iteraciones de diseño (por ejemplo, la necesidad del cambio de magnificación del SPU de 1 a 0.7 por motivos de reducción de masa) y planes para reducir la masa ("*Mass Desclope Plan*").

# MASA

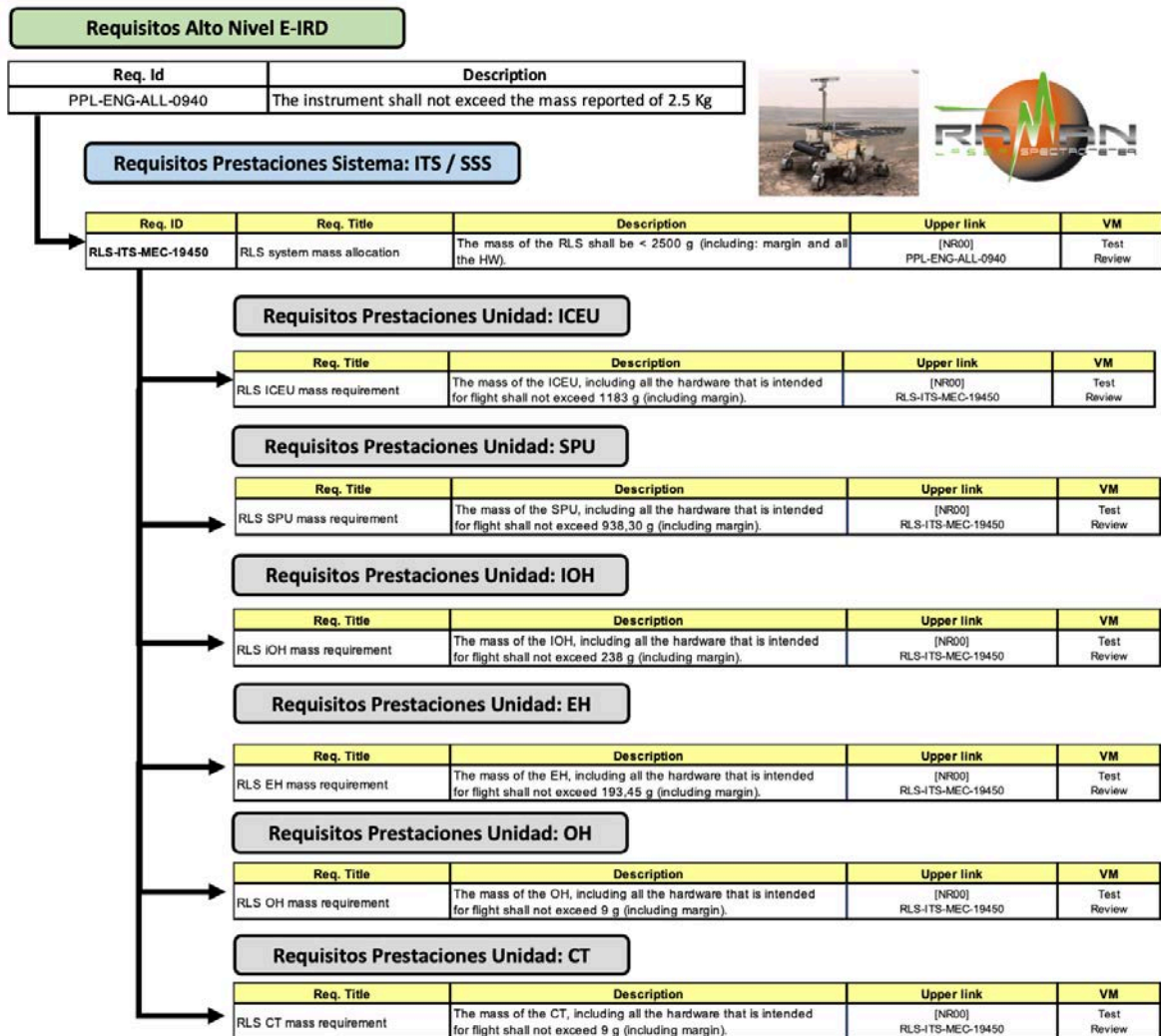


Figura 4.3 - 14 - [Requisito de Masa desde el E-IRD hasta las unidades de RLS]

## 4.3.2.3.4.2.3 Requisitos de Potencia

Para realizar la asignación de consumos de potencia, la ingeniería de sistemas se apoya principalmente en el concepto de operación (ver sección 4.4), ya que no todos los elementos de RLS tienen consumo de potencia o consumen diferente en función de las condiciones ambientales (frío o calor).

El requisito de potencia debe, por tanto, cubrir todos los modos operacionales de RLS, incluyendo el peor caso de consumo, el caso frío. En todos estos escenarios, el requisito establece que el consumo de RLS no debe superar 36W durante su vida útil, quedando la potencia distribuida de la siguiente manera a través de las unidades (ver figura 4.3 -15).

# POTENCIA

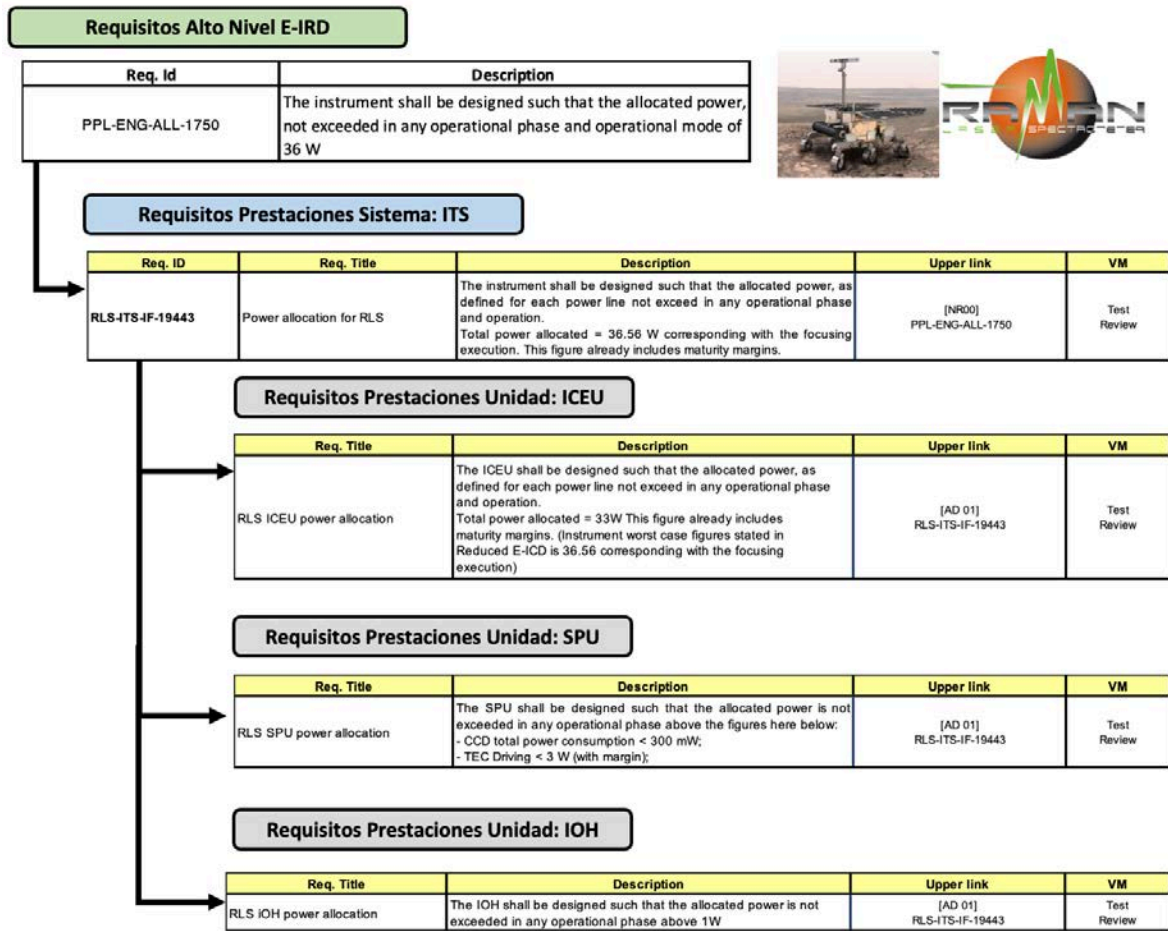


Figura 4.3 - 15 - [Requisito de Potencia desde el E-IRD hasta las unidades de RLS]

## 4.3.2.4 Establecimiento de las Especificaciones de Referencia de RLS

Una vez se han generados los requisitos del sistema a partir de las necesidades de alto nivel, es necesario establecer las especificaciones de referencia de RLS.

Tal y como hemos visto en esta sección, las especificaciones de RLS aplican a un **producto** (RLS y sus unidades), que debe cumplir con unos requisitos **funcionales**, (los derivados de los análisis funcionales) y que se originan a partir de la identificación de las necesidades de las partes interesadas. Las prestaciones de alto nivel se distribuyen o asignan de forma que cada elemento subyacente se fabrique y verifique para contribuir a una finalidad mayor. Finalmente, las especificaciones contienen las matrices de aplicabilidad con todos los requisitos de interfaz aplicables a RLS. De esta forma, hemos construido un conjunto de especificaciones aplicables a cada un de los elementos del sistema RLS (Sistema y unidades) que sirvan de base para el desarrollo y la posterior verificación, para obtener un producto RLS que satisfaga las necesidades de las partes interesadas con las características deseadas. La siguiente **figura 4.3 -16** muestra el conjunto total de especificaciones generadas para el producto RLS





Especificaciones Alto nivel

Especificaciones Sistema



Especificaciones Unidades



Figura 4.3 - 16 - [Especificaciones del Sistema Completo de RLS]

### 4.3.3 Gestión y Control de requisitos de RLS

El proceso de ingeniería de requisitos además de establecer los requisitos y especificaciones del sistema, se basa en establecer las bases para la gestión y el control de requisitos. El objetivo de la gestión de requisitos es garantizar que RLS analice, verifique, satisfaga y documente las necesidades de las partes interesadas de forma segura y coherente durante todo el ciclo de vida de RLS.

La gestión de requisitos en RLS cubre todo el ciclo de vida del sistema, desde la generación de requisitos en el proceso de definición del sistema (proceso descendente), hasta completar la verificación final del producto a entregar, el modelo de vuelo de RLS (proceso ascendente).

#### 4.3.3.1 Herramienta de control y gestión de requisitos en RLS

El enfoque de gestión y control de requisitos de RLS se sustenta en la base de datos de requisitos jerarquizados, respaldada por la herramienta DOORS (*"Dynamic Object Oriented Requirements System"*), recomendada por la ESA. Es una base de datos específicamente creada para la descomposición del sistema RLS (alto nivel, nivel sistema y nivel Unidad), que contiene especificaciones y requisitos y un SW para llevar a cabo la gestión de requisitos que permite un seguimiento eficaz del flujo descendente de los requisitos y controlar sus cambios (algo necesario para poderlos trazar).

En RLS todos los requisitos y especificaciones de "referencia" identificados en la sección anterior han sido documentados, editados y exportados utilizando DOORS (ver **figura 4.3 -17**)

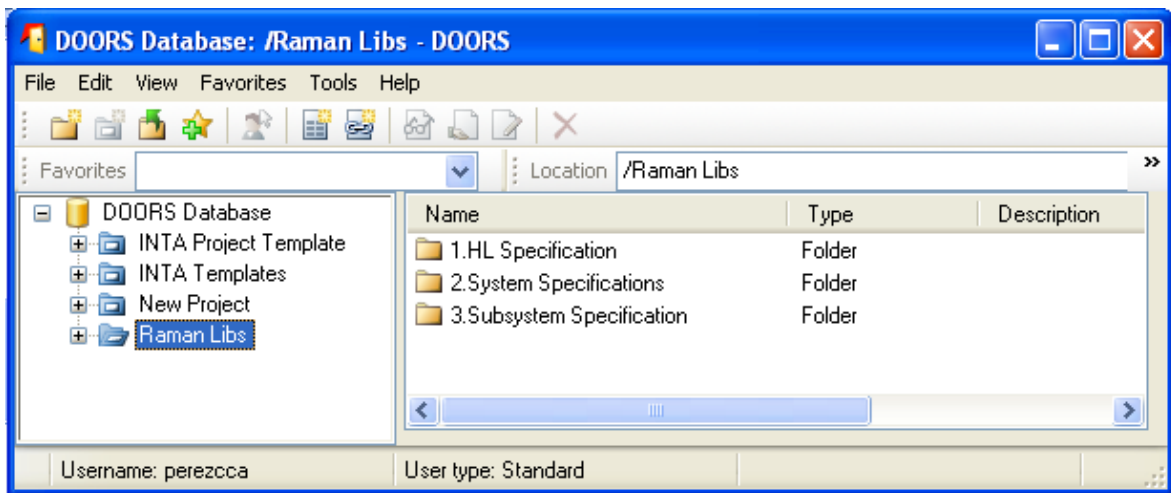


Figura 4.3 - 17 -[ Base de datos DOORS de RLS. Tres niveles de especificaciones]

##### 4.3.3.1.1 Trazabilidad de requisitos en RLS

Como se acaba de mencionar, la asignación, anteriormente explicada, de todos los requisitos del sistema RLS (de forma jerárquica desde el alto nivel hasta el nivel unidad) está documentada en la base de datos DOORS para proporcionar la trazabilidad de los requisitos y facilitar cambios posteriores. Esta trazabilidad se realiza físicamente en la base de datos, mediante generación de enlaces entre los requisitos de los diferentes niveles (ver **figura 4.3 -18**), acorde al proceso de asignación realizado.

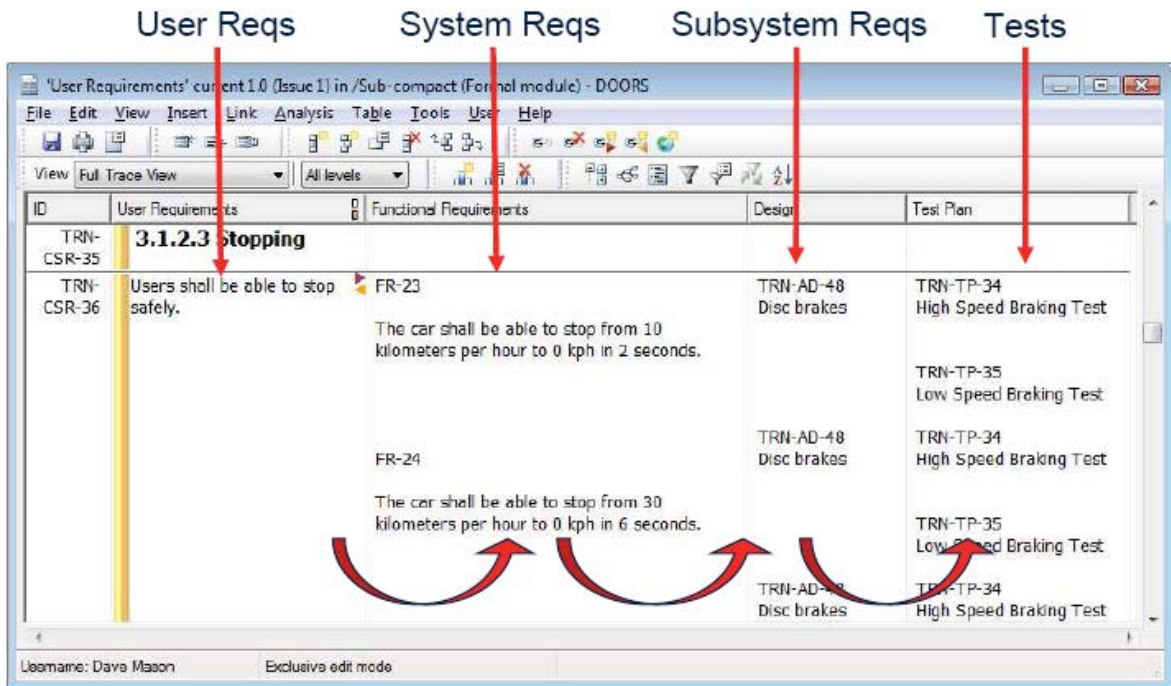


Figura 4.3 – 18 – [Trazabilidad entre los requisitos de los diferentes niveles de RLS. Enlaces DOORS]

Este proceso nos permite, a través de las relaciones de dependencia:

- Rastrear requisitos desde las especificaciones de las partes interesadas hasta las unidades;
- Identificar cambios en requisitos inducidos por modificaciones en el diseño de RLS ya que, si un requisito es modificado, los enlaces muestran toda la cadena afectada del sistema;
- Controlar la verificación del sistema. Los requisitos verificados se documentan en la base de datos, de tal forma que identifica cómo y en qué nivel hay que verificar cada uno de ellos.

Como cierre del proceso se obtiene la matriz de trazabilidad (MT), que muestra cómo se vinculan todos los requisitos del sistema (relaciones trazables) y cómo y en qué nivel los requisitos de RLS deben ser verificados para cada modelo del sistema.

Esta MT es la base del Documento de Control de Verificación (“*Verification Control Document*” VCD) donde, jerárquicamente y de forma ascendente, cada elemento del sistema RLS (Unidad -> Sistema -> Partes interesadas) debe mostrar el estado de la verificación del sistema. Este proceso en RLS lo veremos en la sección 5.1.

De esta manera el proceso de desarrollo de los requisitos de RLS, tanto para la creación (descendente), como para la verificación (ascendente) está controlada. Esta forma de hacerlo es lo que se conoce como trazabilidad bi-direccional, en este caso, entre los requisitos de los niveles de RLS.

#### 4.3.3.1.2 Formato de los requisitos de RLS

Las especificaciones deben consistir en un conjunto de información complementaria necesaria para comprender y rastrear correctamente la justificación y los antecedentes de los requisitos. En este sentido, las especificaciones de RLS abordan cada requisito de forma individual, de tal forma que cada requisito hace uso de los términos y convenciones que se incluyen en su formato. Son los llamados atributos y se definen en la **figura 4.3-19**.

Req. ID	Req. Title	Description	Applicability	VM
---------	------------	-------------	---------------	----

Figura 4.3-19. Atributos de los requisitos de RLS

donde,

1. Req.ID: es el identificador de requisitos, cuyo formato es "RLS-ITS-ttt-DDDD", siendo
  - RLS las siglas de "Raman Laser Spectrometer";
    - ITS las de documento de requisitos de especificaciones de HW del sistema. Otras alternativas son:
    - SSS, para la especificación SW del Sistema;
    - iOH, SPU, ICEU, EH, SW, OH y CT (para las especificaciones de las unidades);
  - ttt el tipo de requisito científico. Los diferentes tipos utilizados en esta especificación se enumeran en la siguiente tabla (tabla 4.3 -2):
  - DDDD el identificador de DOORS. Este código es único y es asignado automáticamente por DOORS;

ttt value	Type of requirement
FUN	Functional
PRF	Performance
OP	Operation
IF	Interface
THM	Thermal Design
PA	Product Assurance
ELC	Electrical Design
PP	Planetary Protection
MEC	Mechanical Design
DSG	Design
ENV	Environmental
CON	Configuration

Tabla 4.3 - 2 - Tabla de asignación de tipos de requisitos dentro de las especificaciones de RLS.

2. Título: muestra el título del requisito.
3. Descripción: Incluye el contenido y la definición del requisito.
4. Aplicabilidad: se utiliza para indicar un enlace a un nivel superior en la jerarquía de especificaciones (asegurando la trazabilidad). Puede indicar un enlace a un requisito o un documento aplicable al requisito.
5. VM ("Verification Method") es el método de verificación propuesto;
  - Ensayo (T): rendimiento y funciones del producto en entornos simulados representativos. Es el método preferido.
  - Análisis (A): evaluación teórica o empírica. A veces el análisis muestra suficiente similitud entre elementos que permite la verificación del requisito por Similitud.

- Revisión por diseño (R): registros que muestran de manera inequívoca que se cumple el requisito.
- Inspección (I): determinación visual de las características, normalmente, físicas.

También es posible la verificación por similitud con productos iguales o similares, como veremos en las siguientes secciones.

## 4.4 RLS Interfaces, Presupuestos y Concepto de Operación

Un sistema se considera un todo de partes interactuando entre sí para lograr un objetivo. Nos encontramos con el sistema de interés (RLS), el cual forma parte del contexto (el Rover de ExoMars). En la vista externa de RLS, existen elementos que no pertenecen a RLS, pero sí interactúan con él (ambiente térmico, mecánico, etc.).

Esa vista externa de RLS (como sistema) da lugar al concepto del límite del sistema. En la práctica, el límite del sistema es una "línea de interfaz" entre el sistema en sí y su contexto (incluyendo el entorno operativo) y define lo que pertenece al sistema y lo que no, lo que está dentro de su control y lo que no, es decir, interfaces externas o internas al sistema (ver **figura 4.4-1** vista del sistema).

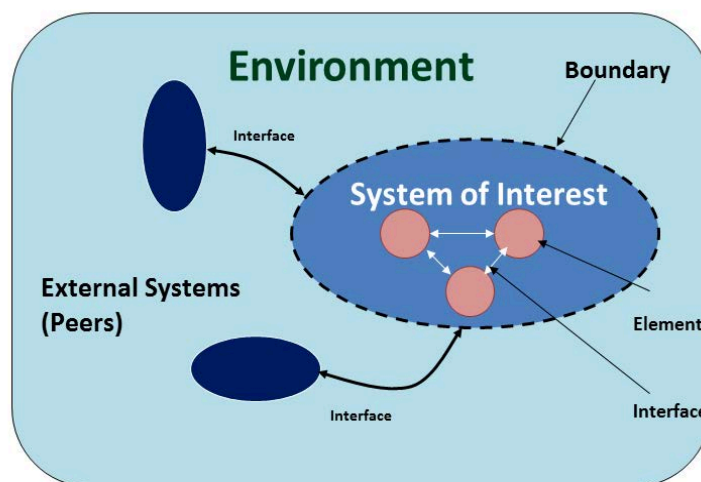


Figura 4.4-1 – [Sistema, entorno e interfaces [4]]

El proceso de gestión y desarrollo de interfaces se aplica en todos de los niveles y, en función de "el punto de vista", se pueden considerar como:

- **Interfaz externa de RLS:** su gestión se realiza entre la ESA, responsable del Rover, y TAS-I, responsable del desarrollo del ALD, junto con el equipo técnico de RLS y el IP, responsables del instrumento RLS.
- **Interfaz interna de RLS:** su gestión es realizada por el equipo técnico de RLS y el IP, junto con los responsables de las unidades de RLS repartidos en las diferentes organizaciones que forman el consorcio internacional que se encarga del desarrollo de RLS:
  - IRAP, responsable de la ICEU
  - INTA (otros equipos técnicos que el del sistema): responsables del SPU, del IOH, del EH y del ASW
  - OHB: responsable de las fibras ópticas
  - UVA: responsable del CT

El primer paso para la gestión de interfaces es identificarlas, bajo la responsabilidad de cada actor: es decir, la ESA identifica las interfaces con respecto a RLS y el equipo técnico de RLS con el resto de las unidades del sistema. Esta identificación se realiza a través del análisis

funcional y la descomposición del sistema (RLS). Las interfaces identificadas de RLS se compilan en varios documentos.

Las interfaces externas con la ESA se gestionan en el documento de identificación y definición de interfaces, el "RLS Experiment Interface Control Document" (RLS E-ICD) y las interfaces internas con responsables de unidades de RLS, se compilan en las especificaciones técnicas de cada unidad (ver sección 4.3, especificaciones de requisitos).

Estos documentos se convierten en las referencias que definen y gobiernan el estado de la interfaz, donde los grupos de trabajo responsables de la misma encuentran la identificación única para trabajar sobre ella, realizar su control, especificación y desarrollo.

Al igual que sucede con el proceso de definición de diseño, el proceso de la interfaz es iterativo y convergente, donde el número de modificaciones disminuye acorde se avanza a lo largo de las distintas fases. Las primeras iteraciones para definir la interfaz de RLS se apoyan en modelos analíticos (térmicos, mecánicos) que permiten prever el comportamiento del sistema y continuar con el proceso de desarrollo de la interfaz de RLS.

En la sección 4.4.1 se mostrarán las principales interfaces de RLS, y el estado de la misma correspondiente con el Diseño Preliminar de RLS alcanzado para el d-PDR de RLS, mostrando una evolución importante en la definición de las interfaces con respecto al diseño de partida usado para iniciar el proceso de definición de RLS, es decir, su Diseño Conceptual mostrado en la sección 2.3.

Mas adelante, en la sección 5.1 de resultados, para demostrar que la interfaz puede alcanzar su uso en el entorno operativo previsto, la verificación de la interfaz final ha de hacerse conjuntamente, entre los miembros responsables de las mismas, es decir, la interfaz externa se verifica conjuntamente con la ESA y respecto al ALD (Rover) y las interfaces internas se verifican con los responsables de las unidades RLS. Para ello, se desarrollan diferentes modelos a lo largo de las fases (ver filosofía de modelos de RLS y verificación en la sección 5.1) que han permitido garantizar la compatibilidad de la interfaz y los requisitos establecidos.

## 4.4.1 Interfaces de RLS

El Árbol de Producto (sección 4.2) de RLS nos da una idea general del sistema de RLS. Cualquier iteración fuera de dicho sistema, implica una interfaz externa. Por otro lado, a partir de la identificación de los elementos dentro del sistema que interactúan entre sí, se identifican las interfaces internas que existe entre los mismos. De esta manera, atendiendo a la arquitectura y configuración de RLS y las características del Rover, las principales interfaces de RLS son las que se describen a continuación.

### 4.4.1.1 Interfaces Externas de RLS

#### 4.4.1.1.1 Interfaz Mecánica

El concepto modular de RLS es una ventaja en este sentido, permitiendo acomodar las unidades de RLS en distintas ubicaciones y a la distancia más adecuada dentro del ALD, aunque con algunas restricciones (ver **figura 4.4-2**). La figura muestra el concepto de transmisión del SPU evolucionado para reducir masa, la ICEU en posición horizontal para mejorar el contacto térmico con el ALD y el iOH en una posición más cercana a la muestra (UCZ).



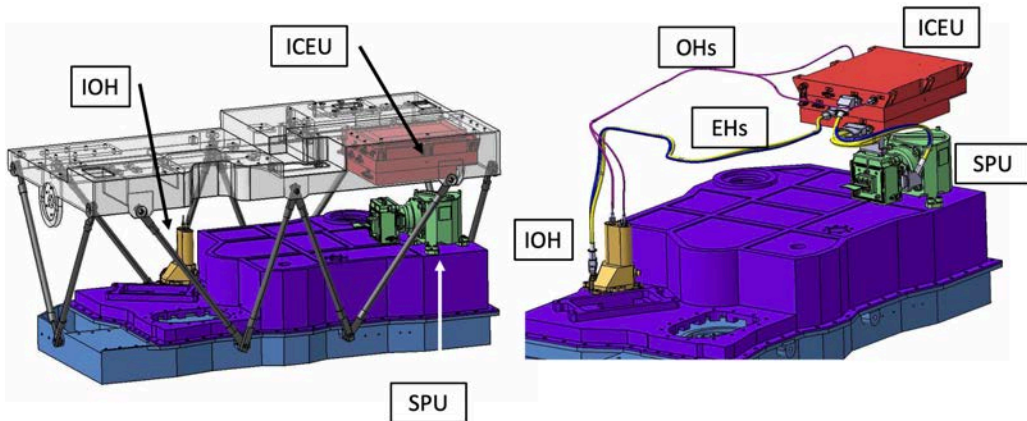


Figura 4.4-2 – Unidades RLS en ALD

- Alojamiento: las unidades principales de RLS están ubicadas y fijadas mediante tornillos de interfaz en posiciones diferentes dentro del ALD. Atendiendo a sus necesidades, las unidades trataron de adaptarse al tamaño y forma sobre las restricciones del Rover para su alojamiento, aunque el SPU no alcanzó los límites establecidos lo cual requería una modificación de diseño. Se buscó garantizar que las distancias relativas entre unidades aseguren las interconexiones óptimas. Por ejemplo, en el caso de la ICEU y el SPU sus ubicaciones deben ser tales que la distancia entre ellas sea pequeña (30cm) con el objetivo de minimizar el ruido electrónico en la transferencia de datos (CCD-FEE) a través de un cable flexible.
- Ruteado del cableado eléctrico (EH) y óptico (OH). Implementar las restricciones de RLS con respecto a la integración y ruteado del cableado eléctrico y óptico (EH - tres cables y OH - dos cables, respectivamente). TAS-I debe considerar las restricciones impuestas por RLS, sobre los puntos de anclaje, radios de curvatura o espacio libre (ver **figura 4.4-3**) para asegurar la integración y la supervivencia del cableado durante todo el ciclo de vida.

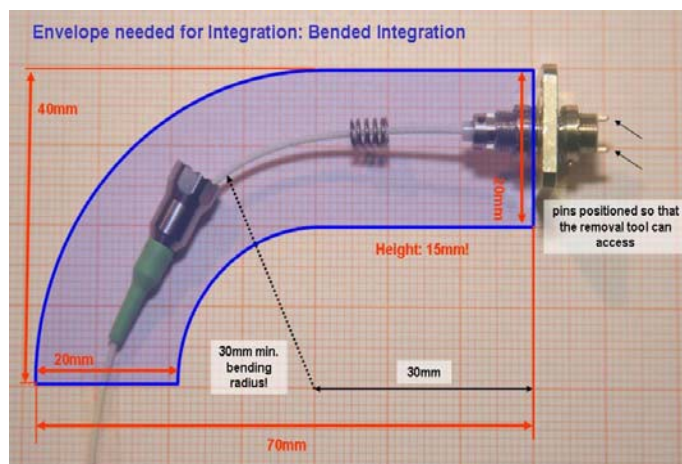


Figura 4.4-3 [Espacio libre del cableado óptico necesario para la integración Mini-AVIM]

- Distancia de trabajo del iOH: una de las principales restricciones e interfaces de RLS dentro del ALD es la distancia a las muestras que pretende analizar, incluida la muestra de calibración, que se encuentran en el RC "Refillable Container" (se muestra en la **figura 4-4 -4**). Para garantizar que la muestra en el RC esté dentro del rango de enfoque del iOH, la distancia entre el plano de montaje del iOH y la posición del plano de la muestra en el SPDS (ALD) debe estar a  $26 \pm 0.2$  mm.



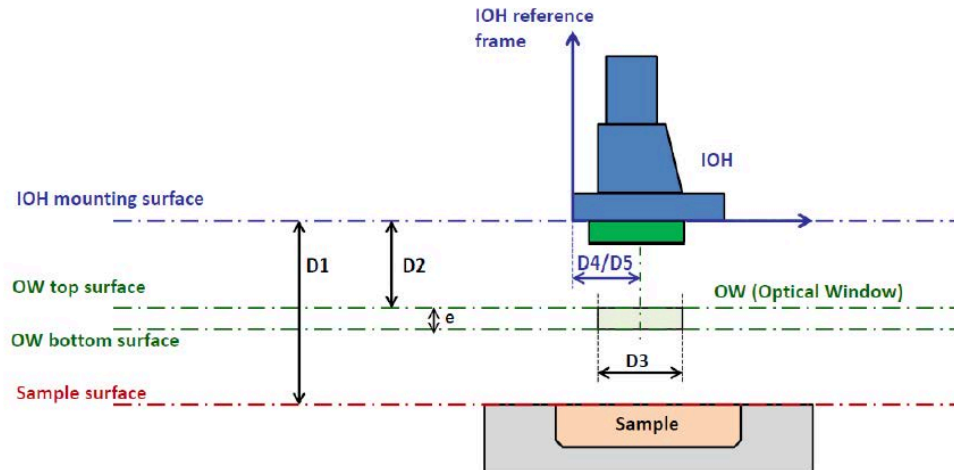


Figura 4.4-4 – RLS cabezal óptico montado sobre la UCZ

#### 4.4.1.1.2 Interfaz óptica

El cabezal óptico iOH deberá tener factor de vista directo hacia la muestra, por lo que es la única unidad RLS que requiere de una interfaz óptica con el ALD. Se trata de un campo de visión sin obstáculos que le permitirá tanto inyectar el láser de excitación de RLS a la muestra, como coleccionar la emisión Raman de ésta.

Debe tener una línea de visión clara a través de una ventana óptica y una apertura libre con un diámetro de 10 mm. La ventana óptica, que hace las veces de interfaz, separa la zona de las muestras, zona ultra limpia, de la zona de los instrumentos del ALD. La ventana óptica no debe afectar ni a la potencia del laser, ni calidad de los espectros, y se considerará en la distancia de trabajo a la muestra (por el cambio de índice del material).

#### 4.4.1.1.3 Interfaz Térmica

El subsistema de control térmico del Rover (TSC) incluye todo el HW y el SW necesarios para mantener el entorno térmico requerido para las operaciones de RLS, durante todo su ciclo de vida útil, desde la integración hasta las operaciones en la superficie de Marte, teniendo en cuenta las diferentes condiciones del entorno marciano.

De nuevo a modo de ejemplo, cabe señalar la especial relevancia que tienen las interfaces conductivas de la ICEU y del SPU.

- El SPU incluye elementos ópticos sensibles que se pueden desalinearse debido a variaciones de temperatura. En el diseño preliminar de RLS, se requería un "heater" implementado sobre la estructura del SPU para conseguir un entorno térmico más estable en toda la opto-mecánica del SPU. En el caso del CCD, además de ser importante su alineamiento, se requería un entorno de frío específico para disminuir sus niveles de ruido durante la lectura, por lo que cuenta con un control térmico activo (TEC). Se ha definido una trena térmica (interfaz térmica ALD con RLS), para evacuar el calor disipado por el TEC hacia el ALD (ver **figura 4.4-5**)

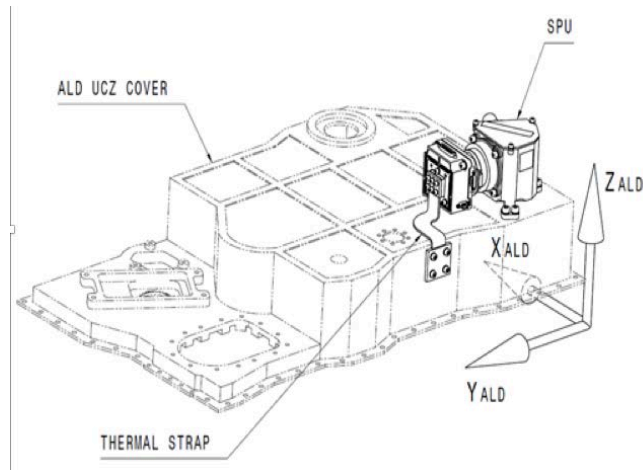


Figura 4.4-5 - [Trencilla del SPU para disipar el calor del TEC]

- La ICEU alberga el elemento con más sensibilidad térmica de RLS, el láser (RLA). Este elemento es sensible tanto al rango térmico operativo (rango reducido) como a la estabilidad térmica a lo largo de la operación Raman. Para hacer frente a lo primero, la unidad proporcionará un TEM (control térmico láser), pero el Rover debe garantizar la estabilidad térmica de  $\pm 2^{\circ}\text{C}$  a través del TRP ("Thermal Reference Point") durante una medida de RLS (10 minutos). El calor acumulado en la carcasa de la ICEU es evacuado por conducción sobre la estructura del ALD.

#### 4.4.1.1.4 Interfaces Eléctricas

El cableado eléctrico del Rover proporciona dos interconexiones con RLS, una con el subsistema de potencia y la otra con el subsistema de gestión de datos.

- Subsistema Potencia: La potencia desde el Rover, llega al RLS a través de la ICEU mediante una línea de alimentación protegida no redundante (conector J01). Se trata de una línea no regulada de 28V, con la que RLS debe funcionar con un rendimiento nominal dentro de un voltaje de entrada entre un rango de 26V y 29.4V. Además, el instrumento RLS estará protegido con un LCL ("Latching Current Limiter") de 2.5A situado en el Rover. El LCL, controla la corriente de entrada y mitigan el efecto de encendido mediante la limitación de corriente.
- Subsistema de Datos (DHS): El instrumento se comunica con el DHS del Rover utilizando la interfaz CCIPC "CANopen Controller IP Core" (nominal y redundante) con un rendimiento de 100 Kbps. Esta interfaz es implementada a través del conector eléctrico (J02) de la ICEU.

#### 4.4.1.1.5 Gestión de Datos entre el Rover y RLS

Especial mención requiere la a interfaz de datos de RLS con el OBDH ("On-board Data Handling") y el SW (MMS-IL) del Rover, ya que esta interfaz dimensionaba la operación al completo de RLS.

El Rover tiene la responsabilidad del almacenamiento temporal de los datos de RLS y la ejecución de los procesos para que RLS pueda llevar a cabo su operación correctamente. La comunicación entre RLS y el Rover (OBDH) se realiza a través de un enlace CANBus (redundante). Los recursos del Rover que RLS utilizará para la operación de RLS son:

- procesamiento para ejecutar la lógica asociada a las operaciones de RLS, almacenar los datos de RLS y controlar los canales de comunicación. Esto incluye implementar los medios para controlar todos los RLS TCs esperando la respuesta de TMs de RLS

- Canales de comunicación entre el TGO y RLS para dos procesos:
  - el comando de la operación. Procesa los comandos de enlace ascendente recibidos por el subsistema TT&C y decodifica, valida y distribuye los comandos RLS para su ejecución
  - Los datos de RLS son condicionados, comprimidos, almacenados y codificados para su transmisión a Tierra
- El control de potencia para encender RLS
- El control térmico para mantener los rangos de temperaturas operativos de RLS (TRPs)
- Capacidades de posicionamiento de la muestra (que debe realizar el SPDS) para ubicar la muestra en el campo de visión del cabezal óptico

Una de las principales funcionalidades que se ejecutan en Rover OBDH es el aislamiento y protección de detección de fallos (“*Failure Detection Isolation and Safing*” - FDIS), cuyo objetivo es minimizar el riesgo de fallos tanto para el propio instrumento RLS como en el resto de la carga útil Pasteur, en caso de que el fallo se propague. Por lo tanto, el FDIS mejora la seguridad y confiabilidad de los instrumentos dentro del Rover.

El Rover se encarga de la gestión y ejecución de las operaciones de RLS con el MMS-IL (“*Software Mission Management - Instrument Layer*”). El control se realiza a través del envío de TCs y recepción de TMs (ver figura 4.4-6)

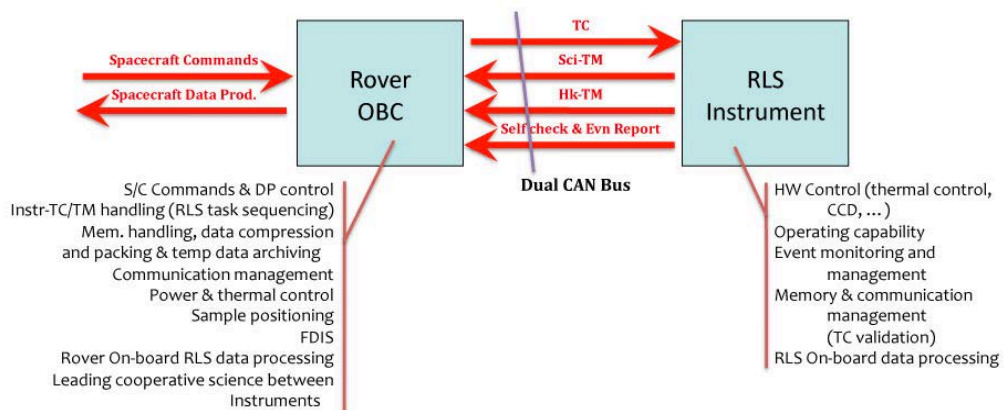


Figura 4.4-6 - Gestión de datos entre RLS ASW y MMS

Para el desarrollo de la interfaz de datos, el instrumento proporciona una lista completa de TCs y TMs (tabla 4.4- 1) utilizados para operar y controlar al completo RLS de acuerdo con el escenario operativo previsto y los modos del instrumento.

SM Tim	RPDO0	RLS_TC_ROVER_ELAPSED_TIME	IT	TPDO20	RLS_TM_TIME
SM	RPDO5	RLS_TC_CHANGE_MODE	SM	TPDO5	RLS_TM_CHANGE_MODE
Operation	RPDO8	RLS_TC_FULL_FRAME_ACQUISITION	SDO4	RLS_TM_ACQUISITION	
	RPDO9	RLS_TC_ACQUISITION	SDO3	RLS_TM_FULL_FRAME_ACQUISITION	
	RPDO11	RLS_TC_ESTIMATE_ACQUISITION_PARAM	SDO5	RLS_TM_DARK_ACQUISITION	
	RPDO12	RLS_TC_LASER	TPDO19	RLS_TM_ACQ_COMPLETION	
	RPDO13	RLS_TC_AUTOCUS	TPDO7	RLS_TM_LASER	
	RPDO14	RLS_TC_FOCUS_POSITION	TPDO8	RLS_TM_IOH_POSITION	
	RPDO15	RLS_TC_THERMAL_CONTROL	TPDO9	RLS_TM_THERMAL_CONTROL	
	Conf.	RPDO16	RLS_TC_SET_PARAMETER	TPDO18	RLS_TM_PARAMETER
Test	RPDO17	RLS_TC_GET_PARAMETER	TPDO3	RLS_TM_TEST_SUMMARIZED	
	RPDO3	RLS_TC_TEST_SUMMARIZED	TPDO4	RLS_TM_TEST_REPORT	
	RPDO4	RLS_TC_TEST_REPORT	TPDO0	RLS_TM_BSO	
Ctrl.	SDO3	RLS_TC_CAPTURE_FRAME	TPDO2	RLS_TM_ACCEPTANCE	
	RPDO6	RLS_TC_ABORT	TPDO1	RLS_TM_UP_MEMORY	
Memory access	RPDO7	RLS_TC_RESET	TPDO6	RLS_TM_UP_REGISTER	
	RPDO1	RLS_TC_DOWN_FEE	SDO1	RLS_TM_DOWN_FEE	
	RPDO2	RLS_TC_DOWN_MEMORY	SDO2	RLS_TM_DOWN_MEMORY	
	RPDO10	RLS_TC_UP_REGISTER	TPDO11	RLS_TM_TEMPERATURES_1	
	SDO1	RLS_TC_UP_MEMORY	TPDO12	RLS_TM_TEMPERATURES_2	
	SDO2	RLS_TC_UP_FEE	TPDO13	RLS_TM_TEMPERATURES_3	
Info			TPDO14	RLS_TM_TEMPERATURES_4	
			TPDO15	RLS_TM_POWER_OUTPUTS_1	
			TPDO16	RLS_TM_POWER_OUTPUTS_2	
			TPDO17	RLS_TM_POWER_OUTPUTS_3	
			SDO0	RLS_TM_INSTRUMENT_STATUS	
			TPDO10	RLS_TM_EVENTS	

Tabla 4.4-1 – Lista de TCs y de TMs de RLS

#### 4.4.1.2 Interfaces Internas de RLS

La matriz de IFs (alimentada desde el análisis funcional, sección 4.2) permite identificar los vínculos entre los elementos de RLS, aun cuando no se especifique el tipo de interfaz. La **tabla 4.4- 2** muestra la matriz de IFs internas obtenida para el nivel unidades de RLS.

Donde:

- T = Interfaz Térmica;
- O = Interfaz Óptica;
- M = Interfaz Mecánica;
- E = Interfaz Eléctrica;

	S P U	I O H	I C E U	O H	E H	C T
SPU		X	X	O, T, M	T, M, E	X
IOH	X		X	O, T, M	T, M, E	O, M
ICEU	X	X		O, T, M	T, M, E	X
OH	O, T, M	O, T, M	O, T, M		X	X
EH	T, M, E	T, M, E	T, M, E	X		X
CT	X	O, M	X	X	X	

Tabla 4.4-2 – Identificación de Interfaces de RLS

Estas conexiones reflejan las interfaces internas de RLS que, básicamente, se realizan a través de los cableados ópticos y eléctricos, que interconectan las unidades para proveer de funcionalidad completa al instrumento.

##### 1. Interfaz eléctrica.

El instrumento proporcionará una interfaz eléctrica entre ICEU, IOH y SPU a través de los cableados eléctricos de RLS (EH). Se identifican tres elementos principales de interfaz:

###### 1.1 EH#1. Cableado eléctrico entre la ICEU y el IOH: control del motor y monitorización.

El EH#1 se encarga de distribuir las señales eléctricas necesarias para ejecutar la funcionalidad del IOH. Principalmente, comandar el actuador (mecanismo de enfoque) para el ajuste del foco, leer la posición alcanzada y monitorizar la temperatura.

### 1.2 EH#2. Cableado entre la ICEU y el SPU: función térmica y de monitorización SPU.

El EH#2 se encarga de distribuir las señales de control térmico del SPU: monitorización de sensores térmicos y control de potencia del TEC y del Heater (control térmico activo del CCD).

### 1.3 EH#3. Cableado entre la ICEU y el SPU: control y datos del CCD.

El EH#3 se encarga de dirigir las señales para el control del CCD. La FEE (electrónica de control del CCD) localizada en la ICEU se encarga de generar y distribuir las señales (analógica) para el control del CCD: polarización del CCD, enlace de datos de video (lectura de píxeles) y señales de reloj para secuenciar operación del CCD.

Todas las conexiones eléctricas se realizan a través de conectores MDM dedicados e integrados en cada unidad (ver **figura 4.4-7**).

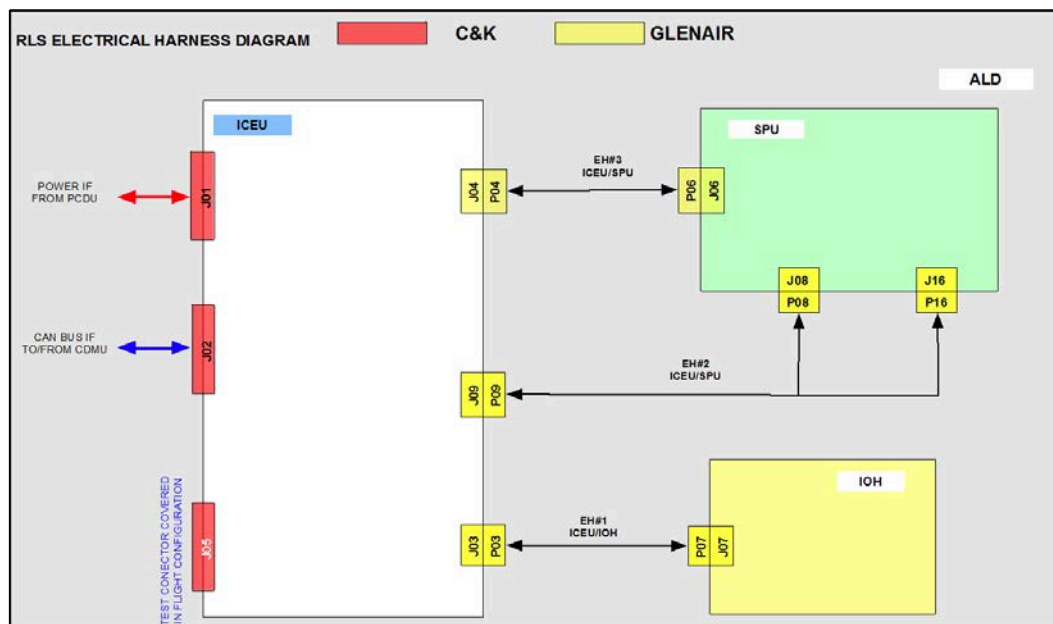


Figura 4.4-7 - Diagrama de cableado Eléctrico entre unidades de RLS

## 2. Interfaz óptica:

Internamente, RLS proporcionará interfaz óptica entre sus tres unidades:

### 2.1 OH#1. Cableado óptico entre la ICEU y el iOH: ruta de excitación.

El iOH, a través del OH#1, recibe la señal de excitación proveniente del láser (alojado en la ICEU) hasta su canal de excitación.

### 2.2 OH#2. Cableado óptico entre la el iOH y el SPU: canal de recepción de señal Raman.

El iOH entrega al SPU, a través del OH#2, la señal Raman emitida por la muestra.

Todas estas unidades están equipadas con adaptadores o receptáculos de conector de fibra óptica según se indica en la **figura 4.4-8**.

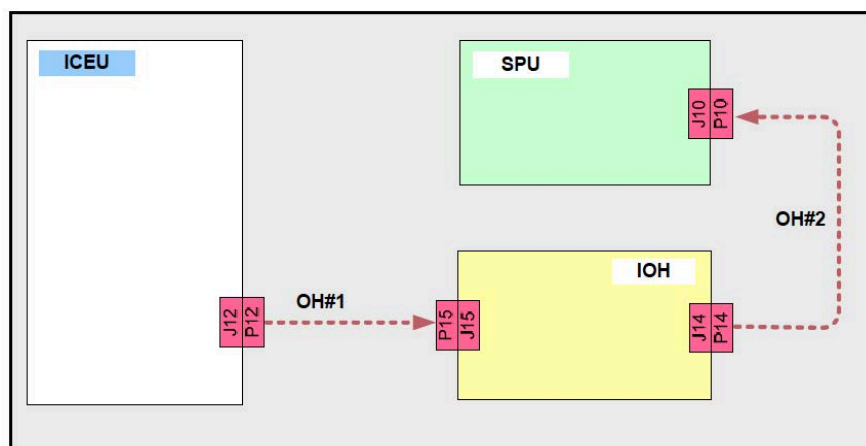


Figura 4.4-8 - Diagrama de cableado Óptico de RLS

### 3. Interfaces del ASW (Software de aplicación).

La siguiente lista enumera elementos de RLS que interactúan con el RLS ASW, su relación y una descripción general de las funciones compartidas. La **figura 4-4-9** muestra la arquitectura de IF implementada en el ASW.

- IOH: RLS SW interactúa a través del controlador del IOH para comandar el motor. Lee la información del "encoder" para conocer la posición alcanzada;
- FEE: lee las cuentas digitales de las imágenes adquiridas, a través del driver implementado dentro de la FPGA. El protocolo de datos I2C se usa para pasar a los datos científicos entre la FEE y la tarjeta procesadora;
- Memoria: Tres tipos de memoria (RAM, ROM y EEPROM) ayudan al software a almacenar los datos. Hay un componente del SW encargado de la gestión de la memoria;
- Sensores HK: Adquiridos a través de un conversor de analógico a digital, implementado dentro de la FPGA. El ASW los monitoriza para detectar errores y mantener la salud del instrumento, así como para realizar un seguimiento de las condiciones ambientales y del instrumento;
- Reloj de tiempo real: el ASW controla la acumulación de espectros y el etiquetado de tiempo de TM,
- Tarjeta de potencia: interactúa con RLS ASW, a través del controlador de la FPGA, para encender y apagar el láser, el láser TEM, el "heater", el CCD TEC y el actuador IOH.
- Lectura de fotodiodo del AF en el láser: para ejecutar la función de AF.



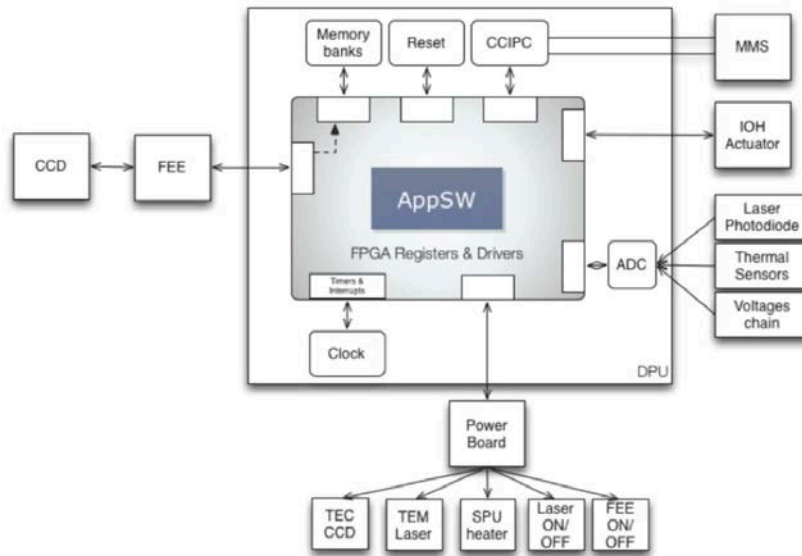


Figura 4.4-9 - Diagrama de interfaces del ASW

#### 4.4.1.3 Formalización de las interfaces externas de RLS

La gestión de las interfaces externas e internas es muy importante para lograr el objetivo de RLS en ExoMars. Las interfaces externas debían congelarse en la Fase B (tras el D-PDR de RLS) para permitir que el diseño avance rápidamente. Del mismo modo, las interfaces internas de RLS deben controlarse rigurosamente para permitir un desarrollo paralelo eficaz de las unidades.

El responsable técnico de RLS se encarga de las actividades de Gestión de Interfaces, aunque la congelación formal estará bajo la responsabilidad del IP y el equipo de la oficina del proyecto de RLS.

La definición de interfaz externa de RLS se documentará en el Documento de control de interfaz de RLS (RLS-EICD), pero es un documento de la ESA y estará bajo su control. El documento de control de la interfaz de RLS describe todos los acuerdos técnicos, de gestión y operacionales de interfaz entre el instrumento y el Rover. Una vez firmado, sirve como el "contrato" entre la ESA y el equipo de RLS y las agencias financiadoras.

#### 4.4.2 Dimensionamiento de RLS: Presupuestos

Como parte del proceso de dimensionamiento del sistema, la identificación de las funciones RLS y la descomposición del sistema en elementos más pequeños y manejables permite a la ingeniería de sistemas la asignación de recursos (presupuestos técnicos del sistema) a cada elemento identificado. Esta asignación es un proceso iterativo y cambiante como todos los procesos en ingeniería de sistemas y necesitan ser controlados.

En las primeras etapas de diseño, se usan diferentes herramientas análisis o modelos analíticos del sistema, para validar estas estimaciones y confirmar que el diseño se está desarrollando acorde las necesidades. Permiten la validación temprana como soporte al proceso de desarrollo del sistema. A medida que avanza el diseño y se fabrican y se ensayan los modelos de desarrollo de RLS (ver filosofía de modelos sección 5.1) los recursos y restricciones se van ajustando sin sobrepasar, siempre que resulte posible, las estimaciones iniciales. Las consecuencias de exceder la capacidad son graves ya que, como hemos visto y veremos a lo largo de esta tesis con los problemas de masa de RLS, que pueden provocar cambios de diseño costosos.

Por eso el uso de márgenes en las asignaciones es necesario. Cubre la incertidumbre de las herramientas de análisis y del diseño y sirve para cubrir situaciones imprevistas durante el desarrollo del sistema. A medida que el diseño se va madurando, los márgenes se van reduciendo. Cuando las incertidumbres son mayores, al comienzo de desarrollo del sistema, los márgenes necesitan ser mayores, y a medida que se gana confianza en el diseño, los márgenes decrecen. Típicamente los márgenes establecidos en proyectos de la ESA son 20% para un diseño nuevo, 10% pasado el PDR y 5% pasado el CDR.

Las asignaciones presentadas en esta sección, al igual que en las interfaces muestran el estado de evolución de RLS hasta alcanzar el D-DPR, donde se presentó su Diseño Preliminar. En la parte de resultados (sección 5.1), se mostrará la evolución de los mismos como parte del proceso de control y verificación de RLS, que realiza el equipo técnico. El estado de los presupuestos se evalúa en cada una de las revisiones formales establecidas en el ciclo de vida de RLS y en cada una de las entregas de los modelos de desarrollo de RLS.

#### 4.4.2.1 Presupuesto de Masa de RLS

Se estima una masa para cada elemento de configuración del sistema, hasta el nivel de desglose elegido. Según se van identificando nuevos componentes dentro de cada unidad, éstos se incorporan al presupuesto de masa.

Las cifras proporcionadas de masa en la **tabla 4.4-3** mostraban un estado de incumplimiento con respecto al presupuesto máximo de RLS (2500 g), e incluyendo los márgenes superaba esta asignación en 360 g (14,5%), 2860gr. El equipo técnico de RLS propuso modificar los márgenes de algunos elementos, en los que se tenía mayor confianza en el diseño, aunque la ESA exigió un nuevo plan para reducir la masa.

	Contingency	Basic Mass (w/o contingency)	Estimated Mass (incl cont.)
	(%)	(gr)	(gr)
11 Spectrometer Unit (SPU)	20	877,00	1052,40
13 Internal Optical Head (IOH)	20	210,00	252,00
14 ICEU	20	1088	1306
15 Intrument Optical Harness	20	25,76	30,91
16 Electrical Interconnect	20	159,04	190,85
4 Calibration Target	20	4,00	4,80
<b>Total mass</b>			<b>2.836,56</b>

Tabla 4.4-3 - Presupuesto de masa hasta sub-unidades de RLS (D-PDR)

#### 4.4.2.2 Presupuesto de Potencia y Energía de RLS

Para preparar el presupuesto de potencia debemos analizar el sistema desde varios puntos de vista y siguiendo un enfoque de abajo hacia arriba:

- A través de las descomposiciones del sistema, identificar cuales de los elementos de RLS tienen un consumo de energía dentro de las unidades
- Los consumos de potencia de cada elemento, deben provenir del diseño real de las unidades
- El consumo de potencia irá asociado a una función (activa o no activa) que irá asociada a un determinado modo de operación de la unidad
- Para cada modo de operación se asignan unas funciones de RLS a realizar
- Se proporciona la asignación de potencia, energía y duración en el tiempo, considerando las diferentes condiciones, ambiente térmico y la capacidad de carga requerida



Teniendo todo esto en cuenta, se calcula el presupuesto de potencia de RLS, incluyéndose el margen asociado (D-PDR 20%) y solventar posibles errores de cálculo.

Ya se ha mencionado que RLS cuenta con un control térmico activo para garantizar que sus unidades internas estén dentro de los límites permitidos:

- SPU-CCD (TEC): para el enfriar el detector, para lo que se utiliza una temperatura de control de -10°C.
- ICEU-Láser (TEM): para controlar la estabilidad del láser, con una temperatura de control de entre 20°C.

El consumo del control térmico de RLS, se ha calculado teniendo en cuenta el entorno térmico operativo definido por la misión para cada una de las unidades de RLS (entre -40°C para el caso frío de todas las unidades y 0°C para SPU e iOH y +30°C para la ICEU en el caso caliente.

El presupuesto de potencia de RLS refleja la potencia del instrumento (potencia máxima) durante un ciclo de medida Raman típico tal y como se define en la sección 4.1, por modos y por elementos del sistema.

#### 4.4.2.2.1 Consumo de potencia (pico)

RLS debía diseñarse de tal manera que no superase la potencia asignada de 36W (potencia pico máxima) durante ninguna fase operativa. El consumo de potencia pico es necesario establecerlo, al igual que las temperaturas de IF, en dos modos: modo operacional caliente y modo operacional frío. Representan un caso estacionario, es decir, el consumo de RLS en el caso de estar con un entorno de temperaturas operativas fijas en ambiente frío<sup>5</sup> (tabla 4.4- 4) o ambiente caliente (tabla 4.4- 5). Se resume a continuación:

Sample acquisition activity Peak Power Budget		OFF	Initialization	Stand-by	Ready	Execution			Stand-by
				Warming up	Laser ON	Focussing	CCD Operation	Background Acquisition	
Time		0,00	23,00	900,00	605,00	1200,00	13311,06	693,35	61,00
UNITS									
SUB-Units									
SPU - Consummed	CCD	0	0	0,3	0,3	0,3	0,3	0,3	0,3
	TEC	0	0	0	0	0	0	0	0
	HEATER	0	0	1,5	1,5	1,5	1,5	1,5	1,5
Total SPU		0	0	0,3	0,3	0,3	0,3	0,3	0,3
iOH Consummed	AF Actuator	0	0	0	0	1,04	0	0	0
Total iOH		0	0	0	0	1,04	0	0	0
ICEU Consummed	Processor Board	0	2,78	2,78	2,78	2,78	2,78	2,78	2,78
	FEE Board	0	0	5,3	5,3	5,3	5,3	5,3	5,3
	SPU TEC driver	0	0	0	0	0	0	0	0
	TEM (laser)	0	0	9	9	9	9	9	9
	Laser Driver	0	0	0	6,38	6,38	6,38	0	0
	LASER	0	0	0	2,3	2,3	2,3	0	0
	AF Electronics	0	0	0	0	1	0	0	0
Total ICEU		0	2,78	17,08	25,76	26,76	25,76	17,08	17,08
Total Cold RLS		0,00	2,78	17,38	26,06	28,10	28,06	17,38	17,38
Total Cold RLS with 20% margin		0,00	3,34	20,86	31,27	33,72	31,27	20,86	20,86

Tabla 4.4- 4 - Presupuesto de potencia, caso frío

<sup>5</sup> Las temperaturas operativas de RLS están definidas en la sección 4.1. Cada unidad presenta un entorno diferente, pero las temperaturas oscilan entre -45°C del iOH caso frío y los +30°C para la ICEU.

	OFF	Initialization	Stand-by	Ready	Execution			Stand-by
			Warming up	Laser ON	Focussing	CCD Operation	Background Acquisition	
<b>Time</b>	0,00	23,00	900,00	605,00	1200,00	13311,06	693,35	61,00
<b>UNITS</b>	<b>SUB-Units</b>							
SPU - Consummed	0	0	0,3	0,3	0,3	0,3	0,3	0,3
	0	0	2,5	2,5	2,5	2,5	2,5	2,5
	0	0	0	0	0	0	0	0
<b>Total SPU</b>	<b>0</b>	<b>0</b>	<b>2,8</b>	<b>2,8</b>	<b>2,8</b>	<b>2,8</b>	<b>2,8</b>	<b>2,8</b>
IOH Consummed	0	0	0	0	1,04	0	0	0
<b>Total IOH</b>	<b>0</b>	<b>0</b>	<b>0</b>	<b>0</b>	<b>1,04</b>	<b>0</b>	<b>0</b>	<b>0</b>
ICEU Consummed	0	2,78	2,78	2,78	2,78	2,78	2,78	2,78
	0	0	5,3	5,3	5,3	5,3	5,3	5,3
	0	0	3	3	3	3	3	3
	0	0	5,87	5,87	5,87	5,87	5,87	5,87
	0	0	0	6,38	6,38	6,38	0	0
	0	0	0	2,3	2,3	2,3	0	0
	0	0	0	0	1	0	0	0
<b>Total ICEU</b>	<b>0</b>	<b>2,78</b>	<b>16,95</b>	<b>25,63</b>	<b>26,63</b>	<b>25,63</b>	<b>16,95</b>	<b>16,95</b>
<b>Total Hot RLS</b>	<b>0,00</b>	<b>2,78</b>	<b>19,75</b>	<b>28,43</b>	<b>30,47</b>	<b>28,43</b>	<b>19,75</b>	<b>19,75</b>
<b>Total Hot RLS with 20% margin</b>	<b>0,00</b>	<b>3,34</b>	<b>23,70</b>	<b>34,12</b>	<b>36,56</b>	<b>34,12</b>	<b>23,70</b>	<b>23,70</b>

Tabla 4.4- 5 - Presupuesto de potencia, caso caliente

#### 4.4.2.2 Consumo de energía

El escenario operacional de RLS considera un ciclo de "calibración" y un ciclo de "medida" sobre la muestra (20 puntos sobre la muestra), que incluye la actividad de "chequeo de estado óptico" de RLS. La duración de estas actividades dependerá de muchos factores, el ambiente térmico, la naturaleza de la muestra a analizar, su eficiencia Raman y la fluorescencia que emita, principalmente.

Realizando las estimaciones oportunas sobre todos los elementos que influyen en las operaciones de RLS como las transiciones para alcanzar las condiciones térmicas (peores condiciones calientes o frías), las funciones que RLS debe ejecutar en cada escenario (Autofoco, Adquisiciones, Ejecución de algoritmos, 20 spots analizados) y el tiempo de transmisión de la TM de RLS al Rover, el tiempo máximo que RLS podrá operar, establecido por el Rover, para realizar las tareas de un ciclo de medida completo es de 17105 segundos, lo que supone una energía total: 514,23 KJ. En la **tabla 4.6-6** se muestra el presupuesto de tiempos de energía (Tiempo vs potencia) de RLS para cada escenario operacional.

RLS activities	RLS Operative Modes	Mode Duration	Average Mode Power Consumption [W]			Energy [KJ]		
			Cold	Hot	Nominal	Cold	Hot	Nominal
Calibration Activity	Initialization	23.00	3.34	3.34	3.34	0.08	0.08	0.08
	Stand-By	960.00	18.46	21.10	16.78	17.72	20.25	16.10
	Ready	621.00	28.87	31.51	27.19	17.93	19.57	16.89
	Execution - Focussing	120.00	31.32	33.96	29.64	3.76	4.08	3.56
	Execution - CCD operation	979.01	28.87	31.51	27.19	28.27	30.85	26.62
	Execution - Back. Acq.	1903.20	18.46	21.10	16.78	35.13	40.15	31.93
	<b>Total activity time</b>	<b>4345,06</b>			<b>Total Energy</b>	<b>102.87</b>	<b>114.97</b>	<b>95.17</b>
Sample Acquisition Activity	Initialization	23.00	3.34	3.34	3.34	0.08	0.08	0.08
	Stand-By	961.00	18.46	21.10	16.78	17.74	20.27	16.12
	Ready	615.00	28.87	31.51	27.19	17.76	19.38	16.72
	Execution - Focussing	1200.00	31.32	33.96	29.64	37.58	40.75	35.57
	Execution - CCD operation	13311.06	28.87	31.51	27.19	384.32	419.46	361.95
	Execution - Back. Acq.	693.35	18.46	21.10	16.78	12.80	14.63	11.63
	<b>Total activity time</b>	<b>17105,2</b>			<b>Total Energy</b>	<b>470.27</b>	<b>514.23</b>	<b>442.08</b>

Tabla 4.4- 6 - Presupuesto tiempos y potencias (Energía máxima) de actividades de alto nivel de RLS

#### 4.4.2.3 Presupuesto de memoria de RLS

Para ejecutar la operación mencionada anteriormente, el instrumento RLS implementa una serie de capacidades de procesado:

- Memoria PROM: 32 Kbytes, dedicados a proporcionar almacenamiento no volátil de código de arranque RLS (las estimaciones son de 10 Kbytes);
- Memoria EEPROM: 512 Kbytes, dedicados a proporcionar almacenamiento no volátil de SW de aplicación RLS (ASW).

Las estimaciones de memoria se basan en los siguientes supuestos de la **tabla 4.4- 7**.

EEPROM	Kbytes
App SW	114
App SW (Copy)	114
App SW parameters	1
Table TC/TM	1
CANBus controller	6
CANOpen OD	1
Memory Drivers	1
FPGA drivers	2
FEE libraries	2
<b>Total</b>	<b>242</b>

Figura 4.4- 7 - Presupuesto para el almacenado del ASW en EEPROM de RLS

#### 4.4.2.4 Presupuesto de memoria del Rover

El Rover es el encargado de almacenar los datos de RLS para su procesado y posterior envío a Tierra. Cuando RLS genera datos (científicos y/o HK), primero se almacenan como datos brutos (sin comprimir) en la memoria de almacenamiento temporal del Rover. Esto representa el volumen máximo de datos sin comprimir que RLS producirá por ciclo de medida (antes de la compresión) e inmediatamente después de que se complete la sesión de comunicación diaria.

Por otro lado, después de cada compresión, los datos de RLS se almacenan en el almacenamiento permanente de memoria masiva del Rover. Esto representa el volumen máximo de datos comprimidos que RLS almacenará durante un ciclo de medición completo.

Los datos generados por RLS dependen de varias consideraciones, pero principalmente del número de puntos a analizar sobre la muestra y del número de imágenes Raman obtenidas por punto. Además, RLS implementa varias capacidades como son la acumulación de imágenes, modificar el tamaño de la ROI (región de interés del CCD), o comprimir las imágenes para ajustarse a las memorias de almacenamiento y a las restricciones de descarga de datos diaria del Rover.

Según los cálculos realizados sobre la memoria masiva del Rover necesaria para que acomode datos críticos y no críticos, los valores obtenidos son los que se detallan en la **tabla 4.4-8**.

	Experiment Cycle		Vertical Survey	
	Permanent	Temporary	Permanent	Temporary
<b>Calibration</b>	44 Mbit	90 Mbit	44 Mbit	90 Mbit
<b>Raman MC (Raman adq+OHC)</b>	70 Mbit	210 Mbit	210 Mbit	210 Mbit

Figura 4.4- 8 - Presupuesto de datos almacenados por el Rover

#### 4.4.2.5 Presupuesto de descarga del Rover

El presupuesto de descarga del rover esta en la sección 4.1. Son necesidades planteadas para dimensionar la misión, aunque se adaptarán diariamente durante la operación real.

### 4.4.3 Concepto de Operaciones de RLS

Para evitar incompatibilidades no detectadas o una integración compleja del sistema, es necesario dimensionarlo a partir de su caustica de funcionamiento. Describir RLS a través de diagramas de comportamiento nos puede ayudar a detectar inconsistencia en los requisitos o a interactuar con el diseño para mejorarlo antes de la creación de los modelos finales. El "Concepto de Operaciones" (ConOps) de RLS permitirá describir cómo se operará el sistema durante todo su ciclo de vida con el fin de lograr los objetivos de la misión.

El análisis contenido en el "ConOps" de RLS incluye evaluaciones de estrategia de misión, tiempos de operación, estrategia de comunicaciones con el TGO de extremo a extremo y arquitectura de IF de datos con el Rover.

A continuación, se incluye una breve descripción de los diagramas de comportamiento más relevantes de RLS.

#### 4.4.3.1 Máquina de estados de RLS

Los modos de operación se definen como configuraciones estables del sistema o, de manera similar, como un conjunto de funciones realizadas y/o mantenidas por el sistema. A diferencia de las fases de misión que están relacionadas con el entorno externo en el que opera el sistema, definimos un modo de operación estableciendo qué subsistemas y equipos están activos o no dentro de ese modo específico. El análisis de los modos de operación permite tener una idea clara de qué funciones están disponibles simultáneamente y qué componentes se requieren para estar activos y las transiciones entre los distintos modos de funcionamiento.

RLS debe realizar una serie de funciones a las que resulta necesario asignarles una temporalidad, para completar su operación. Es decir, se necesita crear un escenario de funciones enfocándose en el estado activo o inactivo de cada elemento o función de RLS y, así, generar una cadena de acciones o transiciones que realizan como secuencia de las necesidades operacionales de RLS.

La ejecución y control de la máquina de estados de RLS la realiza el SW de a bordo del instrumento (ASW). Es el Rover quien comanda las transiciones de modos de RLS mediante la ejecución de un telecomando de cambio de modo.

La máquina de estados de RLS tiene los siguientes modos (ver **figura 4.4-10**):

- Apagado (Off): Es el estado inicial y representa el instrumento cuando está apagado. La única forma de salir de este modo es encender RLS.
- Inicialización: En este modo, RLS ya se ha encendido. Para llegar al modo de Inicialización es necesario ejecutar la secuencia de arranque; es decir, las operaciones requeridas para que el instrumento esté operativo:
  - ejecutar las pruebas de inicialización
  - cargar las tablas de configuración
  - cargar el ASW en Memoria RAM

Mientras se ejecuta la secuencia de arranque, no se "escucha" ni se atiende ninguna comunicación con el Rover. Si ocurre un fallo durante la inicialización, se generará un evento de error y se enviará al Rover. En ese momento, además, el instrumento se apagará automáticamente.

Una vez alcanzado este estado, solo se puede ejecutar el SW de arranque ("*boot*"). Una vez finalizado, puede cargar el ASW.

- Espera ("Stand-by"): Es el estado en el que el instrumento se puede apagar de forma controlada. En este estado el instrumento se puede configurar para realizar las tareas específicas relacionadas con su operatividad (control térmico, activación de algoritmos científicos, número de acumulaciones, etc.). Mientras permanezca en este estado, el instrumento consumirá pocos recursos.
- Listo ("Ready"): RLS entrará en este estado cuando esté listo para iniciar las operaciones científicas; es decir, después de alcanzar la temperatura operativa comandada desde el modo "Espera". Mientras está en este modo, el instrumento puede ejecutar las tareas científicas y funcionales:
  - Adquisiciones de oscuridad o adquisiciones Raman (láser apagado/encendido)
  - Mover el motor: autofocus o posición comandada
  - Encender el láser
- Operación/Ejecución: El instrumento entrará en este estado de forma automática, justo después del inicio de las operaciones científicas. El modo se saldrá automáticamente (cambio a "Listo") cuando las operaciones hayan finalizado correctamente.
- Modo Seguro: En este estado, el instrumento ha configurado las unidades internas del instrumento en condiciones seguras y el control térmico ya ha sido desactivado, por lo que se puede apagar de forma controlada.

La metodología de RLS aborda las transiciones entre modos de operación permitidas por el ASW a través de los Diagramas de Bloques de Flujo Funcional.

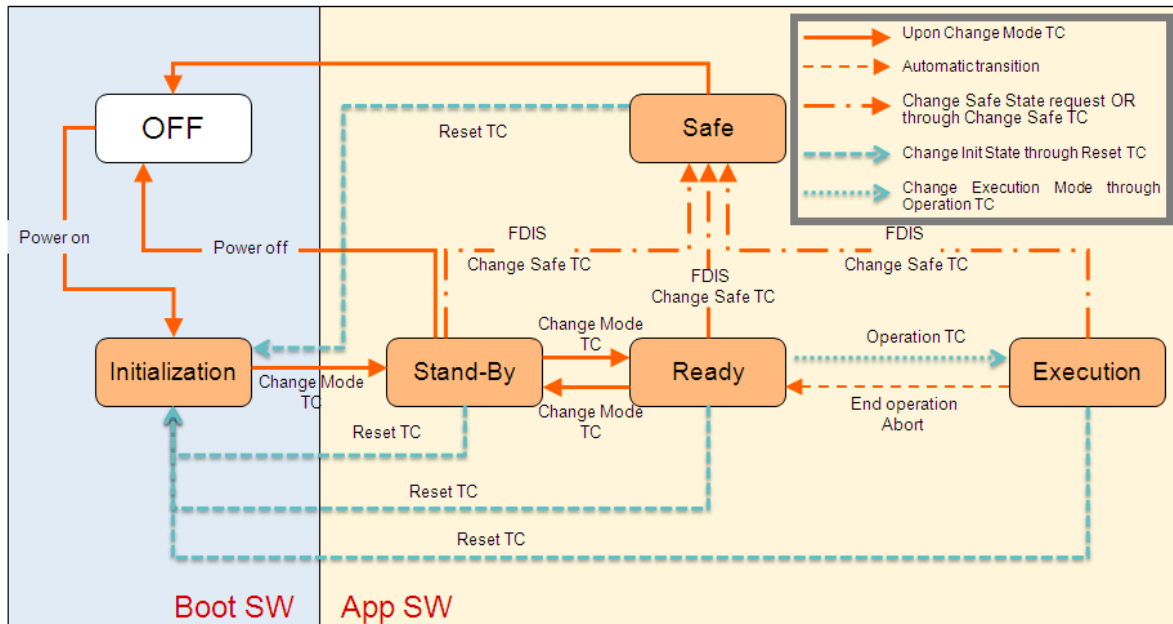


Figura 4.4-10 – Máquina de estados de RLS

Los modos de RLS deben modelarse como un conjunto de estados interconectados definiendo, para cada uno de ellos:

- El tiempo de duración (segundos)
- El consumo de energía (vatios)
- Y los datos generados (bps)

Además, es necesario identificar el estado del sistema y si este puede cambiar cuando se ejecuta una transición ordenada por acción o si se mantienen durante el tiempo (transiciones automáticas, si corresponde).

#### 4.4.3.2 Acciones y Tareas

Tal y como se ha mostrado en la sección de interfaces, el SW del Rover (MMS), implementa la lógica de comando de RLS a través de las acciones y las tareas. La ejecución de los TCs/TMs de RLS desde el MMS-IL se realiza mediante una capa superior de SW implementada que contienen una serie de Acciones y Tareas (ejecuciones funcionales del sistema).

Las acciones y tareas de RLS permiten realizar verificaciones de las condiciones previas de RLS, por ejemplo, que todo el instrumento este en temperaturas dentro de su rango operativo antes de su encendido y, así, se pueda comandar la actividad. También permite, la ejecución de TCs y recepción de TMs de RLS y la lógica de control para las Acciones y Tareas y verificaciones de las condiciones posteriores para, por ejemplo, ejecutar un cambio de modo de RLS.

Una "Acción" de RLS es el paso más sencillo que puede ejecutar a bordo del Rover y se define como el flujo de datos en tiempo continuo y que tiene una estructura invariante (diseño). Por lo tanto, una acción es candidata a implementarse a través de funciones integradas "elementales" de RLS y puede entenderse que una acción de RLS equivale a un TC de RLS. Las acciones principales de RLS son las siguientes:

- "RLS\_Initialize": Implica el encendido y la validación de que el instrumento RLS se ha inicializado correctamente
- "RLS\_Change\_to\_Stand-by": Implica un cambio de modo a "Stand-by" y que el ASW esté iniciado
- "RLS\_Configure": Permite que RLS ASW cambie los parámetros del sistema involucrados en la ejecución de RLS (número de adquisiciones, control térmico, etc.);
- "RLS\_ChangeToReadyMode": implica el cambio a modo "Ready" y activará el control térmico en RLS para lograr el rango de temperatura operativa interna. Esto implica una activación automática del TEC del CCD y del TEM del láser
- "RLS\_SetFocus": Permite realizar un autofocus, ya sea automáticamente o forzándolo a una posición fijada del actuador
- "RLS\_SetLaser": Acción para configurar un nuevo estado del láser, para encenderlo o para apagarlo: canal nominal y canal redundante;
- "RLS\_EstimateAcquisitionParameters": Acción para ejecutar los algoritmos científicos de RLS, como el de eliminación de la fluorescencia, el algoritmo de saturación y el cálculo de tiempo de integración óptimo, entre otros
- "RLS\_ImageAcquisition": Acción para hacer que RLS adquiera imágenes

Por otro lado, una tarea es una composición lógica y temporal de acciones y otras tareas. Las tareas además implementan una lógica adicional de control de RLS (tiempos, datos, etc.). Las tareas principales de RLS son las siguientes:

- "RLS\_Prepare\_For\_Science": Para que RLS esté listo para iniciar adquisiciones científicas. Implica: encendido, configuración y cambio a "Ready" de RLS
- "RLS\_GenericCalibration": Secuencia de acciones predefinidas de RLS para estudiar el rendimiento óptico analizando la muestra de calibración justo antes de realizar la secuencia de adquisición de Spot

- “RLS\_SingleSpot\_Acquisition”: tarea que implica una adquisición completa sobre un spot de la muestra. Permite hacer autofocus, ejecutar algoritmos y terminar con la adquisición
- “RLS\_SampleMeasurement”: Permite realizar una operación completa sobre la muestra determinado el número de spots a analizar, tiempo máximo por spot. Incluye también los movimientos del SPDS para cambiar de posición la muestra
- “RLS\_SoftwarePatching”: tarea para realizar un cambio del ASW de RLS

#### 4.4.3.3 Casos de uso (planes de actividad)

Proporcionan una descripción de la estrategia de operación de RLS de alto nivel; es decir, de la funcionalidad que se logra a través de la interacción entre el Rover y RLS. Los planes de actividad son combinaciones de acciones y tareas para construir las secuencias operativas de alto nivel de RLS para realizar su operación científica durante un EC o un VS (ver sección 4.1). Los principales casos de uso son:

“Calibration”: secuencia de calibración (**figura 4.4-11**) sobre dos spots del RLS CT.

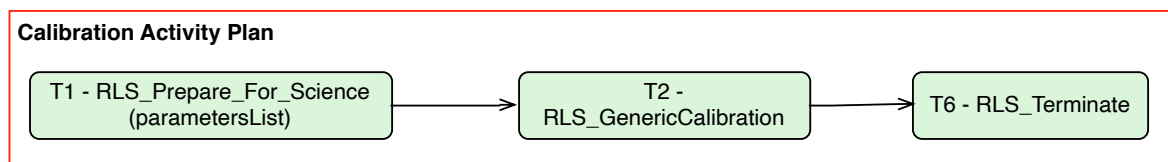


Figura 4.4- 11 - Actividad de Calibración

“Sample\_Measurement”: Secuencia nominal de operación de RLS (**figura 4.4-12**). Típicamente se realiza sobre 20 puntos sobre la muestra, incluyendo un chequeo del estado óptico del instrumento con adquisiciones son dos spots del RLS CT antes de realizar las operaciones sobre la muestra.

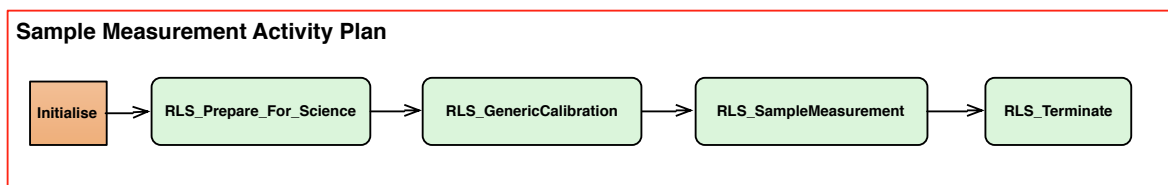


Figura 4.4- 12 - Actividad de Ciclo de medida

Estas actividades permiten controlar las secuencias operacionales del sistema desde su inicio, con los modelos más sencillos. A medida que RLS va evolucionado, estos modelos se vuelven más sofisticados, de manera que se pueda verificar la funcionalidad del sistema con esos modelos de desarrollo del RLS (ver sección 5.1 Filosofía de modelos) y cierto equipo soporte de tierra (GSE, “Ground Support Equipment”) desarrollados para dichos procesos de validación. Se volverá sobre esto punto en la sección de verificación de RLS y en los resultados finales de esta tesis.

## 4.5 RLS Diseño Preliminar

Es el proceso que se utiliza para traducir los requisitos técnicos de RLS (sección 4.3) y los resultados del proceso de descomposición funcional y física (sección 4.2), en una solución de diseño que de cumplimiento a todos estos requisitos. El resultado del proceso de diseño es describir de forma completa la configuración funcional, física y de software del sistema incluyendo los niveles más bajos de fabricación, presupuestos, interfaces y relaciones entre los elementos internos y externos, que el RLS deberá tener.

El Diseño Conceptual de RLS alcanzado tras la revisión Co-DR (sección 2.4) impulsó el ciclo de vida de RLS en 2011, y mediante la aplicación del proceso de definición de IdS de RLS mostrado en esta tesis, se fue capaz de dar los pasos necesarios para descomponer, especificar y dimensionar RLS, de tal forma que ahora se pueda definir la configuración o Diseño Preliminar de RLS con suficientes garantías para que cumpla con los requisitos establecidos.

Transcurrido ese tiempo y tras realizar numerosas iteraciones entre la ESA y RLS, para consolidar requisitos, realizar los análisis necesarios sobre el sistema (mecánicos, térmicos, etc) y validar el diseño frente a los requisitos establecidos, el Diseño Preliminar de RLS se alcanza tras pasar satisfactoriamente el RLS D-PDR en 2014, y así concluye la Fase B del instrumento.

La **figura 4.5-1** muestra la evolución en la configuración del diseño de RLS, donde las unidades son definidas casi por completo en el diseño preliminar.

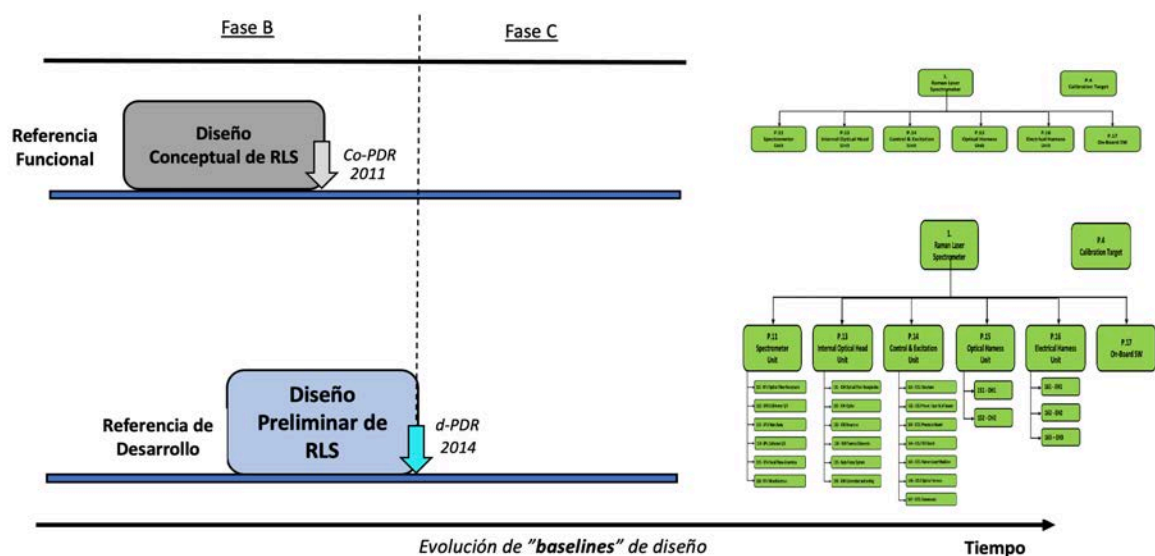


Figura 4.5-1 [Diseño Preliminar alcanzado tras d-PDR de RLS. Raman Interno]

Como hemos visto, el proceso para implementar el diseño en RLS, se realiza de arriba hacia abajo sobre la descomposición del sistema, es decir, desde el sistema RLS hacia sus propias unidades.

Es necesario que los requisitos técnicos del sistema, estén consolidados para iniciar el proceso asignación tal y como hemos visto en la sección 4.3, hacia los requisitos de las unidades a través de sus especificaciones de unidad de RLS. En paralelo, se define el Diseño Preliminar que mejor cumpla con estos requisitos atendiendo a la descomposición del sistema y las necesidades funcionales de RLS (sección 4.1).

La IdS es un proceso iterativo constante, que requiere de validación frente a unos requisitos para asegurar que el diseño esta bien implementado. Durante la fase B, se desarrollan los



llamados modelos matemáticos, que sirven para validar el diseño y su comportamiento en condiciones simuladas de forma matemática (térmicos y mecánicos). A partir de este momento (d-PDR) estos modelos, se utilizarán como referencia para validar el diseño de RLS hasta alcanzar la calificación final.

Como parte del proceso de verificación del diseño preliminar de RLS, y como una muestra de los resultados obtenidos con los modelos analíticos en esta Fase B, en la sección 5.2 se mostrarán los resultados mas relevantes de los mismos.

Alcanzar el diseño preliminar, permite congelar IFs externas de RLS con respecto al Rover y acometer el diseño del sistema y de las unidades. Permite iniciar la fabricación y posterior verificación de una serie de modelos físicos de desarrollo de RLS (ver filosofía de modelos sección 5.1), con el objetivo primero de acometer el diseño detallado (final de la Fase C) para poder someterse a la posteriormente la calificación del diseño de RLS y finalizar con la aceptación del modelo de vuelo de RLS, el RLS FM.

Uno de los objetivos de esta tesis, es mostrar el flujo y el proceso evolutivo del diseño de RLS y como se adapta y valida antes las necesidades surgidas aplicando el proceso de ingeniería de sistemas.

La siguiente sección, incluye los elementos más representativos del diseño preliminar de RLS alcanzado tras el d-PDR de RLS.

## 4.5.1 Descripción del Diseño Preliminar de RLS

La descripción de RLS se realiza acorde la descomposición del instrumento, en sus unidades, y sub-unidades.

### 4.5.1.1 Diseño del SPU

La unidad SPU (ver **figura 4.5-2**) era y es un analizador espectral basado en elementos ópticos de transmisión, que logra la dispersión espectral necesaria para poder realizar dicho análisis, utilizando una red de difracción holográfica, sobre un CCD de 2048x512 pixeles.

La señal a analizar proviene de la muestra (emisión Raman), a través del cabezal óptico y la correspondiente fibra óptica que lo une con el espectrómetro: esta señal es colimada y dispersada espectralmente por la red de difracción, para acabar siendo enfocada sobre el detector (CCD). El CCD requiere operar a bajas temperaturas, para lo que se usa dispositivo termoeléctrico de enfriamiento TEC. El CCD, al recibir el comando y control de la ICEU (Unidad de excitación y control del instrumento), transferirá los datos de pixeles obtenidos a la ICEU (FEE) para su posterior procesamiento y adquisición de espectro.

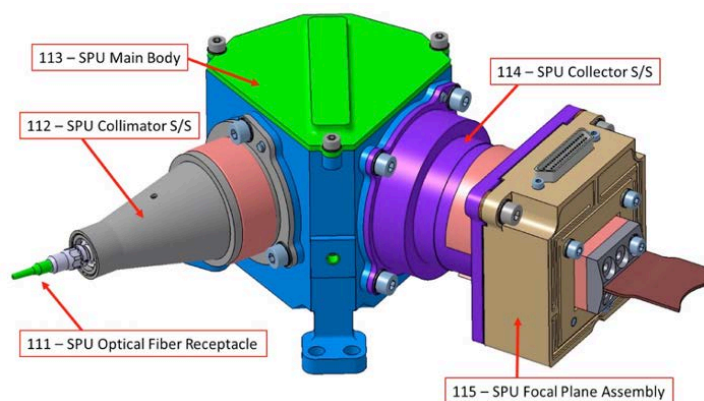


Figura 4.5-2 [Unidad Espectrómetro de RLS]

El diseño preliminar óptico del SPU (ver **figura 4.5-3**) cubría todo el rango espectral especificado, de 533 nm a 676 nm en un solo orden (una línea espectral). La apertura numérica del sistema era 0,22 (para tener un acoplamiento óptico sin pérdidas entre la fibra óptica y la óptica SPU).

La red de difracción SPU funciona con una incidencia y un ángulo de difracción de  $32,84^\circ$  y su eficiencia media en el rango espectral de 535 nm a 675 nm es del 75%. Se puede decir que la red de difracción es el elemento más importante del espectrómetro ya que proporciona a la unidad su funcionalidad, define su arquitectura (y limita la resolución espectral alcanzable).

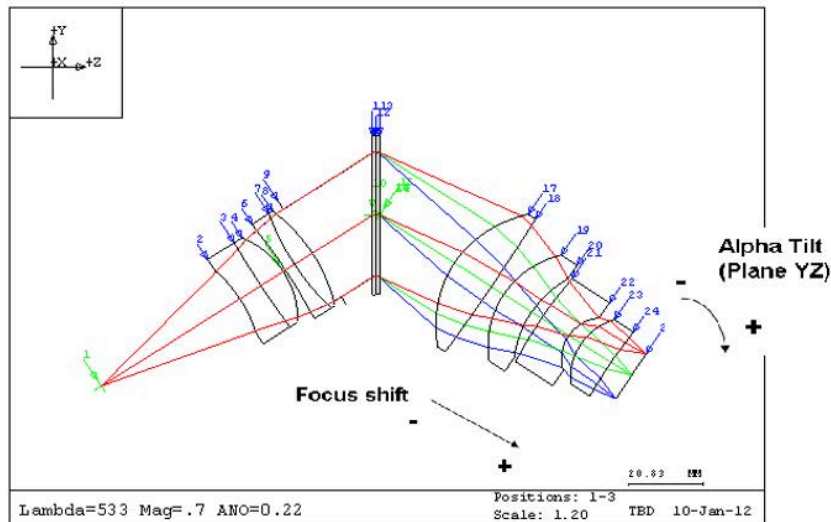


Figura 4.5-3 [Diseño preliminar óptico del SPU]

El CCD seleccionado es un dispositivo de imagen completa o "FullFrame" retroiluminado o "back illuminated" de tecnologías de e2v que se enfría mediante un dispositivo termoeléctrico (TEC). El CCD tiene tamaño del CCD: 2048 x 512 píxeles (30mm x 7,6mm) y un tamaño de píxel:  $15 \times 15 \mu\text{m}^2$ .

La selección entre dispositivo NIMO o IMO aún estaba por determinar en esta fase (nota: se realizó un trade-off de diseño entre los dos conceptos de CCD y se implementó finalmente el NIMO por las condiciones térmicas frías marcianas y su mayor rango dinámico. Además, poseía una alta sensibilidad en el rango de 533-676nm

Para limitar la carga generada por la corriente de oscuridad a un nivel que no degrade significativamente el rendimiento de ruido del instrumento, el CCD debe enfriarse al menos a  $-10^\circ\text{C}$ . El control de corriente del TEC se debe mantener constante mientras se estén ejecutando tareas de adquisición Raman, para evitar el incremento del ruido electrónico en el sistema (nota: esta necesidad, se entendió que no era tan relevante).

Dado que el FPA ("Focal Plane Assembly") y el resto de la SPU están acoplados térmicamente a través del soporte del FPA, el intercambio de calor entre estas dos partes se minimizará. En este sentido, el soporte FPA está diseñado con unas ranuras para reducir la sección de intercambio de calor. La estructura del SPU están hechos de aleación de titanio (Ti-6Al-4V) debido a su CTE similar al de la óptica para minimizar efectos termo-elásticos.

La condición de frío extremo durante la fase operativa requería algo de potencia calorífica para evitar gradientes térmicos en el SPU. Por ello se diseñaron e instalaron tres calentadores ("heater") alrededor de su estructura (colimador, colector y cuerpo principal). Cada calentador disipa 0.5 W, siendo la densidad de potencia del calentador inferior a  $0.27 \text{ W/cm}^2$  (estos calentadores se eliminaron, como veremos más adelante).

### 4.5.1.2 Diseño del iOH

El iOH (ver **figura 4.5-4**), acoplado mediante fibras ópticas tanto a la señal de excitación como al espectrómetro, enfocará la luz proveniente del láser sobre la muestra a través de una ventana óptica SPDS. La luz de excitación se filtra en el cabezal óptico por medio de un filtro de línea láser para eliminar la firma Raman de la fibra y suprimir posibles modos secundarios o longitud de onda provenientes del bombeo del láser.

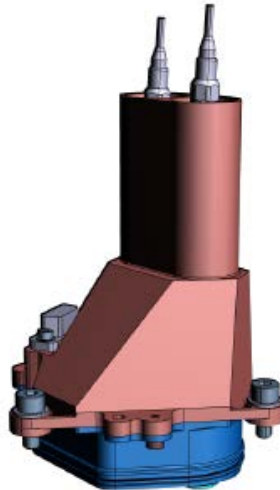


Figura 4.5-4 [Unidad Cabezal Óptico Interno de RLS]

En ambos trayectos ópticos, la apertura numérica es #0,22 y el tamaño de la fibra de entrada es 50 micras. La ruta de excitación funciona para la longitud de onda del láser, 532nm y el rango espectral de la ruta de recolección es de 533nm a 676nm.

En la ruta de excitación el filtro de línea láser transmite más del 90% para una longitud de onda de 532nm y el ancho de banda FWHM es de 2nm para eliminar el ruido óptico, mientras que en la ruta de recepción el filtro dicróico refleja el rayo láser del espejo y transmite la señal Raman, donde un filtro de paso alto deja pasar las señales por encima del 532nm (ver **figura 4.5-5**).

El subsistema de enfoque, tiene dos funciones, enfocar el haz láser en la muestra y recoger la señal Raman emitida por la muestra. La distancia focal es de 20,14mm y la distancia desde la muestra a la primera superficie de la lente es de 26 mm.

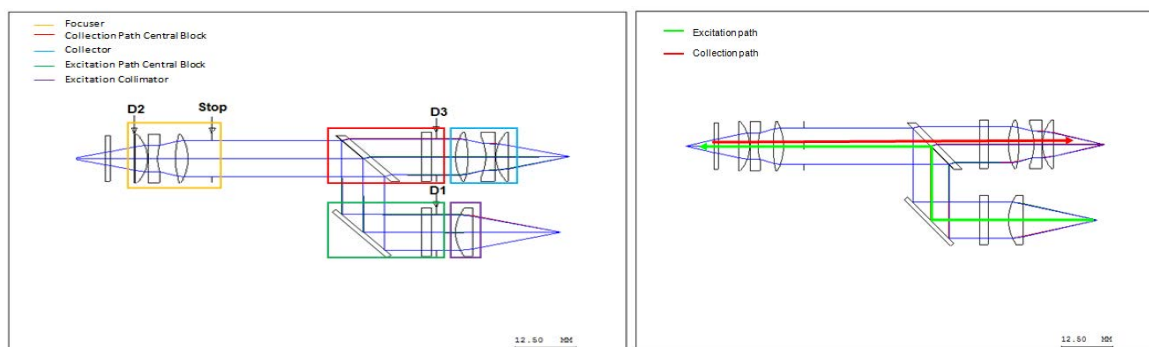


Figura 4.5-5 [Izquierda: SubSistemas iOH. Derecha: Diseño Óptico iOH]

El iOH implementa el mecanismo AF, que consta de un conjunto de actuador (motor, reductora y desplazador excéntrico), componentes opto-mecánicos y un "encoder" de posición resistivo para obtener la señal de posicionamiento. El rango de movimiento del enfoque general es de 2 mm (ver **figura 4.5-6**).

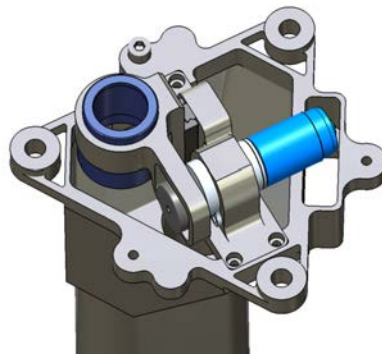


Figura 4.5-6 [Mecanismo de enfoque de RLS]

La estructura del IOH está formada por dos elementos principales. La estructura de dos partes, carcasa inferior y superior (carcasa + cubierta) se basan en una estructura totalmente de Ti6Al4V.

#### 4.5.1.3 Diseño de la ICEU

La ICEU (ver **figura 4.5-7**) proporciona control operativo del instrumento. Se compone de tres tarjetas electrónicas: tarjeta de potencia DC/DC, 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.

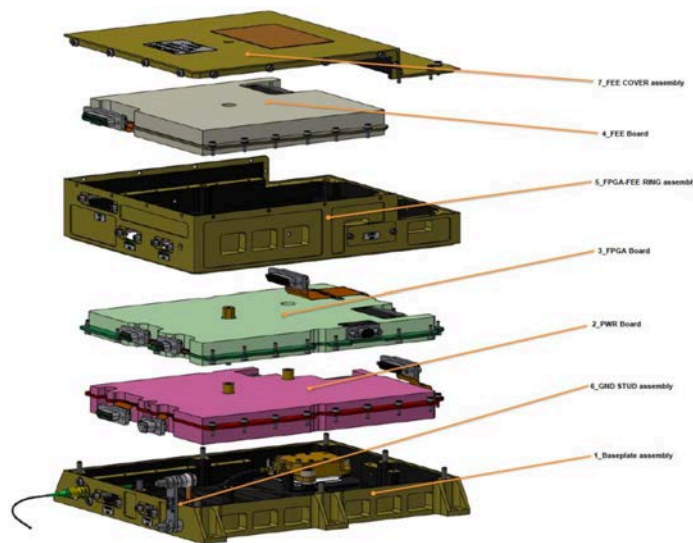


Figura 4.5-7 [Unidad de control y excitación de RLS]

La DC/DC acondiciona la energía entregada desde el bus de energía primario del Rover +28V y la distribuye al resto del instrumento a través de los convertidores de tensión. Incluye el controlador de potencia del láser y del TEM (Thermo Electrical Module) que le proporciona un control térmico activo (enfriando o calentando el láser en función del entorno térmico Marciano) mediante un control de corriente PID (Proportional Integral Derivative). El acoplamiento térmico entre el TEM y la placa base Laser e ICEU se asegura mediante dos láminas Cho-Therm 1671, mientras que la unión atornillada con láser se desacopla de la placa base ICEU mediante cilindros aislantes, muelles que garantizan la precarga y tornillos de titanio.

El concepto de conexión a tierra a través de la carcasa, es un concepto de conexión a tierra distribuida de un solo punto. Todas las carcasas de los conectores y los blindajes de los cables

están conectados a esta carcasa a través de los tornillos del conector y las mallas de los cableados. La carcasa está de la ICEU conectada a tierra a través de un perno de unión.

La tarjeta procesadora (DPU) es el ordenador de RLS y estaba diseñada alrededor de una FPGA que incorpora el núcleo del microcontrolador 8051 (Nota: la capacidad de procesamiento del micro y la imposibilidad de reprogramar la FPGA, provocaron un rediseño de la DPU, como veremos mas adelante). Esta tarjeta incluye:

- La interfaz de comunicaciones con el Rover (CANBus redundante);
- se encarga de procesar los datos de video recibidos provenientes del FEE;
- Proporciona funciones de reloj y reinicio de encendido;
- implementa los controladores del actuador (AF) y de gestión térmica de RLS;
- función de adquisición de TM para almacenamiento de datos científicos;
- Proporciona la recepción (digitalización) y el estado de los sensores térmicos, de tensión y de corriente;
- Incluye las memorias para el almacenamiento y ejecución del SW de abordo el de arranque (Boot SW) y el de ejecución el ASW (Application SW);

En la ICEU también se encuentra la tarjeta de para controlar y acondicionar las señales del CCD (FEE - "Front End Electronics") para el control activo del CCD. Recibe los datos de video provenientes del CCD (analógico), digitalizándolos y transmitiéndolos al módulo procesador.

Uno de los elementos mas importantes de la ICEU es la unidad laser (ver **figura 4.5-8**) de RLS. Está ubicado en la placa base ICEU, colocada sobre el TEM. El laser, genera la señal óptica monocromática necesaria para excitar la muestra a 532 nm. Esta señal se genera en el RLA a partir de una señal eléctrica procedente del módulo de potencia. El módulo láser implementa un circuito de retroalimentación necesario para mantener la potencia de salida bien regulada y proporcionar el TM. Esta electrónica debe proporcionar suficiente potencia a los diodos de bombeo del láser para producir una potencia de salida entre 36mW y 37mW (Nota: el requisito de potencia, aun no se había adaptado a las necesidades de las muestras en polvo, por eso, este valor es mas alto de lo requerido). Implementa la redundancia del elemento fuente crítico (diodo de bombeo).

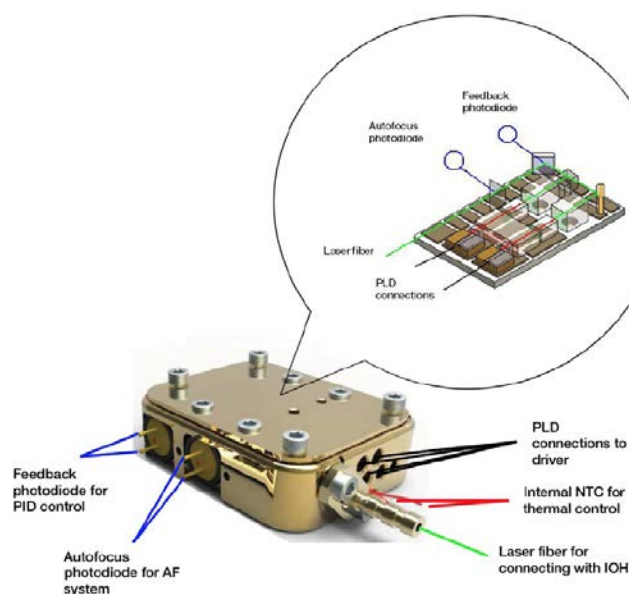


Figura 4.5-8 [Prototipo del Laser]

Además de las tres unidades de carácter funcional que se acaban de describir, existen otros elementos que forman parte del instrumento RLS

#### 4.5.1.4 Diseño del EH

El cableado de RLS consta de tres cables eléctricos cuya función principal es conectar los componentes del instrumento que necesitan energía eléctrica, controlando la señal y/o la comunicación de datos. Consta de las siguientes funciones principales:

- EH#1: Señales eléctricas necesarias para la operación del iOH;
- EH#2: Señales eléctricas necesarias para el control térmico del SPU (TEC), del heater (nota: los análisis térmicos demostraron que no era necesario el heater en el SPU) y los sensores térmicos;
- EH#3 (cableado flexible): Señales eléctricas necesarias para el CCD; conexión del SPU al FEE ubicado en el ICEU.

#### 4.5.1.5 Diseño del OH

Las 2 fibras ópticas de RLS son:

- OH#1. Fibra de excitación: guía la señal de excitación (láser) desde la ICEU al iOH. También envía de vuelta al láser, la señal Rayleigh retro-reflejada por la muestra para fines de enfoque automático;
- OH#2. Fibra de recepción: guía la señal Raman emitida por la muestra, desde el iOH al SPU.

Todas las fibras tienen un núcleo de 50  $\mu\text{m}$  y una apertura numérica (NA) de 0,22; y han sido fabricadas con materiales compatibles con el entorno en el que van a trabajar (son resistentes a radiación), lo que garantizará su funcionalidad con muy bajas pérdidas de eficiencia a lo largo de la vida útil de la misión.

#### 4.5.1.6 RLS Software

Proporciona el control total sobre el funcionamiento completo del instrumento. Esto abarca la operación científica, la gestión de RLS y las comunicaciones con el Rover. El software de RLS se almacenará en dos productos de software a bordo: Boot SW (BSW) y Software de aplicación (ASW).

El Boot SW (BSW) se encargará de las tareas de arranque, inicialización inicial del instrumento. El BSW iniciará la ejecución del ASW cargándolo en la memoria volátil.

##### 4.5.1.6.1 Software de aplicación (ASW)

El ASW se ejecuta en la DPU personalizada, dentro de un microcontrolador 8051, y está diseñado como un sistema impulsado por interrupciones, para permitir la multitarea durante la operación. Controla las operaciones de gestión de RLS de bajo nivel, la adquisición de datos científicos y la comunicación con el Rover.

El paquete DHS cubre dos de las principales funcionalidades a nivel de sistema: FDIS y Comunicaciones (gestión TC/TM). Dependerá del módulo IF para tener acceso al entorno.

Además, el ASW implementa los algoritmos para la ejecución de la operación científica:

- Autofoco: El objetivo principal del algoritmo de enfoque automático es calcular la mejor posición de enfoque. Con el láser encendido, el algoritmo leerá periódicamente el valor de intensidad recibido en el fotodiodo del láser del convertidor analógico a

digital (recibido del fotodiodo), mientras el actuador del motor realiza un barrido por todas las posiciones del rango operativo del sistema

- Eliminación fluorescencia: el efecto de la fluorescencia que producen algunas muestras aumenta el fondo del espectro, reduce el rango dinámico de adquisición y por lo tanto tiene implicaciones en la SNR. El efecto de la fluorescencia puede disminuir cuando la muestra permanece iluminada por el láser durante un tiempo determinado.
- Estimación de parámetros de adquisición (Ti y Na): Calcula el mejor Ti (Tiempo de integración) y el Na (Número de acumulaciones) para paca punto, con el objetivo de maximizar la SNR con el tiempo disponible.

#### 4.5.1.7 RLS CT (Unidad de Muestra de Calibración)

Sólo una muestra de calibración de RLS era implementada en el Rover. Ubicada en el SPDS en una posición cercana al RC proporciona una relación bien conocida entre las señales y su posición en la matriz de píxeles en el CCD de RLS (ver **figura 4.5-9**). Los esfuerzos de diseño por aquel entonces, se centraron en la definición de las interfaces del RLS CT con el SPDS, diseño que varió sustancialmente de aquí en adelante.

El diseño del RLS CT constaba de cuatro componentes, con los siguientes criterios:

- Calcita: Carbonato de calcio ( $\text{CaCO}_3$ ). Mineral con señales muy fuertes y nítidas.
- Dimetilglioxima (DMG): (2,3-butanodiona dioxima). Compuesto químico descrito por la fórmula  $\text{CH}_3\text{C}(\text{NOH})\text{C}(\text{NOH})\text{CH}_3$ . Útil desde el punto de vista de la espectroscopía Raman útil porque proporciona señales fuertes desde  $200\text{ cm}^{-1}$  a  $3000\text{ cm}^{-1}$ .
- 2-naftol o  $\beta$ -naftol. El grupo OH tiene señales Raman más allá de  $3000\text{ cm}^{-1}$
- Tiocianato de potasio: es el compuesto químico de fórmula molecular  $\text{KSCN}$ . Muy útil para espectroscopia Raman porque presenta una señal fuerte alrededor de  $2000\text{ cm}^{-1}$

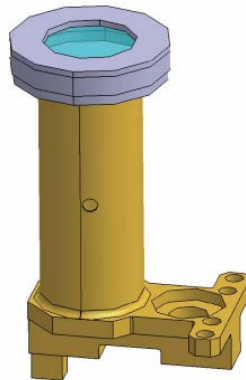


Figura 4.5-9 [RLS CT. Diseño para SPDS]

#### 4.5.2 RLS Concepto Operaciones

El ciclo de medida de RLS contemplaba los dos modos de operación (automático y cooperativo). El objetivo de la actividad de medida es realizar mediciones Raman sobre la muestra presentada en el RC debajo del iOH y completar al menos 20 medidas sobre la muestra. Cada medición sobre un punto considera las necesidades científicas de RLS y constará de las siguiente la secuencia operativa nominal.

1. Encendido y calentamiento del láser hasta alcanzar estabilidad requerida y condiciones operacionales nominales



2. Análisis de puntos sobre la muestra. Spot=1, ..., 20
  - Operación de enfoque del laser sobre la muestra;
  - Tareas de adquisición en cada punto:
    - Ejecución de los algoritmos científicos (estimación parámetros): eliminación fluorescencia, detección Rayos cósmicos, optimización (SNR), ajustar el (Ti) y (Na);
    - Adquisiciones con el (Ti) y (Na) calculado:
3. Apagar el laser;
4. Adquisición de imágenes con el laser apagado (Darks) con el mismo Ti (un solo disparo);
5. Envío de datos al Rover para su almacenamiento y posterior envío a tierra;

Para determinar el comportamiento de esta actividad en la fase preliminar, el diagrama de actividad del "Ciclo de Medida" de RLS se muestra en la **figura 4.5-10**:



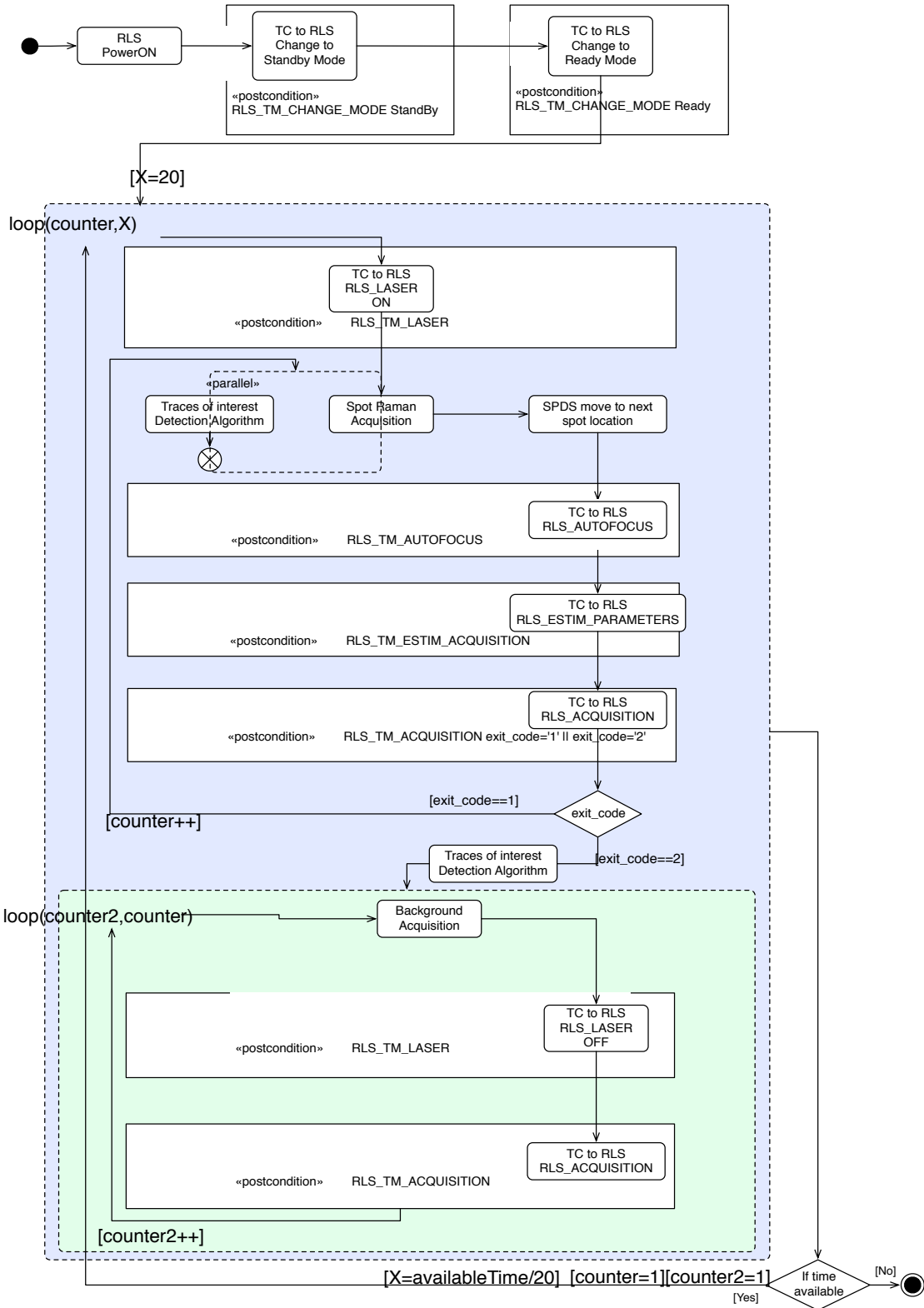


Figura 4.5-10 [Diseño del flujo del ciclo de medida de RLS]



## CAPÍTULO 5. Proceso de Verificación de RLS.

Este capítulo describe las diferentes actividades del proceso de verificación del instrumento, realizadas por el equipo técnico de RLS y coordinadas desde la IdS, necesarios para alcanzar un producto, el RLS FM (*Flight Model* o modelo de vuelo) que cumpla con la calidad exigida y capaz de responder satisfactoriamente a los objetivos científicos de RLS en el contexto de la misión ExoMars.

El objetivo de esta sección es mostrar cómo se ha realizado la verificación completa de RLS, asegurando que todos los entregables desarrollados por el equipo se ajustan a los **requisitos del sistema** y unidades establecidos desde la IdS durante el proceso de definición de RLS (sección 4).

Las actividades de verificación en RLS deben demostrar que el sistema RLS cumple con todos los requisitos a todos los niveles y asegurar que el producto es conforme y es, al fin y al cabo, aceptable para el uso dentro del Rover y la misión.

El proceso de verificación de RLS comienza en etapas muy tempranas (Fase B), con las primeras definiciones de diseño preliminar, donde los modelos analíticos de RLS (térmico, mecánico, radiométrico, etc) desarrollados juegan un papel muy importante (son flexibles y permiten adaptar los cambios de diseño con mas facilidad. Estos análisis realizados sobre los modelos matemáticos, se realizan al comienzo para predecir, desarrollar y validar este diseño preliminar RLS en condiciones simuladas, y permiten modificar e iterar de forma ágil el diseño del instrumento, hasta alcanzar una configuración válida.

Sólo una vez se disponga de este diseño preliminar del instrumento RLS (sección 4.5), que responda de forma satisfactoria ante los distintos análisis, cumpliendo los requisitos fijados; se dará comienzo a la siguiente fase (Fase C), de diseño de detalle. En esta etapa se llevará a cabo principalmente la verificación por ensayo, para lo cual será necesaria la fabricación de modelos físicos sobre los que poder verificar los distintos requisitos, y obtener evidencia a través de los diferentes ensayos del cumplimiento con las diferentes especificaciones.

Esta etapa del proceso de verificación de RLS, vendrá determinado por la filosofía de modelos (ver sección 5.1) seleccionada, donde cada modelo se definirá para dar evidencia por ensayo, del cumplimiento de una serie de requisitos específicos. Este proceso permitirá evolucionar el diseño preliminar de forma progresiva, tomando como referencia la verificación de los requisitos, hasta alcanzar un nivel de detalle y grado de confianza a todos los niveles (sistema, unidades y subunidades) que desembocará el diseño detallado, sobre el que se procederá a verificar todos los requisitos especificados en un único modelo. Una vez este proceso se haya finalizado satisfactoriamente, poder comenzar el proceso de fabricación del modelo de vuelo de RLS, el equipo destinado a operar sobre la superficie Marciana.

Durante esta última fase de verificación mediante los modelos físicos, siempre se seguirá contando con el apoyo de los modelos analíticos; los cuales por una parte se seguirán refinando con los resultados de los ensayos realizados, y en cualquier caso servirán para detectar posibles defectos en la fabricación o en la ejecución de los mismos ensayos.

En las siguientes secciones se mostrará de forma secuencial e incremental el resultado del proceso de desarrollo y verificación del diseño de RLS, hasta finalizar con un producto, el RLS FM que cumple con todas las expectativas y necesidades de RLS para la misión ExoMars.

## 5.1 Verificación y Filosofía de Modelos de RLS

El proceso de verificación de RLS se realiza de forma incremental y ascendente (ver **figura 5.1-1**) en los diferentes niveles de descomposición del sistema, según los dos primeros niveles del Árbol de Producto (PT): las unidades RLS y el sistema RLS.

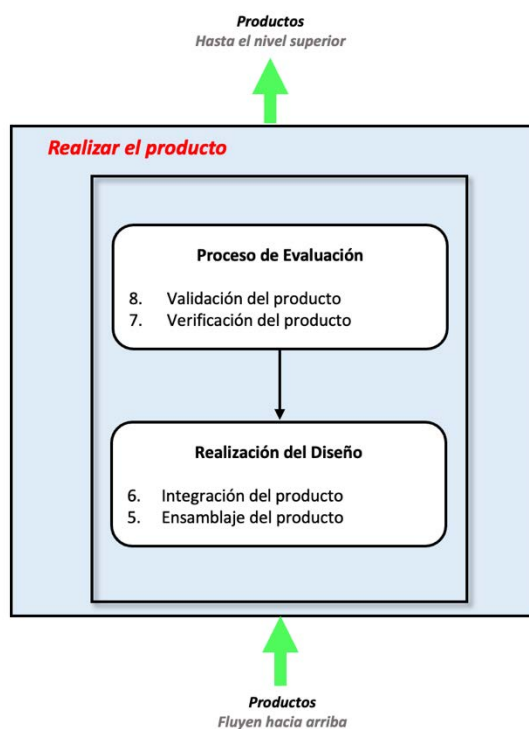


Figura 5.1-1 [Proceso de Verificación Ascendente]

Tras la integración de los elementos en el nivel apropiado, el sistema es verificado para evaluar sus prestaciones y, así, garantizar que cumple con los **requisitos establecidos** en cada nivel. Las prestaciones y las características funcionales del instrumento RLS, así como su capacidad para cumplir con las necesidades de la misión, son verificadas mediante ensayos, análisis, inspecciones y revisiones del diseño, a partir de la fabricación de una serie de modelos.

Estas actividades de verificación, se plantean para RLS en tres niveles: a nivel Unidad, a un segundo nivel con el sistema RLS totalmente integrado y, finalmente, con RLS integrado en el ALD para la verificación completa de las interfaces.

Los objetivos del proceso de verificación de RLS son:

- Confirmar que se da cumplimiento a todos los requisitos y especificaciones aplicables al Sistema y Unidades de RLS establecidos durante el proceso de IdS de definición del sistema (sección 4.3);
- Demostrar que el producto final está libre de defectos durante la fabricación y la integración y es aceptable para su uso;

### 5.1.1 Estrategia de Verificación de RLS

La estrategia de verificación de RLS tiene en cuenta las especificaciones de requisitos de RLS establecidas como de referencia (ver sección 4.3), los métodos de verificación propuestos, los niveles de verificación (sistema o unidades) y la filosofía de modelos apropiada (ver sección

5.1.2). Para demostrar la verificación, es necesario generar evidencias de que el Sistema RLS cumple todos los requisitos establecidos en cada nivel.

Para cada etapa de verificación de RLS, es necesario:

1. Identificar la configuración (diseño) a verificar acorde a la fase y/o el modelo en concreto.
2. Identificar los requisitos aplicables. Se revisarán los requisitos del sistema objeto de la verificación, en función del nivel (sistema o unidades) y/o modelo. Los requisitos aplicables se trasladan a los responsables de la verificación, a través de la matriz de aplicabilidad, la cual se incluirá para cada requisito un método de verificación apropiado.
3. Seleccionar los métodos de verificación aplicables: en función de la etapa del proyecto en la que nos encontremos, se podrán seleccionar uno u otro método. Cuanto más avanzada sea la fase del proyecto, mayor definición tendrá el sistema, y por tanto se podrán aplicar métodos más rigurosos.
4. Realizar la verificación, según el nivel del producto de RLS, es decir unidad o sistema y acorde a la secuencia indicada en las ECSS [5].
5. Crear un VCD ("Verification Control Document"): Una vez se han generado las evidencias de cada paso realizado en el proceso de verificación, y se han elaborado los correspondientes informes, "as-run", etc, se creará el VCD correspondiente al estado y progreso de la verificación, que será el documento que recoge la evidencia del cumplimiento de los requisitos.
6. Este VCD, la documentación generada y sobre la que se sustenta la verificación de los distintos requisitos, y si hubiese algún modelo físico o matemático asociado; serán los entregables a la ESA; como punto de control de la evolución del diseño o del cumplimiento del hito establecido.

La estrategia de verificación está soportada por la gestión y control de los requisitos que, a través de la base de datos de DOORS, controla la matriz de trazabilidad de cada uno de los modelos a ensayar en RLS y el Documento de control de verificación (VCD), resultado del proceso de verificación de cada uno de estos modelos.

### 5.1.1.1 Etapas de verificación RLS

Tal y como hemos explicado en la sección anterior (sección 5.0), el proceso de verificación de RLS se desarrolla de forma lógica a través de las fases del proyecto.

Esta sección contiene la información sobre las actividades de verificación que se realizaron para respaldar el desarrollo del diseño de RLS y su verificación hasta alcanzar el del modelo de vuelo.

#### **Verificación durante la Fase B**

En la Fase B las incertidumbres en los requisitos y diseño aun es elevada, lo que conlleva a modificaciones sustanciales en el diseño preliminar. La verificación por análisis permite adaptar con relativa facilidad y flexibilidad estos cambios, e implementar las numerosas iteraciones de diseño de nuestro instrumento, y entre la ESA y TAS-I realizadas en esta Fase.

Por lo tanto, resulta necesario evolucionar el diseño (y los requisitos) en las etapas prematuras y para ello los análisis realizados sobre el sistema en esta etapa permiten a la IdS validar esta coherencia que el diseño preliminar cumple frente a los requisitos de RLS.

Para alcanzar esa coherencia se consideran los siguientes modelos de RLS:

- **Modelos Analíticos Térmicos.** Se realizan a nivel Unidad y se utilizan para validar mediante análisis, el comportamiento térmico del diseño en condiciones simuladas de forma matemáticamente. Sirven:
  - Para validar el diseño y propiedades térmicas preliminares de las unidades de RLS.
  - Para determinar temperaturas de IF mecánicas de las unidades con el ALD (los TRPs).
  - Para asegurar que los gradientes térmicos producidos no afecten a las prestaciones finales de RLS.

El modelo analítico térmico sigue jugando un papel muy importante durante la etapa calificación del diseño de RLS, donde será validado mediante ensayo con el RLS STM y EQM.

- **Modelos Analíticos mecánico.** Realizados a nivel Unidad, se basan en modelos matemáticos que representan el diseño estructural de RLS. Sirven:
  - Para validar el diseño estructural preliminar de las unidades de RLS.
  - Validar propiedades másicas: masa, CoG, Mol, envolvente.
  - Determinan las frecuencias propias de las unidades.
  - Analizar la respuesta ante cargas estructurales dinámicas, estáticas y térmicas (termo-elásticas) de las unidades de RLS.

El modelo analítico mecánico sigue jugando un papel muy importante durante la etapa calificación del diseño de RLS, donde será validado mediante ensayo con el RLS STM y EQM.

- **Modelo radiométrico.** Herramienta de diseño a nivel sistema que analiza las prestaciones del instrumento (en los diferentes momentos de su uso), a partir de las características de las distintas unidades (láser, fibras, iOH, SPU, etc.) y en función del diseño establecido.
  - Con él pueden evaluarse prestaciones científicas críticas como la SNR, del instrumento completo.
  - Debe ser validado con el RLS BB y EQM.
- **Modelo físico RLS BB (prototipo).** Utilizado para confirmar el concepto general del diseño preliminar para aquellos requisitos funcionales y de prestaciones considerados críticos para alcanzar los objetivos científicos., así como una operación muy preliminar del instrumento RLS.
  - Además, se utilizó para aumentar y demostrar el nivel de madurez tecnológico a nivel del instrumento, impuesto por la ESA, y poder alcanzar TRL5 antes de PDR (ver sección 5.1.2.1)

### **Verificación durante la Fase C**

El diseño preliminar (sección 4.5) alcanzado tras el D-PDR y verificado por análisis frente a los requisitos de RLS, se usará por lo tanto para impulsar la etapa de verificación mediante ensayo, para la cual se fabricarán los siguientes modelos físicos, con los cuales poder obtener evidencias del cumplimiento de los requisitos de RLS.

- **Modelo STM ("Structural & Thermal Model")** El proceso de verificación por ensayo se inicia en RLS con la fabricación y verificación del Modelo STM ("ver sección 5.1.2.2). Tras la verificación del STM y la iteración asociada a la necesidad de corrección de

alguna desviación del comportamiento del instrumento respecto a la expectativa modelada analíticamente, lleva de forma progresiva a la definición o diseño detallado, que alcanza un nivel de detalle y grado de confianza del diseño mecánico y térmico a todos los niveles de RLS, sistema, unidades y subunidades y sus interfaces.

El proceso desemboca en la fabricación del siguiente modelo RLS EQM, sobre el que se procederá a verificar todos los requisitos especificados de RLS en un único modelo, el RLS EQM.

- **Modelo EQM** (“*Engineering and Qualification*” - configuration “*As-design*”). El proceso de verificación de los requisitos del RLS completado con el RLS EQM, debe determinar, teórica y experimentalmente, que el producto tal y como se ha definido cumple con los requisitos especificados y está listo poder comenzar el proceso de fabricación del modelo de vuelo de RLS, el equipo destinado a operar sobre la superficie Marciana.

Además, durante esta etapa, la ESA requiere la entrega de una serie de modelos de desarrollo, para llevar a cabo la verificación de las interfaces eléctricas y SW entre el instrumento y el Rover, para evitar futuros problemas de IFs, y que posibilitan la perfecta definición del sistema:

- Modelo EIS (“*Electrical Interface Simulator*”). Es un simulador eléctrico de RLS, usado para verificar y desarrollar las interfaces eléctricas (potencia y datos) de RLS con respecto al Rover.
- Modelo **SWIS** (“*SW Interface Simulator*”). Es un simulador de SW, que simula el comportamiento funcional de RLS. Se utiliza para desarrollar el SW de MMS del Rover.

### **Verificación durante la Fase D**

La producción incluye todas las tareas que permiten la fabricación y verificación del RLS FM (“*Flight Mode*”) acorde al diseño “*As-built*” de RLS (“*As Design*” más desviaciones sufridas durante el proceso de verificación del RLS EQM y fabricación del RLS FM).

- Modelo FM. La verificación mediante ensayos del RLS FM debe demostrar, sin estresarlo (cargas reducidas) la ausencia de defectos en la fabricación del equipo y la aptitud del equipo para su uso en el Rover Rosalind Franklin. Este modelo, es el resultado final del proceso de ingeniería de sistemas y de desarrollo, verificación y calificación alcanzado a través de la filosofía de modelos aplicado en RLS.
- Modelo FS. Al finalizar con las actividades del RLS FM, el equipo de RLS desarrolló el modelo FS, para utilizarse como recambio en caso de que sucediera alguna anomalía con el FM durante las pruebas de integración y ensayos a nivel ALD y Rover. Como veremos más adelante, el modelo RLS FS se está utilizando como herramienta para el desarrollo de actividades científicas y de operación, ya que el RLS FM no va a ser, ni será reemplazado dentro del Rover de ExoMars.

#### **5.1.1.2 Requisitos de RLS. Matriz de Aplicabilidad de RLS**

Los requisitos técnicos de RLS, establecidos a través de las especificaciones del Sistema y de las unidades, son las referencias para la verificación del diseño de RLS establecido en cada una de las etapas de verificación anteriormente mencionadas.

No todos los requisitos del sistema RLS, son aplicables a todos los modelos o etapas de verificación. Las especificaciones técnicas se examinan en detalle, para identificar los requisitos aplicables en cada etapa de verificación. La Matriz de aplicabilidad identifica, y muestra el tipo de requisito, el método propuesto de verificación y los niveles en función de la etapa en la que nos encontremos.

Para cada requisito, se propone un método de verificación teniendo en cuenta el tipo, la criticidad de cada requisito (i.e. el AF en RLS, es una función crítica), la disponibilidad de las instalaciones, los riesgos y el impacto en coste y calendario según cada método seleccionado. Los métodos de verificación usados: ensayo, análisis, revisión de diseño e inspección, en RLS están detallados en la sección 4.3.

### 5.1.1.3 Niveles de verificación RLS

La estrategia de verificación de RLS se ha realizado siguiendo los diferentes niveles de descomposición del producto definidos en el árbol de producto (ver sección 4.2) de la siguiente manera:

1. **Sistema o Instrumento:** Responsabilidad del INTA.
2. **Unidad o equipo:** Responsabilidad de los grupos encargados de las unidades.

Las pruebas y ensayos necesarios para las diferentes verificaciones son compartidas entre el sistema y las unidades, de acuerdo con la filosofía de modelos y el nivel fijado, con el fin de obtener el programa de desarrollo más eficiente.

La secuencia de verificación se realiza de forma ascendente, según el orden de integración. Es decir, primero se realiza la verificación de las unidades RLS y luego, una vez verificadas, se integran todas juntas para formar RLS y realizar la verificación "a nivel Sistema". Para cada uno de los niveles y elementos, se elabora un VCD confirmando que el proceso de verificación se ha completado con evidencia objetiva contra los requisitos identificados y los objetivos de verificación asociados.

### 5.1.1.4 Control de la verificación de RLS

Cada una de las unidades de RLS (ICEU, SPU, IOH, EH, OH y CT), así como el sistema al completo, están sometidos a un Control de Verificación, recogido en un Documento de Control de Verificación (VCD). En este documento se describe la estrategia de verificación y el estado de verificación de cada uno de los modelos desarrollados, indicando los ensayos realizados y los resultados de los mismos.

Los VCDs se producen para controlar el proceso de verificación, en cada etapa y en cada nivel de RLS. De forma ascendente, las Unidades generan los VCDs con evidencias claras que respalden los resultados de la verificación, incluyendo los documentos que justifican la verificación realizada en cada requisito, el método de verificación usado y el resultado del mismo (Satisfactorio o no). De esta forma, una vez finalizada la verificación de cada modelo, los VCDs de las unidades son entregados a los responsables del sistema RLS para la revisión y aceptación final de las unidades, y así poder comenzar con las tareas de integración y verificación del sistema.

El proceso se repite en el nivel sistema, generando el VCD del sistema RLS una vez terminada la verificación. El VCD del modelo ensayado, se entrega a la ESA, con el conjunto de documentación asociada de tal forma que se revise la aceptación y entrega final. El VCD indicará por lo tanto si la verificación está cerrada, si aún está abierta o si tiene algún resultado no conforme con el resultado esperado (NCR - No conformidad).

De esta forma, se generan evidencias ascendentes de que el Sistema RLS se ha verificado correctamente, cumpliendo todos los requisitos establecidos en cada nivel. La **figura 5.1 - 2** muestra el flujo completo de verificación realizada en RLS para cada uno de los modelos ensayados, con la generación de los VCDs como resultado final del proceso.



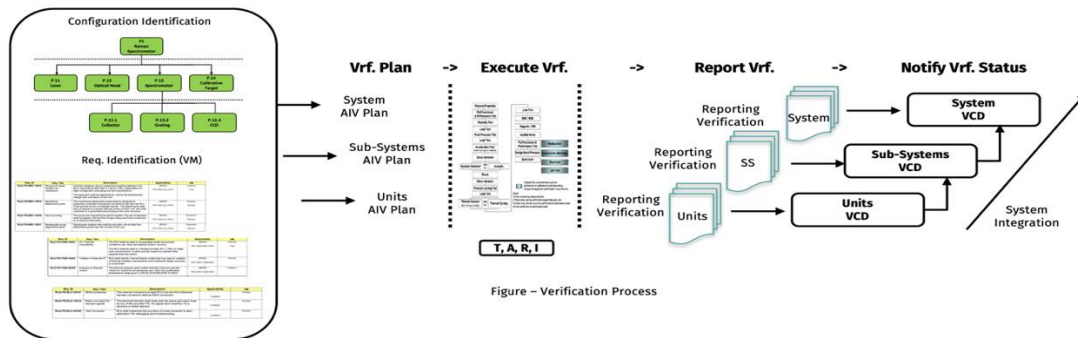


Figura 5.1-2 [Proceso de Verificación de RLS con generación de VCDs]

## 5.1.2 Filosofía de Modelos de RLS

La estrategia y secuencia de verificación de RLS viene definida por su filosofía de modelos.

La filosofía de modelos de RLS fue seleccionada definiendo el número y el tipo óptimos de modelos físicos necesarios para lograr una alta confianza en el funcionamiento del instrumento a partir de verificaciones parciales del producto. También se tuvieron en cuenta las limitaciones de tiempo, costes y riesgos y los modelos entregables solicitados por la ESA. Cada modelo de RLS desarrolla para verificar una funcionalidad (o serie de ellas) y con unos objetivos concretos. Por lo tanto, no tienen por qué ser totalmente representativos del diseño que se este modelizando, sino solamente de los aspectos de interés.

La filosofía de modelos en los programas espaciales se determina en función de varios factores. Como primer paso hay que tener en cuenta el nivel de madurez tecnológica (TRL, "Technological Readiness Level"), de acuerdo con la herencia histórica con respecto al uso del producto en entorno espacial en otros proyectos. Pero, además, se consideran otros muchos factores como los plazos de entrega determinados por la ESA, los costes asociados a cada modelo y las necesidades particulares de la misión ExoMars.

El programa de pruebas de calificación/aceptación para el instrumento RLS, sigue el proceso de calificación de la categoría "D" [5.1] (según las ECSS, ver **tabla 5.1-1**). Esto significa que RLS fue catalogado como un nuevo diseño o producto que debe ser desarrollado y calificado completamente.

Categoría	Descripción	Programa de Calificación
D	Producto de nuevo diseño y desarrollo.	Programa de calificación completo.

Tabla 5.1-1. [Categorización de RLS acorde las ECSS-E-ST-10-02C 6 March 2009]

Dada esta categorización ("D") del Instrumento, RLS ha tenido que seguir un flujo de calificación sobre un modelo de ingeniería y calificación EQM ("Engineering and Qualification Model"), en vez de un EM y QM como se establece en las ECSS. Esta filosofía EQM adoptada por RLS, era un poco más arriesgada, pero permitiría alcanzar la calificación de forma segura y en los plazos de programación impuestos por la ESA.

Esta sección contiene una breve descripción de todos los modelos que se han desarrollado a nivel de Instrumento y unidad por el equipo de RLS:

- Prototipo. RLS BB ("Breadboard")
- Modelo Estructural y Térmico. RLS STM ("Structural and Thermal Model")
- Modelo Simulador de Interfaces Eléctricas. RLS EIS ("Electrical Interface Simulator")
- Modelo Simulador de Interfaces SW. RLS SWIS ("SW Interface Simulator")

- Modelo de Ingeniería y Calificación. RLS EQM (“Engineering and Qualification Model”)
- Modelo de vuelo. RLS FM (“Flight Model”)
- Modelo de repuesto. RLS FS (“Flight Spare”)

Las pruebas y ensayos de verificación son compartidas entre el sistema y las unidades. Primero se realiza la verificación previa de las unidades para demostrar su capacidad, antes de ser entregadas a los responsables del sistema, para ser integradas para comenzar la verificación del sistema.

Por lo tanto, no en todos los casos (modelos), la representatividad exigida a las unidades de RLS era la misma. La **tabla 5.1-2** muestra cuáles son los modelos de unidad requeridos para cada modelo del sistema:

Modelos RLS	SPU	IOH	ICEU	OH	EH	CT	SW
BB	✓	✓	X	✓	X	X	X
STM	✓	✓	✓	✓	✓	✓	X
EQM	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓ (v 0.0)
EIS	X	X	✓ (sólo I/F)	X	X	X	✓ (sólo I/F)
FM	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓ (v 1.0)
SWIS	X	X	X	X	X	X	✓
FS	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓

Tabla 5.1-2 [Proceso de Verificación del Producto]

La descripción de los objetivos de cada modelo y las pruebas a realizar con ellos se incluyen en las siguientes secciones. El estándar de diseño y fabricación se incluirá en la sección dedicada a cada uno de ellos cuando se presenten los resultados de verificación.

### 5.1.2.1 RLS BB (prototipo o “Breadboard”)

El RLS BB es un modelo representativo de las partes críticas del diseño preliminar funcional y de prestaciones de RLS., cuyo objetivo principal del RLS BB era respaldar las actividades de evaluación de los requisitos y diseño de alto nivel en relación a las prestaciones científicas y funcionalidades críticas de RLS.

Además, con el RLS BB se pretendía verificar por primera vez la integración de las distintas unidades de RLS y sus IFs, para poder identificar de manera temprana puntos críticos del diseño, así como el desarrollo tecnológico del instrumento, basado en las distintas unidades, en respuesta al requisito de ExoMars de lograr TRL-5 para el PDR de RLS.

Durante las fases iniciales de ExoMars, cuando todavía no estaba clara la viabilidad técnica de muchos instrumentos, la ESA exigía a todas las cargas de pago, alcanzar un mínimo de TRLS para el PDR de RLS. Es decir, ser capaces de demostrar con un prototipo o ‘Breadboard’ que el diseño preliminar cumplía con las especificaciones científicas, en un ambiente relevante.

El RLS BB (ver **figura 5.1-3**) no era un modelo entregable a la ESA.

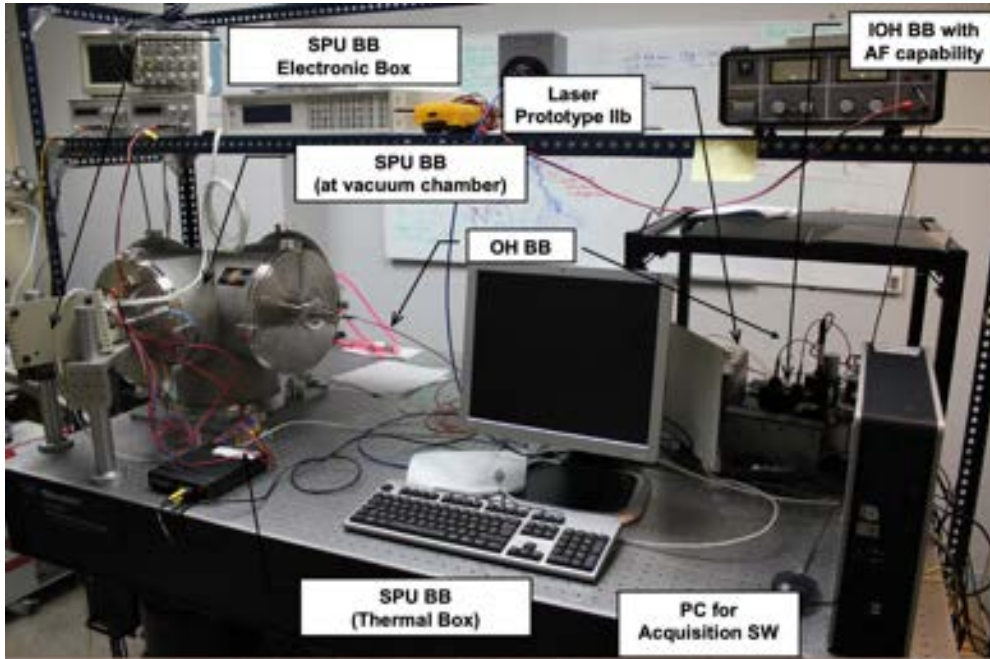


Figura 5.1-3 [RLS BB en el INTA]

#### 5.1.2.2 RLS STM ("Structural & Thermal Model")

El RLS STM es completamente representativo desde el punto de vista de las propiedades físicas y estructurales (masa, dimensiones, CoG, Mol, I/F mecánicas, etc.), y de las características de las I/F térmicas en cuanto a la disipación de potencia y características termoplásticas.

El RLS STM se utilizó para verificar el diseño térmico y estructural frente a los requisitos de RLS y la validación preliminar de los modelos analíticos estructural (FEM) y térmico (TMM) de RLS: de esta manera se puede evaluar la necesidad de corregir sus desviaciones con respecto al comportamiento real necesario para el instrumento.

Asimismo, se utiliza para verificar las interfaces mecánicas y térmicas con respecto a los entornos ambientales del ALD y el Rover y a la validación de los presupuestos de masa y potencia.

El RLS STM es completamente representativo desde el punto de vista de las propiedades físicas (dimensiones, masa, centro de gravedad, momentos de inercia, etc.), y estructurales<sup>1</sup> de la configuración del instrumento y de las propiedades térmicas en cuanto a la disipación de potencia y características termo-elásticas. Además, es representativo de estas IFs externas desde un punto de vista estructural y térmico.

Y no es representativo en términos de funcionalidades implementadas en las unidades EH, OH de SW y del CT.

El RLS STM (ver **figura 5.1 -4**) se entregó a la ESA (TAS-I) en marzo del 2015.

<sup>1</sup> Las propiedades estructurales son especialmente críticas en instrumentación óptica por el posible efecto negativo sobre las prestaciones de un instrumento de esta naturaleza derivados de problemas termo-elásticos en su opto-mecánica. Éstos podrían producir desalineamientos, descentramientos, y otra serie de efectos negativos capaces de degradar la calidad óptica del sistema (aberraciones).



Figura 5.1-4 [RLS STM]

### 5.1.2.3 RLS EQM (“Engineering Qualification Model”)

El EQM es el primer modelo funcional completo de RLS que cumple con las características globales del sistema. El modelo RLS EQM está fabricado con estándares de vuelo y se fabricó con respecto al diseño detallado (“As-design”) alcanzado tras las numerosas iteraciones de diseño y objetivos alcanzados con los modelos de desarrollo de RLS.

El modelo RLS EQM fue desarrollado y ensayado con idea de verificar el diseño del instrumento frente a todos los requisitos del sistema (tal y como se describe en la sección 4.3):

- Principales funcionalidades de RLS: autofocus, control térmico (CCD y láser), función láser y función de adquisición;
- Prestaciones científicas: SNR y resolución espectral
- Todas las interfaces externas: ópticas, eléctricas, de datos y de SW
- Procedimientos operacionales de RLS
- Procedimientos de reducción y control de la carga biológica (protección planetaria)
- Verificación de compatibilidad electromagnética mediante pruebas de emisión, susceptibilidad y descarga electrostática (ESD – “Electrostatic Discharge”)
- Verificación de los requisitos térmicos y estructurales
- Validación del SW de vuelo de RLS

El RLS EQM está integrado actualmente en el ALD QM donde ha dado soporte a las pruebas de calificación a nivel ALD. El ALD QM está, a su vez, integrado en el Rover GTM (“Ground Testing Module”) a fin de ser utilizado en las pruebas para la validación operacionales.

El RLS EQM (ver **figura 5.1 - 5**) fue entregado a la ESA en diciembre del 2017.



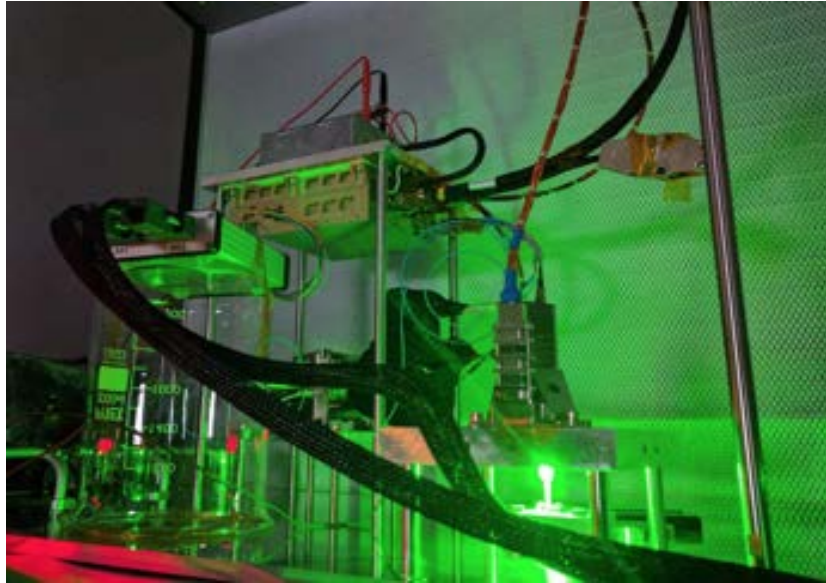


Figura 5.1-5 [Foto RLS EQM]

#### 5.1.2.4 RLS EIS (“Electrical IF Simulator”)

El EIS se utiliza en el modelo de verificación de aviónica (“Avionic Test Bench” - ATB) de TAS-I para estudiar la viabilidad del procedimiento de integración y verificación eléctrica del RLS con el ALD (incluido el SW). Es un simulador de la interfaz eléctrica del instrumento RLS con el ALD y es representativo en términos de:

- Interfaces eléctricas y de potencia, incluidos los conectores
- Interfaces de datos (CANBus)
- Interfaces funcionales: simula el comportamiento funcional de RLS realizando cambios de modos operativos y simula la transferencia de datos (de ingeniería y de ciencia)
- Simula la disipación de potencia a través de resistencias

El RLS EIS (ver **figura 5.1-6**) se entregó a la ESA en noviembre del 2018.



Figura 5.1-6 [RLS EIS]

#### 5.1.2.5 RLS FM (“Flight Model”)

El RLS FM (modelo de vuelo de RLS) está compuesto por las unidades FM de RLS, todas fabricadas con estándares de vuelo. El RLS FM es fabricado acorde a diseño “As-built”.

- A nivel de instrumento, el FM se ha sometido a un programa de pruebas de aceptación, funcionales, y de prestaciones (en ambiente relevante) y EMC. Es decir, ensayos con cargas ambientales reducidas para evitar el estrés del modelo.
- A nivel de unidad, se realizó un programa completo de aceptación que incluye ensayos funcionales de prestaciones, estructurales y térmicos.

El RLS FM (ver **figura 5.1-7**), fue entregado a la ESA en diciembre del 2018 y está actualmente integrado en el Rover "Rosalind Franklin" de ExoMars.

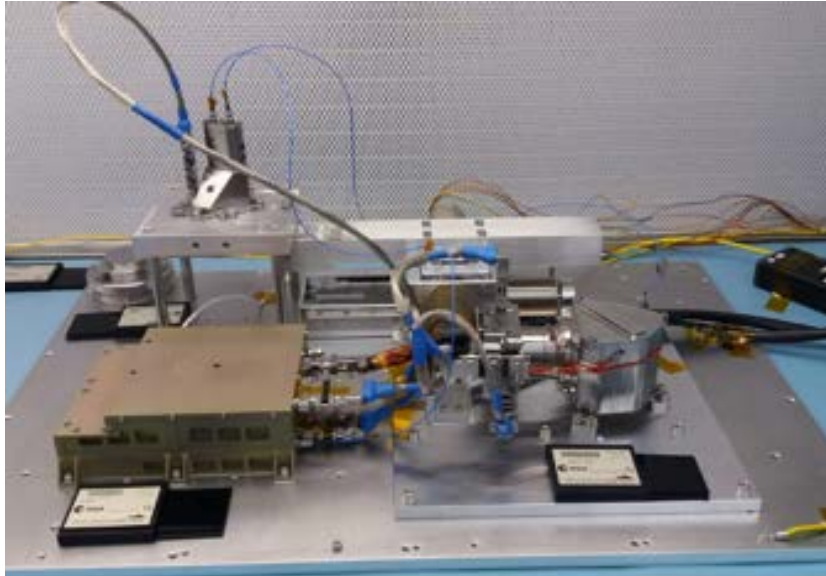


Figura 5.1-7[Foto RLS FM]

#### 5.1.2.6 RLS SWIS ("SW IF Simulator")

El RLS SWIS se integra en el simulador SW del Rover para validar la funcionalidad y el rendimiento durante las actividades de diseño, desarrollo, verificación, entrenamiento y operaciones.

El SWIS tendrá todas las capacidades en términos de: simular las funciones del instrumento RLS, intercambiar TC/TM (telemetría HK, telemetría científica) con el Rover. Además, el comportamiento lógico a nivel IF de datos (CANbus) es representativo.

Se desarrollaron dos versiones diferentes del SWIS y ambas se entregaron a la ESA:

- Una para ser integrada en RM-NSVF para validar la funcionalidad y el rendimiento de RLS con respecto al SW del Rover MMS. El RM-NSVF es el entorno de desarrollo del SW MMS del Rover que integra los modelos SWIS de las cargas Payloads.
- y la otra para ser integrada en Rosex-TAPS para validar el comportamiento físico de RLS (modos, consumos, tiempos y datos) y validar la operación de RLS en el contexto de la misión. El Rosex-TAPS es el simulador de operaciones alto nivel de la misión Exomars donde se validan los tiempos, datos y consumos de los elementos del Rover para realizar una operación concreta.

El RLS SWIS (ver **figura 5.1-8**) se entregó a la ESA en julio del 2018.

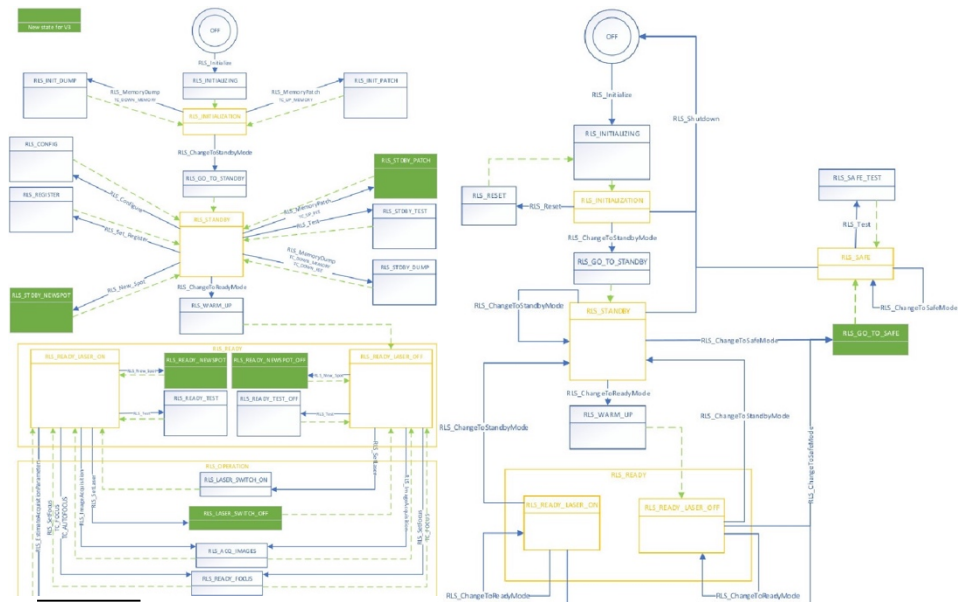


Figura 5.1-8 [Máquina de estados del RLS SWIS]

### 5.1.2.7 RLS FS (“Flight Spare”)

Es el modelo de repuesto del RLS FM, compuesto por todas las sub-unidades FS de RLS, con el mismo nivel de “usabilidad” que las sub-unidades FM: es decir, al igual que el FM, el FS utiliza materiales, componentes, piezas y procesos calificados para uso espacial.

El RLS FS se encuentra en las instalaciones del INTA y se está usando para dar soporte a las pruebas científicas y de operación.

El modelo de repuesto (ver **figura 5.1-8**), por tanto, no se ha entregado a la ESA.

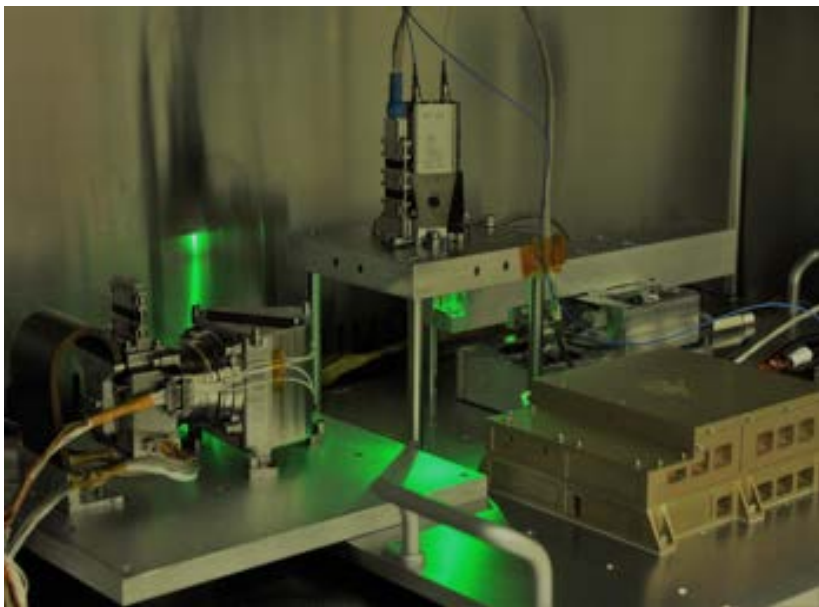


Figura 5.1-8 [RLS FS]

## 5.1.3 Secuencia de Verificación y Matriz de ensayos de RLS

El éxito en la secuencia de verificación de RLS seleccionada y ordenada a través de la filosofía de modelos presentada, se basa en la consecución de los objetivos parciales establecidos para cada uno de esos modelos. Es decir, sin alcanzar los objetivos establecidos

para cada uno de los modelos, no es posible continuar con la estrategia de verificación y por lo tanto seguir con la verificación del siguiente modelo.

Por ello, para cada modelo de RLS, se seleccionaron aquellos aspectos críticos del diseño de RLS, a ser verificados y alcanzar los objetivos necesarios en cada uno de ellos, y de esta forma conseguir de manera segura y controlada la verificación completa de RLS. Estos aspectos críticos se resumen a continuación:

- BB: Alcanzar las prestaciones científicas requeridas para la SNR y la precisión y resolución espectrales. Verificación del diseño preliminar usando el RLS BB;
- STM: iniciar el proceso de calificación y demostrar un comportamiento termomecánico satisfactorio en las condiciones operativas frente a los requisitos del sistema RLS. Verificación del diseño preliminar con modelos matemáticos térmicos y mecánicos;
- EQM: completar la calificación del diseño de RLS frente a requisitos y especificaciones de RLS:
  - Verificar los modelos ambientales: mecánicos y térmicos;
  - Alcanzar la compatibilidad electromagnética general del sistema RLS;
  - Alcanzar la funcionalidad y prestaciones requeridas;
  - Implementación de la política de PP;
- EIS y SW: Desarrollo de las interfaces eléctricas y de SW del
- FM y FS; Definición de la operación y de algoritmos científicos;

Atendiendo a los objetivos mencionados anteriormente de cada uno de los modelos desarrollados por el equipo de RLS, la **tabla 5.1-3** muestra de forma secuencial las pruebas realizadas y aplicables para cada uno de los modelos de RLS y las fases en las que se realizó la verificación.

En las siguientes secciones se mostrará de forma secuencial e incremental el resultado del proceso de desarrollo y verificación del diseño de RLS definida en la **tabla 5.1-3** para alcanzar con éxito la aceptación del modelo RLS FM con todas las garantías de que va a poder cumplir con las necesidades establecidas dentro del Rover de ExoMars.

Donde:

- ASW – Verificación del ASW;
- T(A) – Verificación por Ensayo y correlación con los análisis;
- T – Verificación por Ensayo
- A – verificación por Análisis;



FASE DEL PROYECTO	B				C				D				
Verificación / Pruebas	RLS ANALISIS		RLS BB	RLS STM		RLS EQM		RLS EIS/SWIS		RLS FM		RLS FS	
	Instrumento	Unidad	Instrumento	Instrumento	Unidad	Instrumento	Unidad	EIS	SWIS	Instrumento	Unidad	Instrumento	Unidad
<b>Functional &amp; Performance</b>													
Functional	A		T	T	T	T	T	T	T	T	T	T	T
Performance	A		T			T	T	T	T	T	T	T	T
Electrical characteristics & I/F						T	T	T		T	T	T	T
Alignment							T (SPU,IOH)			T	T (SPU,IOH)		T (SPU,IOH)
Lifetime													
<b>Mechanical Requirements</b>													
Mechanical Interfaces check		A		T	T	T	T			T	T	T	T
Physical Properties (Mass, CoG, Mol)		A			T		T				T		T
First Resonance search		A			T		T				T		T
Sine Vibration		A			T		T				T (A)		T (A)
Random Vibration		A			T		T				T (A)		T (A)
Shock		A			T		T						
<b>Thermal Requirements</b>													
Thermal Vacuum					T		T				T (A)		T (A)
Thermal Mars Environment		A			T	T	T			T	T (A)	T	T (A)
Thermal Balance		A			T		T				T (A)		T (A)
<b>Electromagnetic Compatibility (EMC)</b>													
Power Quality						T	T (ICEU)	T		T	T (ICEU)		T (ICEU)
Grounding, Bonding and Isolation						T	T	T		T	T		T
Conducted emission						T				T			
Conducted susceptibility						T				T			
Radiated emission						T				T			
Radiated susceptibility						T				T			
Electrostatic Discharge (ESD)						T				T			
<b>Contamination Control</b>													
Particular Contamination Control						T	T			T	T	T	T
Molecular Contamination Control						T	T			T	T	T	T
PP Contamination Control						T	T			T	T	T	T
<b>ASW</b>													
SW Unit						ASW 0.0		T	T				
SW Integration						ASW 0.0		T	T	ASW 1.0			
SW Validation						ASW 0.0		T	T	ASW 1.0		ASW 2.0	
<b>Operational</b>													
Operation RLS: Ti, Na, tiempos, datos			T				T	T	T	T			T
Estrategia de Operación: AP									T				T

Tabla 5.1-3 [Matriz de ensayos definida para cada modelo de RLS]

## 5.2 Verificación por Análisis de RLS

La verificación por análisis es un proceso que se utiliza en lugar de, o además de, otros métodos de verificación para evaluar el grado de cumplimiento de los requisitos. Este tipo de verificación tiene una gran relevancia en las etapas tempranas de los proyectos (cuando el nivel de madurez del diseño, y de los requisitos, no es muy alto), pues permite modificaciones importantes del diseño de forma ágil, y barata (no es necesario fabricar modelos físicos).

Durante la Fase B del proyecto RLS, y gracias entre otros aspectos a los distintos Modelos Analíticos de RLS, se pudo transitar desde el Diseño Conceptual del instrumento (sección 2.4) hasta un Diseño Preliminar (sección 4.5) aprobado en la d-PDR (en febrero de 2014), que verificaba la mayor parte de los requisitos mediante los análisis desarrollados, y que marca el comienzo de la Fase C (ver figura 5.2-1).

Por lo tanto, los análisis ambientales térmicos y estructurales, son herramientas clave en el proceso de desarrollo y verificación del diseño del instrumento RLS. Por este motivo resulta necesario mostrar, que las evidencias obtenidas como resultado de este proceso, se ajustan a los requisitos técnicos establecidos, aunque los resultados se puedan considerar como menos relevantes desde el punto de vista meramente científico

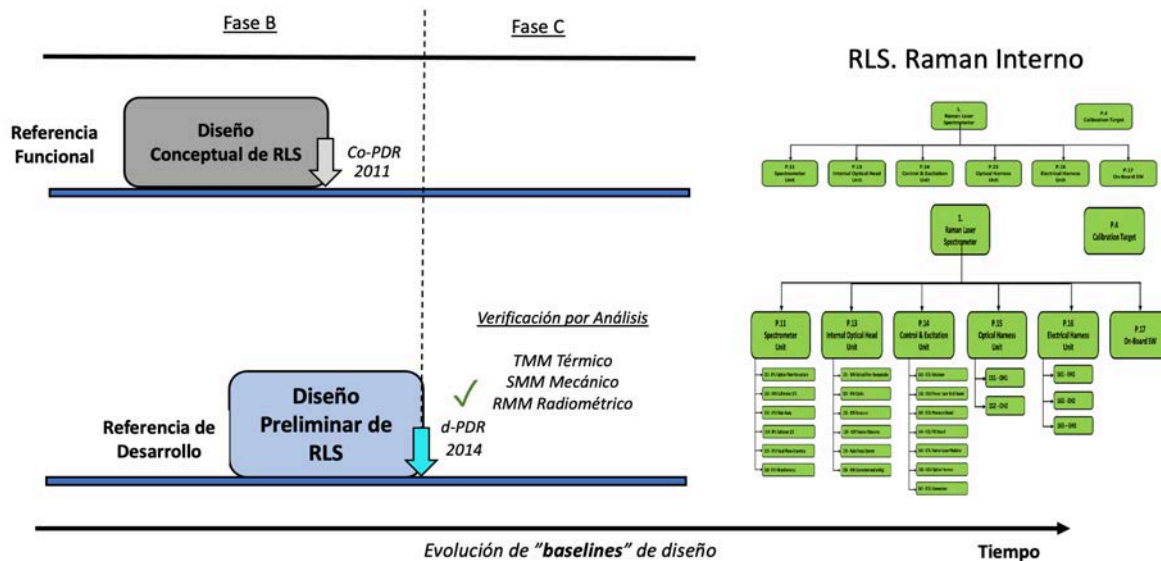


Figura 5.2-1 [Diseño Preliminar aprobado en el RLS d-PDR. Verificado por Análisis]

Una vez que el proyecto se adentra en esta nueva Fase, y se fabrican los distintos modelos físicos según la política de modelos marcada (sección 5.2), la verificación mediante análisis pierde peso frente a la verificación por ensayo, pero aun así mantiene un papel importante. A partir de ahora los modelos físicos permitirán la validación de los modelos analíticos (esa validación formará parte de los objetivos de los diferentes ensayos), que serán refinados, y continuarán dando soporte a la verificación de los requisitos hasta el final de la vida de nuestro Sistema.

Para realizar la verificación por análisis del RLS, se desarrollaron una serie de modelos analíticos ambientales que permiten validar el comportamiento ante las condiciones esperadas, y sus prestaciones científicas críticas, simuladas de forma matemática:

- **Modelos analíticos ambientales.** Desarrollados por los responsables de las unidades, los modelos analíticos térmicos (sección 5.2.1) y estructurales (sección 5.2.2) son la herramienta de verificación de los requisitos de IF mecánicos y térmicos establecidos a nivel unidad para los requisitos del instrumento.
- **Modelo Matemático Radiométrico (RMM).** Desarrollado a nivel sistema se utilizó en una etapa inicial para respaldar la conversión del requisito científico de SNR, en los requisitos técnicos asociados para el instrumento (Ver sección 5.2.3)

Los modelos ambientales formaban parte además de la información entregable a la ESA, ya que se incorporarían a los modelos térmicos y estructurales de niveles superiores, para validar así estos diseños, y poder iterar en la determinación de las cargas impuestas a nivel Misión.

### 5.2.1 Modelos Analíticos Térmicos de RLS

El comportamiento térmico del instrumento se simuló mediante Modelos Térmicos Matemáticos (TMM) desarrollados a nivel de unidad, pues debido a la modularidad del instrumento, cada una observaba ambientes diferentes. Y así, cada responsable técnico de la Unidad desarrolló estos modelos de unidad para la verificación del Diseño Preliminar del Instrumento, como parte del proceso de verificación de RLS al finalizar la fase B (revisión D-DPR).

El objetivo de esta sección es presentar los resultados obtenidos de los análisis térmicos de las unidades principales de RLS (iOH, SPU e ICEU), necesarios para evaluar el comportamiento térmico del instrumento, en términos de temperaturas y gradientes, y validar que los Diseños Preliminares establecidos cumplieran con el diseño preliminar térmico y los requisitos de IF (ALD) tanto en condiciones operativas y no operativas.

Los TMM de RLS están todos desarrollados con la herramienta ESATAN (ESA Thermal ANalysis) para asegurar su compatibilidad y la posibilidad de ser integrados en el modelo general de sistema. Sobre estos modelos se desarrollaron, dos tipos de análisis:

- Análisis estacionario: se aplican las condiciones térmicas del entorno del ALD fijas en el tiempo, se estudia el mapa de temperaturas obtenido en RLS una vez alcanzado el equilibrio, y se verifican los requisitos térmicos antes condiciones de máxima y mínima temperatura, operacional y no operacional.
- Análisis transitorio: las condiciones de contorno en el ALD son variables. Se estudian, en base a la evolución de las temperaturas en función del tiempo, los gradientes sobre cada una de las unidades de RLS y cómo estas variaciones inducen cargas termo-elásticas al comportamiento del sistema. En este caso se analizan los requisitos térmicos de máximos gradientes admisibles, tiempos de estabilización, etc...

En etapas posteriores del proceso de desarrollo y calificación del diseño de RLS, estos modelos térmicos serán validados mediante ensayos de balance térmico realizado con las unidades de RLS en el modelo STM y el modelo EQM.

Para realizar esta correlación, en los modelos TMMs se introducen las mismas condiciones específicas del ensayo (temperaturas, criterios de estabilización, etc), se corre de nuevo el modelo y se obtienen las predicciones de temperatura del mismo. Los resultados obtenidos, se comparan con los resultados del ensayo, y se corrige el modelo hasta hacerlos coincidir. Cuando el error alcanzado entre valores de análisis y resultados de ensayo es menor de (5°C)

estará validado, de tal forma que se pueden aplicar las condiciones del entorno real de vuelo y tener confianza en el diseño y los resultados obtenidos tras la correlación.

### 5.2.1.1 Modelo Térmico del iOH

#### 5.2.1.1.1 Configuración del Modelo térmico del IOH

El modelo térmico del iOH esta basado en el Diseño Preliminar estructural del iOH. Consta de una estructura con dos carcasas (superior e inferior), fabricadas en la aleación de titanio-aluminio-vanadio Ti6AL4V, que se unen entre sí mediante tornillos de la misma aleación. Contenidos en la estructura del iOH, se encuentran los diferentes subsistemas del iOH:

- El colimador de excitación, el bloque central de la ruta de excitación, el bloque central de la ruta de recolección y la óptica de enfoque;
- El sistema de enfoque automático consta de un actuador y estructura de enfoque.
- Un sensor térmico para monitorizar la temperatura;

#### 5.2.1.1.2 Requisitos del Modelo térmico del IOH

Para iniciar los análisis térmicos es necesario definir previamente los requisitos aplicables y los casos a analizar. En esta tesis sólo se muestran los requisitos considerados como más relevantes y representativos y que mejor permiten reflejar el proceso y resultados de verificación sobre los análisis térmicos del iOH.

Existen tres requisitos térmicos para el RLS iOH:

- Req. ID. **RLS-IOH-THM-1026**. TRP iOH: Los límites de temperatura que se enumeran en la **tabla 5.2-1**.

Unidad	Min. Non op. "Q" (°C)	Min. Op "Q" (°C)	Max. Op "Q" (°C)	Max. Non op "Q" (°C)
TRP3 (IOH)	-60	-55	10	70

Tabla 5.2-1 [Temperatura TRP del iOH. El TRP del iOH se encuentra en la estructura, cerca de uno de los tornillos de IF con el ALD]

- Req. Id. **RLS-IOH-THM-1061**. Estabilidad iOH: La estabilidad térmica deseable, debe ser mejor que  $\pm 2^{\circ}\text{C}$  durante el proceso completo de adquisición de un punto (20 min). La verificación de este requisito se llevó a cabo mediante los análisis transitorios.
- Req. Id. **RLS-IOH-IF-891**. Consumo iOH: En el caso de los elementos de disipación del iOH, la única unidad con consumo de potencia es el motor del actuador y su potencia asignada es de 1W para cualquier fase: asumiendo un tiempo máximo de enfoque de 30s, la potencia disipada es de 0.05W.

#### 5.2.1.1.3 Realizar la verificación del Modelo térmico del IOH

Para realizar el análisis, se analizaron los peores casos (frío/caliente) tanto en condiciones estables como transitorias (ver **tabla 5.2-2**) y en las condiciones ambientales proporcionadas por la ESA/TAS-I para los casos conductivo, radiativo y convectivo aplicables para el RLS iOH.

Caso	Tipo de Análisis	Disipación	Temperaturas
Funcionamiento en caliente	Estacionario	Máximo (1)	Conductivo: Max. operativo Radiativa y convectiva: caso caliente
Funcionamiento en frío	Estacionario	Ninguno	Conductivo: Min. operativo Radiativa y convectiva: caso frío
Operativo en caliente	Transitorio	Variable	Caso caliente
Operativo en frío	Transitorio	Variable	Caso frío

Tabla 5.2-2 [Casos térmicos RLS iOH]

Los principales resultados de los análisis térmicos de RLS, se presentan a continuación.

#### 5.2.1.1.4 Resultados del Análisis Térmico del iOH

Los resultados obtenidos del análisis térmico para la d-PDR permitieron evaluar el grado de cumplimiento con respecto a los requisitos térmicos del iOH asociados a temperaturas y los gradientes.

**Caso estacionario.** Las temperaturas del iOH, en general, estaban dentro de los requisitos térmicos generales incluido el margen de  $\pm 10^\circ\text{C}$  (calificación) para ambos casos, frío y caliente. Y sólo la temperatura esperada sobre el actuador podía suponer un potencial problema, pues según el modelo seleccionado, éste estaba sólo validado para operar hasta  $-50^\circ\text{C}$ . **Ver figura 5.2-2** ejemplo del caso frío estacionario.

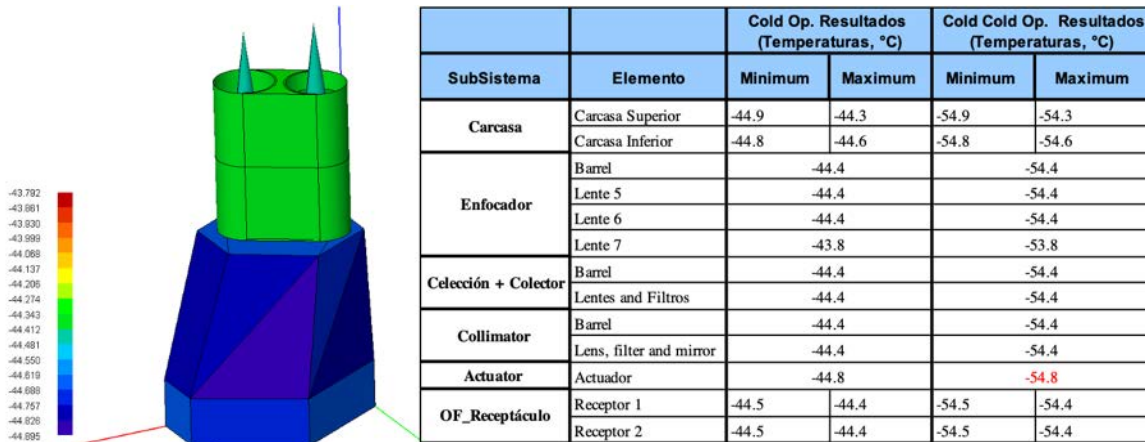


Figura 5.2-2 [Mapa de temperaturas RLS iOH para caso estacionario frío]

**Caso estacionario.** Con respecto al cumplimiento del requisito de estabilidad térmica descrito en la sección anterior, todos los subsistemas cumplen con el requisito de estabilidad térmica, siendo las unidades ópticas el principal punto de interés, donde  $\pm 1.5^\circ\text{C}$  es la variación máxima de temperatura en 20 minutos.

### 5.2.1.2 Modelo Térmico del SPU

#### 5.2.1.2.1 Configuración del Modelo térmico del SPU

El Diseño Preliminar térmico del SPU estaba dimensionado principalmente por los requisitos térmicos del CCD, que está diseñado para funcionar a una temperatura inferior a  $-10^\circ\text{C}$  con el fin de minimizar la corriente de oscuridad a un nivel que no haga aumentar significativamente el ruido del instrumento.

El SPU se modeló térmicamente incluyendo los siguientes elementos HW:

- Sensores térmicos para controlar los calentadores y el TEC y monitorizar la temperatura de la unidad;
- La condición de frío extremo durante la fase operativa requiere algo de potencia calorífica para evitar gradientes térmicos en el SPU. Por ello se diseñaron e instalaron tres calentadores ("heater") alrededor de su estructura (colimador, colector y cuerpo principal). Cada calentador disipa 0.5 W, siendo la densidad de potencia del calentador inferior a 0.27 W/cm<sup>2</sup>;
- El enfriador termoeléctrico de dos etapas utilizado para enfriar el CCD (2MC10-081-20). La corriente del TEC está controlada por la tarjeta procesadora en la ICEU, que debe enfriarse por debajo de -10 °C antes de comenzar a medir. La corriente TEC necesaria se ha calculado para el peor caso y es analizado a través del caso estacionario.
- La SPU tiene una trencilla térmica, para evacuar el calor generado por el TEC. La trencilla térmica es parte del conjunto del plano focal (FPA) y es responsabilidad de TAS-I.

El material seleccionado para los componentes estructurales es titanio debido, además de al resto de sus excelentes propiedades mecánicas en relación a su peso; a su CTE ("Coefficient of Thermal Expansion"), pues es similar al de los materiales ópticos seleccionados. El diseño térmico estructural del SPU está optimizado para evitar gradientes térmicos a lo largo de la estructura y las lentes y así evitar distorsiones (aberraciones) debidas a deformaciones termo-elásticas.

#### 5.2.1.2.2 Requisitos del Modelo térmico del SPU

Al igual que con el iOH, sólo se muestran los requisitos considerados como más relevantes y representativos, que mejor permiten reflejar el proceso y resultados de verificación sobre los análisis térmicos del SPU.

- Rep Id. **RLS-SPU-THM-1112**. TRPs SPU: La **tabla 5.2--3** muestra los requisitos de temperatura de las diferentes partes del SPU a nivel de unidad. Para el análisis de estado estacionario del SPU, se consideran las temperaturas extremas siendo los casos analizados los siguientes: el operativo en caliente, el operativo en frío y el transitorio. Los ambientes convectivo y radiativo fueron proporcionados por la ESA/TAS-I.

Unidad	Min. Non op."Q" (°C)	Min. Op "Q" (°C)	Max. Op "Q" (°C)	Max. Non op "Q" (°C)
TRP2 (SPU)	-60	-50	10	70
TRP4 (SPU)	-60	-50	16	70

Tabla 5.2-3 [Temperatura TRPs: TRP\_2 en la pata de la estructura. TRP\_4 en la IF con la trencilla térmica del SPU]

En el caso de los elementos de disipación del SPU:

- Req. Id. **RLS-SPU-ELC-946**. Consumo TEC: El consumo del TEC estaba limitado a 3W de carga máxima para el peor caso caliente;

- Req. Id. **RLS-SPU-ELC-1132**. Consumo Heater: El consumo del Heater estaba limitado 1.5W, para el peor caso frio.

### 5.2.1.2.3 Resultados del Análisis Térmico del SPU

A continuación, se muestran los resultados obtenidos por el análisis térmico del SPU para la d-PDR.

**Caso Caliente Estacionario.** Este caso se utiliza para calcular la corriente máxima que habría que aplicarle al TEC para enfriar el CCD por debajo de  $-10^{\circ}\text{C}$ , como resultado se obtuvo que ésta debía ser de 0.8A (2.4W). El calentador ("heater") del SPU no es necesario activarlo en estas temperaturas por lo que no tiene consumo de potencia.

La **figura 5.2-3** muestra la vista externa de la SPU cuando la unidad está funcionando durante el caso caliente. Las temperaturas del SPU, estaban dentro de los requisitos térmicos, incluida la capacidad del TEC de controlar el CCD en su temperatura operativa (\*).

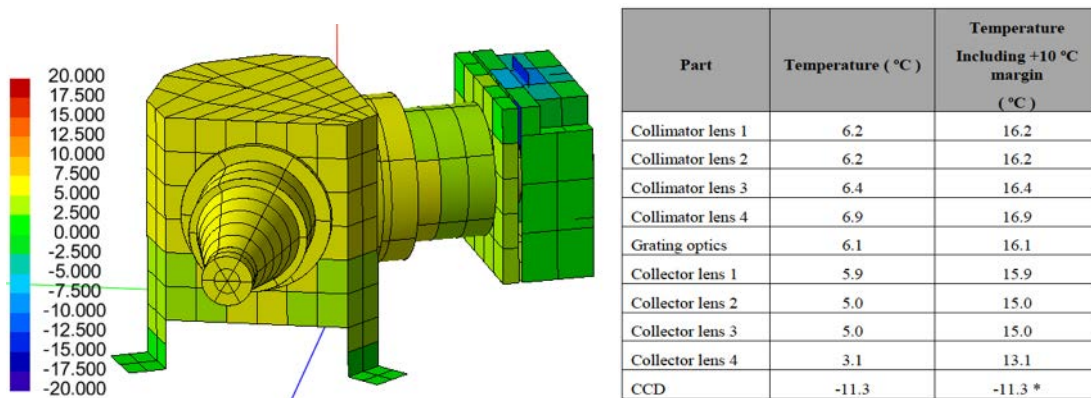


Figura 5.2-3 [Mapa de temperaturas del SPU en el peor caso analizado caliente. Potencia del TEC 2.4W]

**Caso Frío Estacionario.** Durante este caso, el TEC no es necesario activarlo, ya que la temperatura del CCD es inferior a  $-10^{\circ}\text{C}$ . El calentador se enciende para controlar y evitar gradientes de temperatura elevados entre las diferentes partes. El peor caso de consumo para el calentador es de 1.5W (0.5 W por calentador) igual que el requisito (no tiene control de corriente, es ON/OFF).

La **figura 5.2-4** muestra la vista externa de la SPU cuando la unidad está funcionando durante el caso operativo frío y las temperaturas del SPU para este caso, cumpliendo con los requisitos asociados. El CCD no está controlado térmicamente, por eso su temperatura es la del ambiente térmico proporcionado.



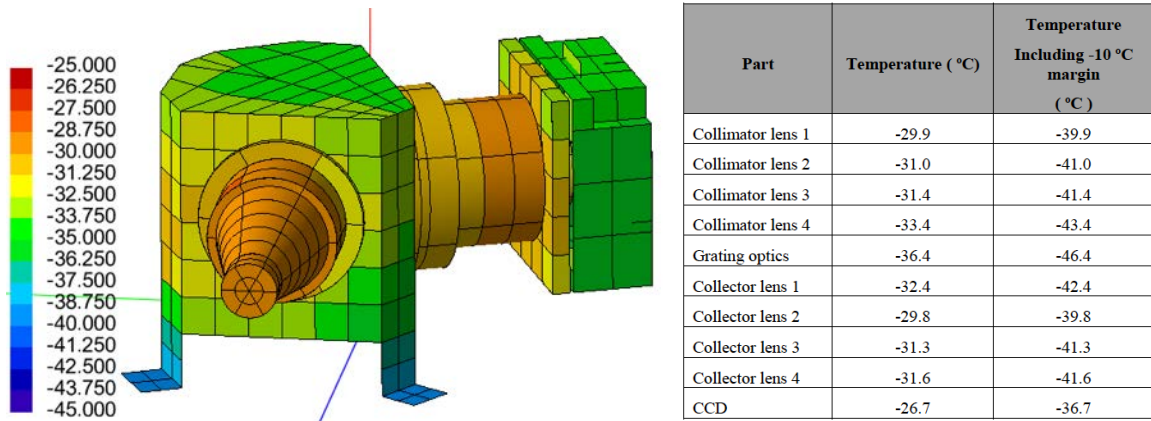


Figura 5.2-4 [Mapa de temperaturas del SPU en el peor caso analizado frio. Potencia del Calentador 1.5W]

**Caso Transitorio.** El análisis transitorio se realizó utilizando las condiciones de contorno presentadas en la **tabla 5.2-3** y no se observó ninguna anomalía con respecto a la capacidad operacional y gradiente térmicos en el diseño térmico del SPU. Por lo tanto, acorde los resultados del análisis térmico del SPU, el diseño del SPU cumple con los requisitos térmicos establecidos en todas las condiciones.

### 5.2.1.3 Modelo Térmico del ICEU

#### 5.2.1.3.1 Configuración del Modelo térmico de la ICEU

La ICEU de RLS se ha modelado térmicamente considerando el siguiente Diseño Preliminar mecánico. La arquitectura RLS-ICEU se basa en dos módulos integrados y una cubierta superior.

- Una placa base donde se encuentran montados la tarjeta de potencia, el láser y el TEM (control térmico del TEM);
- Un modulo anillo donde se montan las placas FPGA y FEE;
- Una tapa estructural de la FEE.

Todas las partes estructurales de la ICEU son de aluminio 7075 alodiado: además de su propósito puramente estructural, uno de los fines que tiene la envuelta mecánica es la de evacuar la potencia disipada hacia la placa base del ALD (aluminio). Las tarjetas son de poliamida y capas de cobre, con el fin de evacuar la energía disipada hacia la estructura de la ICEU. La estructura de la ICEU se integra al ALD mediante tornillos.

#### 5.2.1.3.2 Requisitos del Modelo térmico de la ICEU

Se muestran los requisitos considerados como más relevantes y representativos de la ICEU.

- Re. ID. **RLS-ICEU-THM-1257**. TRP ICEU: En cuanto a los requisitos, los límites de temperatura de la ICEU se muestran en la **tabla 5.2-4**.

Unidad	Min. Non op."Q" (°C)	Min. Op "Q" (°C)	Max. Op "Q" (°C)	Max. Non op "Q" (°C)
TRP1 (ICEU)	-60	-50	40	70



Tabla 5.2-4 [Temperatura TRP del RLS ICEU. El TRP de l ICEU esta colocado en una de las patas de IF con el ALD]

- Re. ID. **RLS-ICEU-THM-1261**. Temperatura Láser. El objetivo principal del análisis térmico de la ICEU es obtener los niveles de temperaturas de los diferentes componentes de la unidad y controlar las prestaciones del TEM, usado para controlar el láser a una temperatura establecida dentro del rango de 20°C a 30°C.
- Req. Id. **RLS-ICEU-ELC-1008**. Consumo ICEU: Los elementos disipativos de la ICEU se detallan en la **tabla 5.2-5**. Se incluyendo dos modos de potencia, uno para alcanzar las condiciones operativas, en las cuales el láser esta apagado, y el modo operativo.

Elemento ICEU	Calentamiento (W)	Operacional (W)
Tarjeta potencia	5.1	6.4
Tarjeta procesadora	4.7	5
Tarjeta FEE	3.5	3.5
Laser	0	4
TEM	3	6
<b>Total</b>	<b>16.3</b>	<b>24.9</b>

Tabla 5.2-5 [Potencia TRP del RLS ICEU]

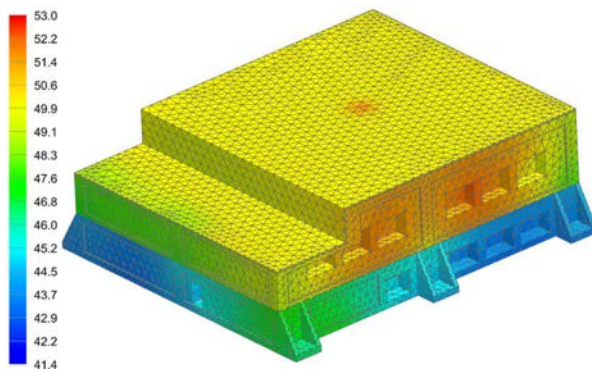
Al igual que en las anteriores unidades, se analizan los casos estacionarios (caliente y frio) y el caso transitorio (desde las temperaturas frías hasta las calientes), y combinando las temperaturas de control del TEM para el láser entre 20°C y 30°C. Se utilizaron las condiciones ambientales proporcionadas por la ESA/TAS-I para los casos conductivo, radiativo y convectivo aplicables para el RLS ICEU.

### 5.2.1.3.3 Resultados del Análisis Térmico del ICEU

A continuación, se muestran los resultados obtenidos por el análisis térmico de la ICEU para la d-PDR.

**Caso Caliente Estacionario.** Las temperaturas de las tarjetas no superan los 75°C (incluso con la potencia disipada con un margen de un 20%. Ver mapa de temperaturas en **figura 5.2-5**.

Acorde a los resultados del análisis, la corriente requerida por el TEM para controlar la temperatura del láser en las configuraciones calientes, permanecen más bajas que la corriente máxima especificada 1.8A (5.90W) en el peor caso.

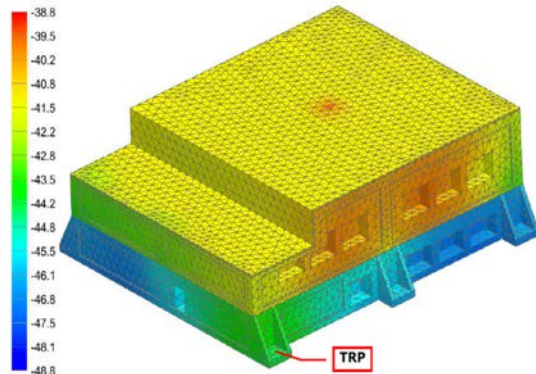


Description	Tmin (°C)	Tavg (°C)	Tmax (°C)
<b>Structures</b>			
TRP	-	46.6	-
FEE cover	48.4	49.9	53.0
FPGA-FEE ring	45.3	49.6	52.3
Baseplate module	41.4	43.7	48.8
<b>Boards</b>			
FEE board	50.5	63.9	74.0
FPGA board	47.8	59.9	67.2
Power board	44.0	57.9	67.8

Figura 5.2-5 [Mapa de temperaturas de la ICEU en el peor caso analizado caliente. Ambiente 40°C, TEM temperatura a 20°C y disipación del laser 4W)

**Caso Frio Estacionario.** En el caso frio, las temperaturas de las tarjetas permanecen en el rango [-47.3°C; -1.6°C], en las cuales y acorde a los datos técnicos suministrados por los proveedores, no se esperan problemas en los componentes de la ICEU, Ver mapa de temperaturas en **figura 5.2-6**.

Como en la configuración en caliente, la corriente requerida por el TEM para controlar la temperatura del láser permanece por debajo de la corriente máxima especificada 1.8A (6,49W) en el peor caso.



Description	Tmin (°C)	Tavg (°C)	Tmax (°C)
<b>Structures</b>			
TRP	-	-44.1	-
FEE cover	-42.7	-41.4	-38.8
FPGA-FEE ring	-45.5	-41.7	-39.4
Baseplate module	-48.8	-46.8	-42.0
<b>Boards</b>			
FEE board	-41.0	-29.8	-21.4
FPGA board	-43.2	-33.0	-26.9
Power board	-46.6	-33.6	-21.9

Figura 5.2-6 [Mapa de temperaturas de la ICEU en el peor caso analizado frio. Ambiente -50°C, TEM temperatura a 30°C y disipación del laser 2W)

**Caso Transitorio Estacionario.** En el caso transitorio, el TEM con una corriente máxima de 1.8A permite controlar correctamente la temperatura en el punto de trabajo el láser (en un punto entre 20°C y 30°C). Las temperaturas alcanzadas no presentan ningún punto crítico para la operación de RLS (ver **figura 5.2-7**).

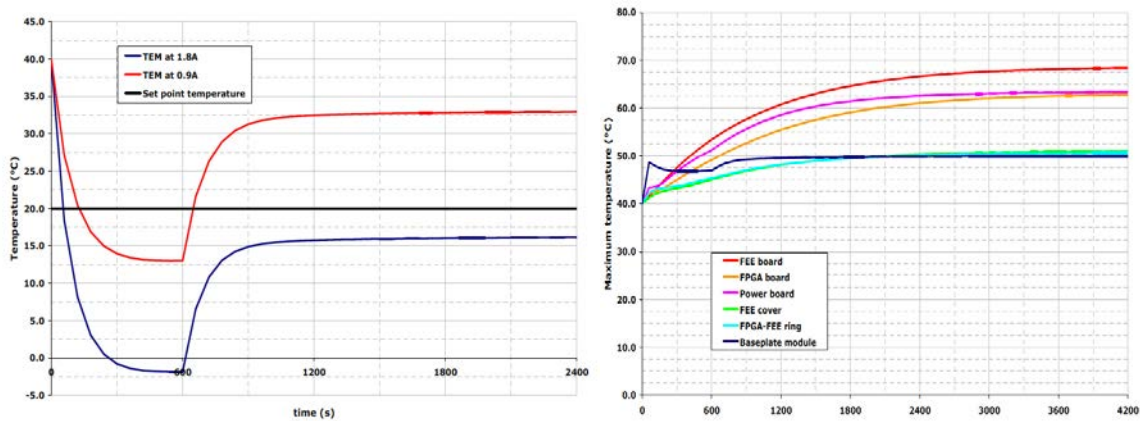


Figura 5.2-7 [Izquierda: Temperaturas con dos corrientes del TEM; Derecha: Evolución de las máximas temperaturas alcanzadas]

## 5.2.2 Modelos Analíticos Estructurales de RLS

La verificación de los requisitos mecánicos de RLS durante la fase B, fue calculado mediante Modelos Matemáticos Estructurales (SMM), en este caso, desarrollados a nivel de unidad. Estos modelos que en durante esta fase de Diseño Preliminar del instrumento fueron usados para dimensionar cada uno de los diseños de las unidades, hasta alcanzar el Diseño de Detalle; también se utilizaron como herramienta de definición de requisitos de IF mecánicos, mediante su integración en el modelo general del Rover.

El objetivo de esta sección es presentar los resultados obtenidos de los análisis estructurales de las unidades de RLS (iOH, SPU e ICEU) durante la d-PDR. Al igual que los análisis térmicos, estos análisis sirven para evaluar el comportamiento mecánico y estructural del diseño preliminar de RLS ante los requisitos mecánicos impuestas por la misión: cargas de lanzamiento y operación, y las primeras frecuencias propias de las unidades de RLS. Los requisitos aplicables a las unidades de RLS están detallados en la sección 4.1 de esta tesis.

El análisis estructural o de Modelo de Elementos Finitos (FEM - *Finite Elements Model*) es realizado con la herramienta NASTRAN (*NASA STRUCTURE ANALYSIS*): se parte de una descomposición de la estructura del sistema RLS en elementos simples, con una respuesta conocida, y se incluyen las propiedades mecánicas de los materiales y las relaciones de contorno externas y entre elementos. Aplicando al modelo las cargas de diseño correspondientes (estáticas, dinámicas, termo-elásticas, etc.), se determina la respuesta del sistema.

Los análisis de elementos finitos en RLS, para dar respuesta a los requisitos, se han dividido en cinco grupos principales:

- Análisis de propiedades másicas, los relacionados con la masa, el centro de gravedad (CoG) y los momentos de inercia (Mol);
- Análisis Modal, para determinar las frecuencias propias de las unidades;
- Análisis estático (Static), para demostrar que todos los componentes tienen márgenes positivos de seguridad en el peor de los casos de carga estática.

- Análisis termo-elástico (Thermo-Elastic), para demostrar que las unidades son estables desde el punto de vista de cargas producidas por los cambios de temperatura, y los diferentes coeficientes de contracción y dilatación de los materiales;
- Análisis dinámico (Dynamic), para demostrar que todos los componentes tienen márgenes positivos de seguridad ante el peor caso de carga dinámica (seno, random o choque).

Al igual que con el modelo térmico, una vez consolidado el Diseño Preliminar tras la d-PDR, y cuando se disponga de modelos físicos, durante esos ensayos mecánicos con el modelo STM y el modelo EQM, se validará la bondad, y se ajustarán estos análisis estructurales.

En las siguientes secciones, se pueden encontrar los principales resultados de los análisis estructurales de RLS.

### 5.2.2.1 Configuración de los Modelos Estructurales de RLS

Los modelos matemáticos (FEM) de las distintas unidades presentados en esta sección, son los correspondientes a la configuración nominal del Diseño Preliminar (d-PDR), incluidos todos los subsistemas.

Los materiales principales utilizados para estos modelos son:

- Configuración Modelo Estructural iOH: Todos los elementos estructurales se definieron como si fueran a ser fabricados en Ti6Al4V, mientras que para la tornillería se usó mismo material.
- Configuración Modelo Estructural SPU: Los materiales usados para el diseño del SPU son los siguientes:
  - Ti6Al4V: cuerpo principal, receptáculo de fibra, cilindro del colimador, soporte de la red, barril colector y soporte del FPA y los tornillos de IF con el ALD.
  - Cobre recocido: bloque de fijación para la trencilla térmica;
  - NBALF4, NFK5, NLAF2, NLAK22 y SF4: Lentes colimadoras y colectoras.
- Configuración Modelo Estructural ICEU:
  - La ICEU contiene tres placas de circuito impreso de poliamida, un cabezal óptico láser y su TEM asociado. Todos están montados sobre una estructura base y protegidos por carcasas delgadas, fabricadas en aleación de aluminio.
  - El acoplamiento térmico entre el TEM y la placa base Laser e ICEU se asegura mediante una lámina de Cho-Therm 1671, mientras que la unión atornillada del láser se desacopla de la placa base ICEU mediante cilindros aislantes y tornillos de titanio.

### 5.2.2.2 Requisitos de los modelos estructurales

También para el diseño estructural, sólo se muestran los requisitos más relevantes.

Los requisitos aplicables a los modelos estructurales se presentan (**tabla 5.2-6**) en una única sección, ya que los mismos niveles de cargas son aplicables a todas las unidades de RLS.

Requisitos propiedades másicas:

- Req. ID. **RLS-ITS-MEC-19450**. Propiedades Másicas. Las dimensiones, masa, CoG y Mol de la las Unidades de RLS estaban declaradas en los MICDs ("Mechanical ICDs). La masa total de RLS no puede exceder de 2.5 Kg;

Requisitos cargas estáticas y dinámicas (se encuentran en la figura xxx)

- Req. Id **RLS-ITS-MEC-19491**. Cargas Choque;
- Req. Id **RLS-ITS-MEC-19490**. Cargas Random;
- Req. Id **RLS-ITS-MEC-19491**. Cargas Cuasi-Estáticas;
- Req. Id **RLS-ITS-MEC-19489**. Cargas Seno;

Shock Level		Volume			RLS Instrument in plane		RLS instrument Out plane	
Freq. [Hz]	SRS q= 10 Level	X	Y	Z	Freq. [Hz]	Level [g]	Freq. [Hz]	Level [g]
190	25	20	20	25	5	1	5	1
2000	1500	20	20	25	30	20	30	25
10000	1500	20	20	25	100	20	100	25

Tabla 5.2-6 - Cargas Mecánicas RLS aplicables para los modelos estructurales

### 5.2.2.3 Resultados de Análisis de Propiedades Másicas

Los resultados de los análisis obtenidos sobre el Diseño Preliminar mostraron un exceso de masa de más de 300 g con respecto al requisito de masa de RLS (2.5kg). Tras declarar este exceso de masa el RLS Δ-PDR, la ESA instó al equipo RLS a tomar una serie de medidas drásticas para reducir la masa. El equipo de RLS preparó un plan de reducción de masa con las siguientes medidas:

- Reducción de los márgenes de masa al 10% y disminución de espesores en partes estructurales no críticas;
- Reducción de la masa en elementos principales estructurales en aquellas zonas donde los márgenes de seguridad son mayores y utilizando refuerzos en áreas críticas;

- Revisión del ruteado de los cables eléctricos en el ALD para afinar lo máximo posible su longitud y uso de materiales más ligeros: conectores, pantallas de polímeros (Armolite).

La ESA acepto la propuesta, obligando a RLS una reducción en el margen de la masa del 6.6% para ajustarse a los 2.5 kg. El equipo RLS acepto esa propuesta final, basado en la buena confianza sobre los números establecidos estos números.

Además, y gracias a los modelos de elementos finitos, ha sido posible determinar de manera precisa los centros de gravedad, y distintos momentos de inercia (principales y acoplados) de cada una de las unidades. Sobre estos valores no existía un requisito estricto, más allá de conocerlos con cierta precisión para poder ser utilizados en el centrado y compensación del ALD, del Rover, del Módulo de Descenso (DM) y del Módulo de Transferencia (Carrier Module) de la misión ExoMars.

#### 5.2.2.4 Resultados de los Análisis Modal, Estático y Dinámico del iOH

**Análisis Modal.** Se realizó un análisis de modos normales sobre el FEM del iOH. La primera frecuencia propia tiene un valor de 997.0 Hz (ver **figura 5.2-8**), que cumplía con el requisito establecido, que todas las frecuencias de resonancia fundamentales del instrumento debían estar por encima de 140 Hz.

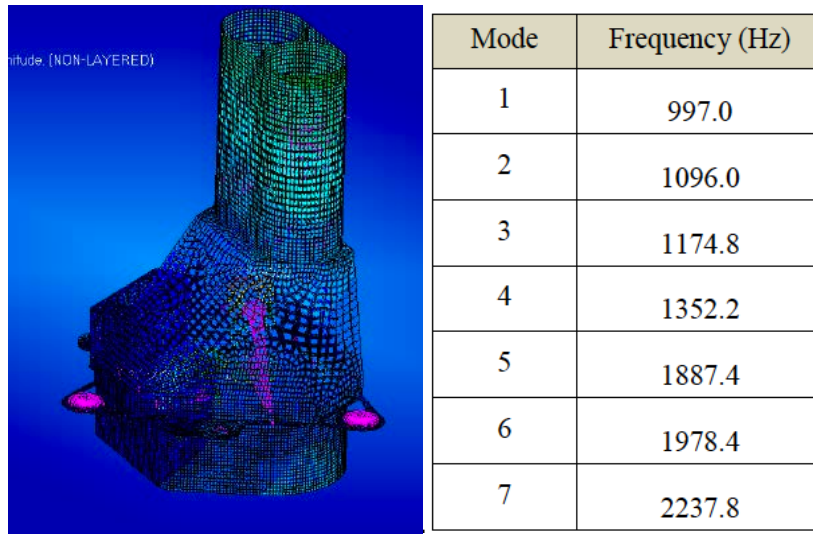


Figura 5.2-8: [Frecuencias naturales del RLS iOH]

**Análisis Estático.** La tabla 5.2-7 muestra los esfuerzos máximos (en MPa) y las cargas asociadas a las partes estructurales del iOH. Todos los márgenes son positivos, por lo tanto, las piezas estructurales cumplen con el entorno mecánico especificado

I/F	Node Id..	Quasi-static X		Quasi-static Y		Quasi-static Z		Load Case	Von Mises Maximum Stresses (MPa)
		In-Plane Load (N)	Axial Load (N)	In-Plane Load (N)	Axial Load (N)	In-Plane Load (N)	Axial Load (N)		
1	101	25.5	-17.8	16.3	10.3	6.3	-17.8	Quasi-static X	18
2	102	8.6	-0.1	21.7	-20.9	6.2	-24.9	Quasi-static Y	20.3
3	103	21.2	17.9	17.2	10.6	5.8	-21.2	Quasi-static Z	19.4

Tabla 5.2-7 [Resumen del análisis estático del iOH. Cargas resultantes cuasi-estáticas - 20 g en X, Y y 25 g en el eje Z]

## Análisis Dinámicos

### Análisis Seno.

Como la primera frecuencia propia (997 Hz) está lejos de la frecuencia más alta para el nivel de prueba de vibración sinusoidal (100 Hz), la respuesta de frecuencia de aceleración es casi la misma que la de entrada. Por lo tanto, las cargas Seno no son un condicionante para el diseño mecánico del IOH (ver **tabla 5.2-8**)

I/F	Node Id..	Sine Vibration – X axis		Sine Vibration – Y axis		Sine Vibration – Z axis	
		In-Plane Load (N)	Axial Load (N)	In-Plane Load (N)	Axial Load (N)	In-Plane Load (N)	Axial Load (N)
1	101	21	15	14	9	5	15
2	102	7	0	18	18	5	21
3	103	18	15	6	9	5	18

F=100 Hz	In Plane		Out of Plane
	Sine Vibration X Axis	Sine Vibration Y Axis	Sine Vibration Z Axis
Von Mises Maximum Stress (MPa)	15.2	15.2	17

Tabla 5.2-8 [Cargas y esfuerzos resultantes por la vibración seno]

**Análisis "Random".** Los valores RMS se han recopilado en la **tabla 5.2-9**. En todas las direcciones, la aceleración máxima obtenida proporciona margen de seguridad necesario en los puntos analizados.

Point ID.	Random Vibration X axis resultant forces		Random Vibration Y axis resultant forces		Random Vibration – Z axis resultant forces	
	In-Plane Load (N)	Axial Load (N)	In-Plane Load (N)	Axial Load (N)	In-Plane Load (N)	Axial Load (N)
101	25	39	12	17	11	19
102	8	14	20	34	9	24
103	20	36	17	25	8	19

	In Plane		Out of Plane
	Random Vibration X axis	Random Vibration Y axis	Random Vibration Z axis
Von Mises Maximum Stress 3 RMS (MPa)	103	96.5	57.6

Tabla 5.2-9 [Cargas y esfuerzos resultantes por la vibración random]

### Análisis Termo-elástico.

En cuanto a las cargas de IF y el estrés termo-elástico, el caso más severo es el caso frío no operativo de la unidad. De acuerdo con el modelo térmico, se utilizó una condición de contorno de -45°C para el operativo frío, mientras que se utilizó 0°C para el caso caliente. La **figura 5.2-**



9 muestra el caso frío operativo con los desplazamientos estructurales asumibles para la unidad.

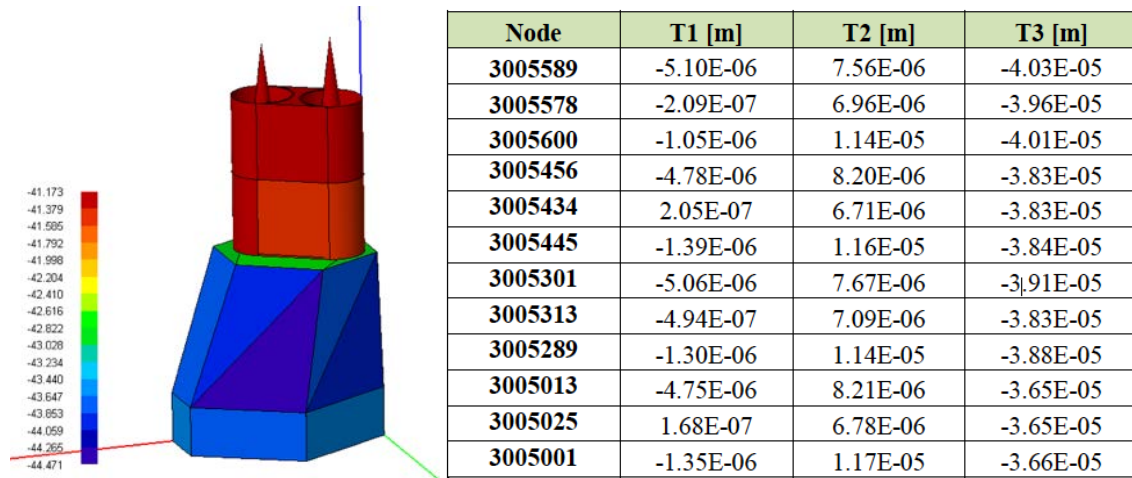


Figura 5.2-9 [Nodos análisis termoelástico del iOH. Desplazamientos en caso frío-peor caso]

Y la **figura 5.2-10** muestra las cargas y esfuerzos esperados en los casos frío y caliente; y la **figura 5.2-11**, muestra los márgenes de seguridad para el análisis termo-elástico, que demostró ser el dimensionante para esta unidad

Node	FX (N)	FY (N)	FZ (N)	FOOP (N)	FIP (N)
101	-674.2	407.7	-6.6	-6.6	787.9
102	1.8	-812.3	13.1	13.1	812.3
103	672.4	404.6	-6.5	-6.5	784.7

CASE	Maximum Stress (MPa)	Maximum Stress
	MS	(MS x KM)
Hot	70.6	77.6
Cold	237	260.7

Figura 5.2-10 [Cargas y esfuerzos resultantes por el caso termo-elástico frío-peor caso]

CASE	Yield Stress (MPa) (MS x KM x FOSY)	Ultimate Stress (MS x KM x FOSU)	MOSY	MOSU
Hot	85.4	97.1	7.19	6.87
Cold	286.7	325.9	1.44	1.34

Figura 5.2-11 [Márgenes de seguridad resultantes por el caso termo-elástico]

### 5.2.2.5 Resultados de los Análisis Modal, Estáticos y Dinámicos del SPU

Para realizar los distintos análisis estructurales sobre el SPU, se realizó un modelo de elementos finitos (FEM), que representaba tanto la estructura exterior de la unidad, como sus elementos ópticos, críticos para las prestaciones óptimas del instrumento. Ver **figura 5.2-10**.



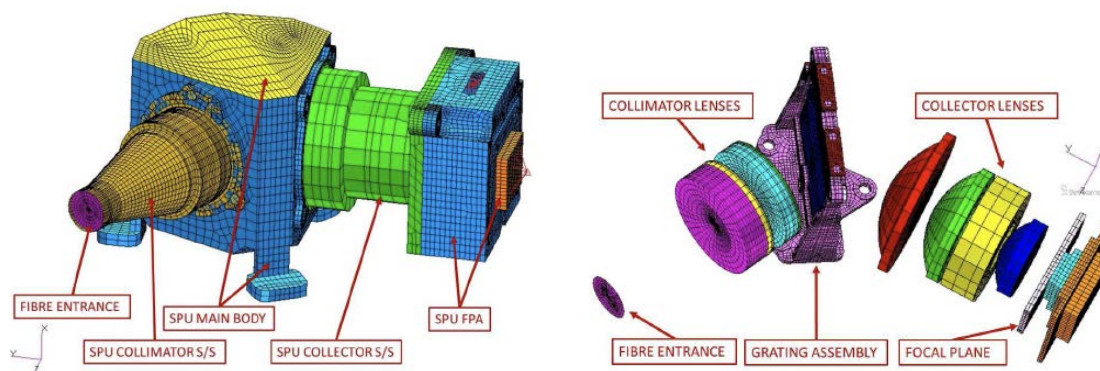


Figura 5.2-10 [Modelo de elementos finitos del SPU. Estructura exterior y elementos ópticos interiores]

**Análisis Modal.** Las frecuencias más significativas que se obtuvieron como resultado del análisis fueron las siguientes (ver **figura 5.2-11 y 12**)

- 328,5 Hz (modo 1): Modo de vibración del cuerpo principal;
- 348 Hz (modo 2): Modo de vibración del colector y el FPA. Rotación a lo largo del eje X;
- 553,6 Hz (modo 3): Flexión del cuerpo principal del colimador;

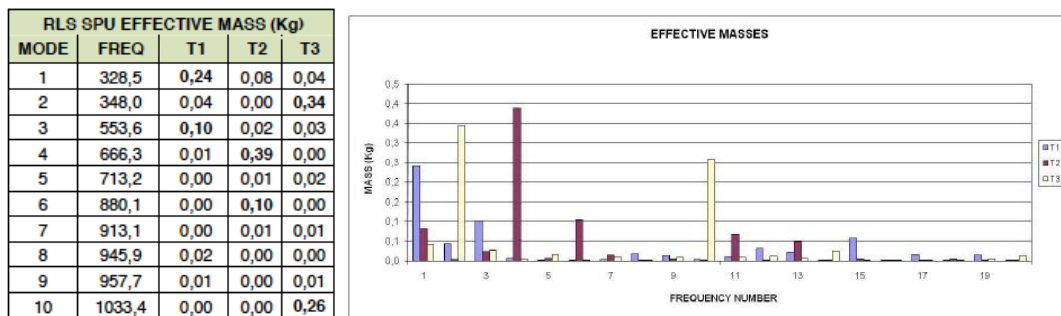


Figura 5.2-11 [Principales modos propios del SPU, y sus masas asociadas]

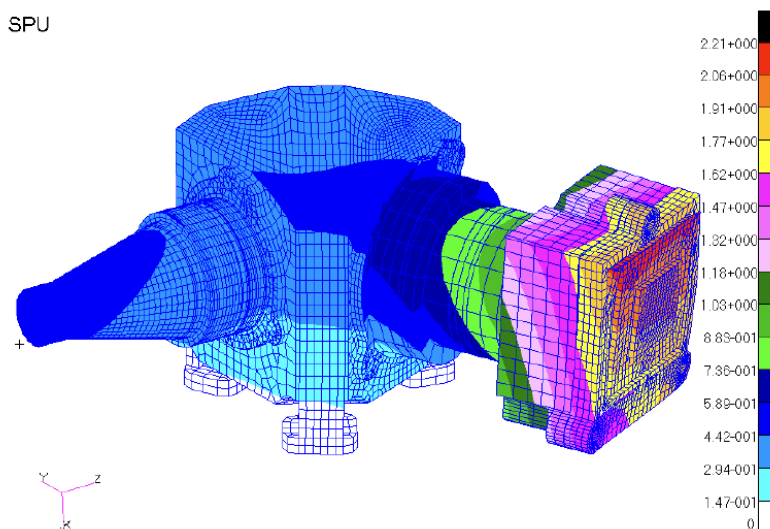


Figura 5.2-12 [Modo propio a 328Hz, de rotación alrededor del eje z en el Main Body]

El diseño del SPU, a tenor de los resultados, cumple con los criterios de rigidez requeridos. A pesar de que su primer modo natural tiene una masa efectiva está por encima del requisito de 5% del total, este modo aparece a una frecuencia de = 328,5 Hz, cuando el requisito establece que debe estar por encima de 140Hz.

**Análisis Estático.** El margen mínimo de seguridad para todos los componentes del SPU cuando se aplican cargas cuasi estáticas. se alcanza en el barril del colector (3.5), pero está por encima del requisito, al igual que el resto de los componentes. Ver **figura 5.2-13**.

SPU ELEMENT	MATERIAL	$\sigma_y$ (Mpa)	$\sigma_u$ (Mpa)	LOAD CASE			STRESS / MoS		
				CASE	SFy	SFu	$\sigma$ (Mpa)	MSy	MSu
Main Body	Ti-6Al-4V	829	897	QSL-03	1,25	2	44,9	13,8	9,0
Main Body Cover	Ti-6Al-4V	829	897	QSL-01	1,25	2	17,2	37,6	25,1
Collimator Barrel	Ti-6Al-4V	829	897	QSL-03	1,25	2	15,5	41,8	27,9
Collimator Lens I	SF4		52,4	QSL-01		2,5	0,4		58,9
Collimator Lens II	NFK5		52,4	QSL-01		2,5	1,8		10,8
Collimator Lens III	SF4		52,4	QSL-01		2,5	3,0		6,0
Collimator Lens IV	NLAF2		52,4	QSL-01		2,5	0,7		28,5
Fibre Entrance support	Ti-6Al-4V	829	897	QSL-01	1,25	2	1,2	570,7	385,6
Grating Support	Ti-6Al-4V	829	897	QSL-02	1,25	2	10,9	59,8	40,1
Be/CU Ring	Copper Beryllium	965	1138	QSL-03	1,25	2	2,6	297,1	218,7
Be/CU Ring Tightener	Ti-6Al-4V	829	897	QSL-03	1,25	2	1,3	493,9	333,7
Grating Holder	Ti-6Al-4V	829	897	QSL-01	1,25	2	1,7	380,1	256,8
Dispersion Grating optics	Fused Silica		52,4	QSL-01		2,5	1,1		18,2
Collector Barrel	Ti-6Al-4V	829	897	QSL-04	1,25	2	99,5	5,7	3,5
Collector Lens I	NBALF4		52,4	QSL-04		2,5	3,1		5,7
Collector Lens II	NLAK22		52,4	QSL-03		2,5	1,9		10,0
Collector Lens III	SF4		52,4	QSL-01		2,5	1,2		16,5
Collector Lens IV	SF4		52,4	QSL-04		2,5	0,4		52,7
FPA support	Ti-6Al-4V	829	897	QSL-01	1,25	2	30,8	20,5	13,6
Thermal Base plate	Copper Annealed	97	200	QSL-04	1,25	2	2,2	33,8	43,8
TEC Device	Be2Te3			QSL-03		2	0,4		
SIC Carrier	SIC		400	QSL-02		2,5	0,2		1065,7

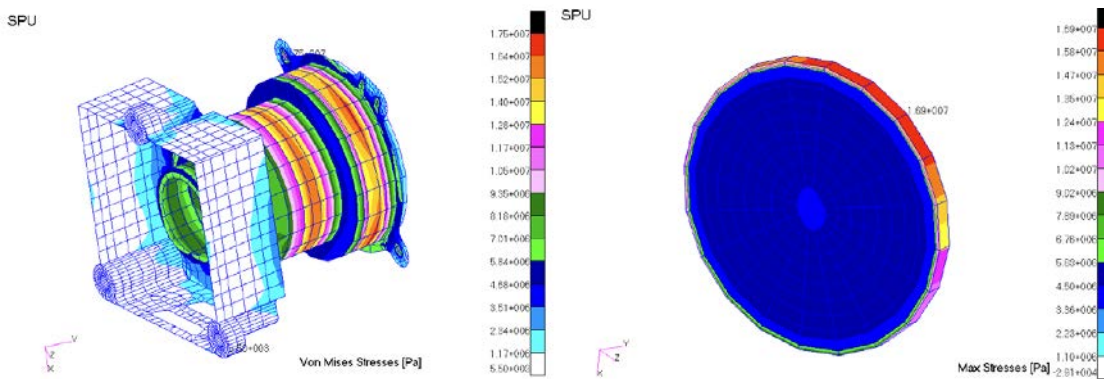


Figura 5.2-13 [Esfuerzos y márgenes de seguridad en el análisis cuasi-estático del SPU. Representación de los esfuerzos en el barril del colector y su óptica]

**Análisis Dinámicos.** A continuación, se repasan los resultados de todas las cargas dinámicas que el diseño estructural del SPU debe satisfacer.

**Análisis de Vibración Seno.** La vibración sinusoidal no se consideró un caso dimensionante para el diseño mecánico del SPU, ya que la primera frecuencia propia de SPU se encuentra en 328,5. Hz y el requisito de la prueba de vibración sinusoidal está

limitado a 100 Hz. Así pues, se entendió que la vibración sinusoidal estaba cubierta por las cargas cuasi-estática de RLS.

**Análisis de Vibración "Random".** Las tensiones de los diferentes elementos de la SPU proporcionan el margen de seguridad suficiente para cada elemento del SPU en todas las direcciones. El resumen de las tensiones obtenidas se muestra en la **figura 5.2-14**

SPU	Material	$\sigma_y$	$\sigma_u$	Load Case			Stresses & MoS		
				#	SFy	Sfu	[Mpa]	MoSy	MoSu
Main Body	Ti-6Al-4V	829	897	Random z 3 $\sigma$	1.25	2.00	172	2.86	1.61
Main Body Cover	Ti-6Al-4V	829	897	Random x 3 $\sigma$	1.25	2.00	40.3	15.46	10.13
Collimator Barrel	Ti-6Al-4V	829	897	Random y 3 $\sigma$	1.25	2.00	69.7	8.52	5.43
Collimator lens I	SF4		54	Random z 3 $\sigma$		2.50	1.37	N/A	14.77
Collimator Lens II	NFK5		54	Random z 3 $\sigma$		2.50	5.01	N/A	3.31
Collimator Lens III	SF4		54	Random y 3 $\sigma$		2.50	6.07	N/A	2.56
Collimator Lens IV	NLAF2		54	Random z 3 $\sigma$		2.50	3.68	N/A	4.87
Fibre Entrance support	Ti-6Al-4V	829	897	Random z 3 $\sigma$	1.25	2.00	4.07	161.95	109.20
Grating Support	Ti-6Al-4V	829	897	Random z 3 $\sigma$	1.25	2.00	148	3.48	2.03
Be/CU Ring	Copper Beryllium	965	1138	Random z 3 $\sigma$	1.25	2.00	41.6	17.56	12.68
Be/CU Ring Tightener	Ti-6Al-4V	829	897	Random z 3 $\sigma$	1.25	2.00	25.7	24.81	16.45
Grating Holder	Ti-6Al-4V	829	897	Random z 3 $\sigma$	1.25	2.00	20.3	31.67	21.09
Dispersion Grating optics	Fused Silica		54	Random z 3 $\sigma$		2.50	12.7	N/A	0.70
Collector Barrel	Ti-6Al-4V	829	897	Random z 3 $\sigma$	1.25	2.00	432	0.54	0.04
Collector Lens I	NBALF4		54	Random z 3 $\sigma$		2.50	21	N/A	0.03
Collector Lens II	NLAK22		54	Random z 3 $\sigma$		2.50	12.5	N/A	0.73
Collector Lens III	SF4		54	Random z 3 $\sigma$		2.50	13.1	N/A	0.65
Collector Lens IV	SF4		54	Random y 3 $\sigma$		2.50	5.29	N/A	3.08
FPA support	Ti-6Al-4V	829	897	Random z 3 $\sigma$	1.25	2.00	243	1.73	0.85
Thermal Base plate	Copper Annealed	97	200	Random y 3 $\sigma$	1.25	2.00	55.7	0.39	0.80
TEC Device	Be2Te3			Random y 3 $\sigma$	1.25	2.00	21.9		
SiC Carrier	SiC		400	Random y 3 $\sigma$		2.50	1.6	N/A	99.00

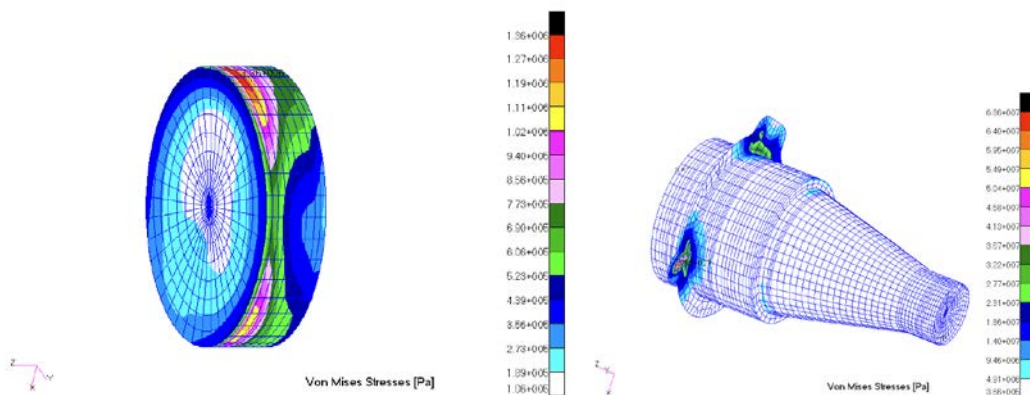


Figura 5.2-14 [Esfuerzos y márgenes de seguridad en el análisis random del SPU. Representación de los esfuerzos en el barril del colimador y su óptica]

**Análisis de Choque.** Debido a que en la fecha de la d-PDR no estaba claro todavía el requisito de choque para el SPU, no se realizó dicho análisis. Sin embargo, se sabía que

el margen mínimo de seguridad se encontraba en la red de difracción y su soporte. A consecuencia de este resultado la estructura de sujeción de la red se rediseñó, para aumentar el margen de seguridad. Además, se realizó una campaña de pruebas individualizada para el modelo STM en este conjunto de la red.

**Análisis Termo-elástico.** El análisis termoelástico para todos los componentes del SPU cuando se aplican los distintos casos térmicos, se mostraba satisfactorio, localizando los mayores esfuerzos en la zona del Focal Plane Assembly, donde el funcionamiento del TEC producía elevados gradientes, pero siempre cumpliendo con el requisito, al igual que el resto de los componentes. Ver **figura 5.2-15**.

SPU	Material	$\sigma_y$	$\sigma_u$	Load Case		Stresses & MoS			
				#	SFy	Sfu	[Mpa]	MoSy	MoSu
Main Body	Ti-6Al-4V	829	897	TEL-04	1.25	2.00	201	2.30	1.23
Main Body Cover	Ti-6Al-4V	829	897	TEL-04	1.25	2.00	2.11	313.31	211.56
Collimator Barrel	Ti-6Al-4V	829	897	TEL-04	1.25	2.00	12.5	52.06	34.88
Collimator lens I	SF4		54	TEL-04		2.50	8.73	N/A	1.47
Collimator Lens II	NFK5		54	TEL-03		2.50	5.18	N/A	3.17
Collimator Lens III	SF4		54	TEL-04		2.50	7.21	N/A	2.00
Collimator Lens IV	NLAF2		54	TEL-04		2.50	6.72	N/A	2.21
Fibre Entrance support	Ti-6Al-4V	829	897	TEL-04	1.25	2.00	105	5.32	3.27
Grating Support	Ti-6Al-4V	829	897	TEL-04	1.25	2.00	28.3	22.43	14.85
Be/CU Ring	Copper Beryllium	965	1138	TEL-04	1.25	2.00	190	3.06	1.99
Be/CU Ring Tightener	Ti-6Al-4V	829	897	TEL-04	1.25	2.00	14.1	46.04	30.81
Grating Holder	Ti-6Al-4V	829	897	TEL-04	1.25	2.00	129	4.14	2.48
Dispersion Grating optics	Fused Silica		54	TEL-03		2.50	3.91	N/A	4.52
Collector Barrel	Ti-6Al-4V	829	897	TEL-04	1.25	2.00	17.5	36.90	24.63

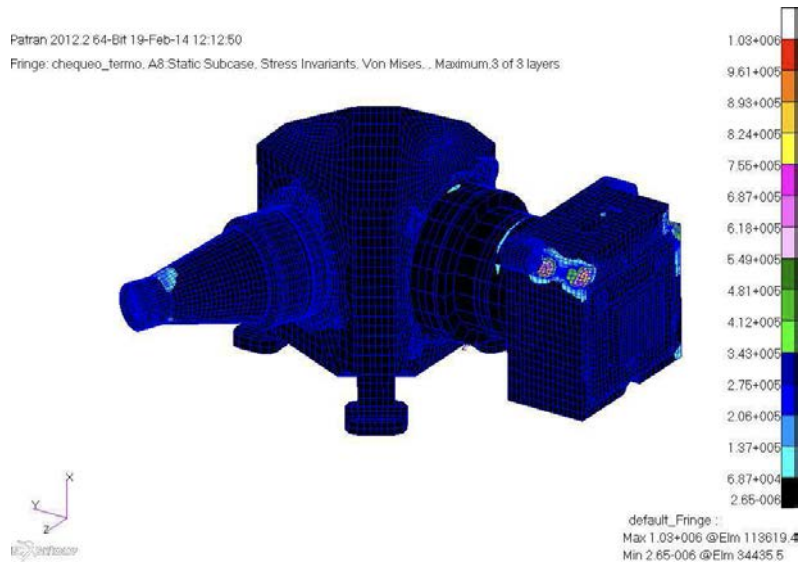


Figura 5.2-15 [Esfuerzos y márgenes de seguridad en el análisis termo-elástico del SPU. Representación de los esfuerzos en bloque del FPA]

Como conclusión, el diseño del SPU cumple con los criterios de rigidez. El primer modo natural de una masa efectiva > 5% de la masa total del SPU en cualquier dirección aparece a una frecuencia de 328,5 Hz.



Así pues, se demostró que el SPU es compatible con las cargas mecánicas especificadas. Se ha considerado que el diseño satisface los márgenes de seguridad mencionados frente a las cargas mecánicas especificadas, aunque fue necesario revisar el diseño estructural del soporte de la red.

#### 5.2.2.6 Resultados de los Análisis Modal, Estáticos y Dinámicos de la ICEU

Para realizar los distintos análisis estructurales sobre la ICEU, se realizó un modelo de elementos finitos (FEM), que representaba tanto la estructura exterior de la unidad, como sus elementos ópticos, críticos para las prestaciones óptimas del instrumento. Ver **figura 5.2-16**.

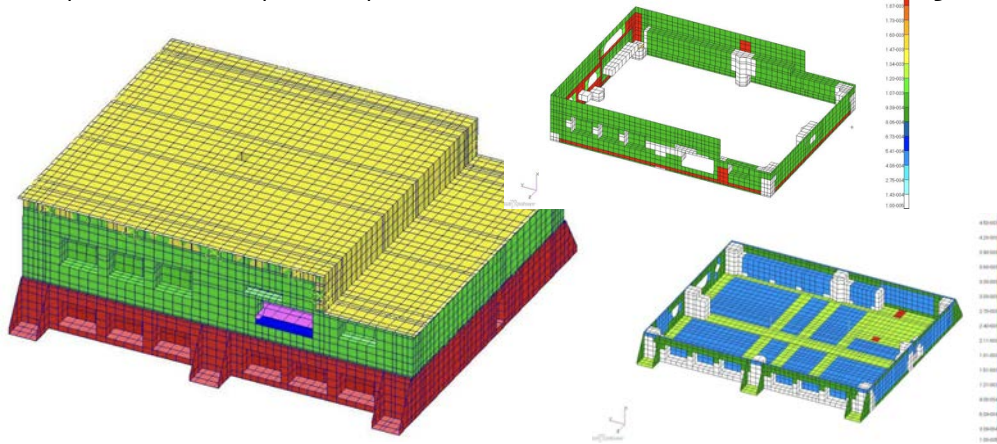
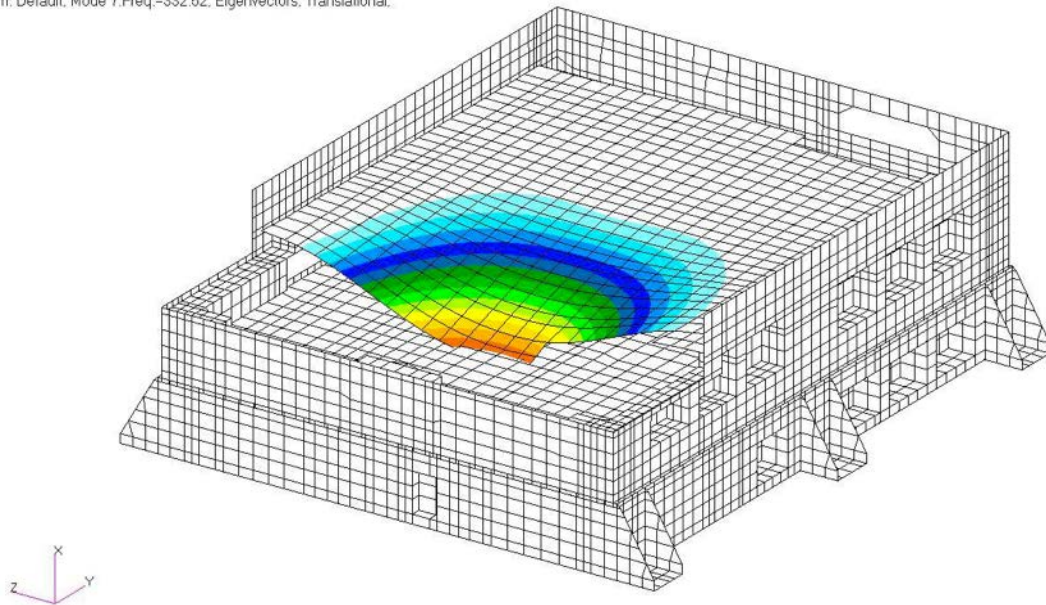


Figura 5.2-16 [Modelo de elementos finitos de la ICEU. Estructura exterior y anillos]

**Análisis Modal.** Las frecuencias más significativas, con masa efectiva asociada, son las que se muestran en la **figura 5.2-17**: el primer modo se encuentra en 332 Hz (modo de PCB), que es mayor que el límite inferior especificado (140 Hz).

Patran 2012 64-Bit 20-Jan-14 14:55:01  
 Deform: Default, Mode 7.Freq.=332.52, Eigenvectors, Translational.



ANSYS PATRAN

Mode	Freq (Hz)	Mx (%)	My (%)	Mz (%)	Ixx (%)	Iyy (%)	Izz (%)	Description
1	332.5	5.1	-	-	-	3.7	2.2	Mode of FEE board
2	379.8	9.6	-	-	-	6.7	12.3	Mode of FEE board
3	484	<b>25.6</b>	-	0	-	18.4	16	Global mode X
4	585.1	0.1	-	-	-	0	2.3	Mode of FPGA board
5	625	0.2	-	-	-	0.6	1	Mode of PWR board

Figura 5.2-17 [Frecuencias propias de la ICEU]

**Análisis Estático.** La figura 5.2.-18 muestra los esfuerzos máximos (en MPa) y sus márgenes de seguridad asociados a las partes estructurales. Todos los márgenes son positivos. Por lo tanto, las piezas estructurales cumplen con el entorno mecánico especificado.

Identification	Material	$\sigma_{MAX}$ (MPa)	MoS <sub>Ultimate</sub>	MoS <sub>Yield</sub>
Baseplate	7075 T651	13	29.70	29.05
FPGA-FEE ring	7075 T651	8	49.50	48.43
FEE cover	7075 T651	6	64.45	63.07
GND assembly	7075 T651	2	>100	>100
Column	BRASS	6	48.52	15.08
PWR board	ARLON 35	9	21.45	-
FPGA board	ARLON 35	9	21.36	-
FEE board	ARLON 35	8	23.87	-
Laser box	COPPER	6	31.41	8.61

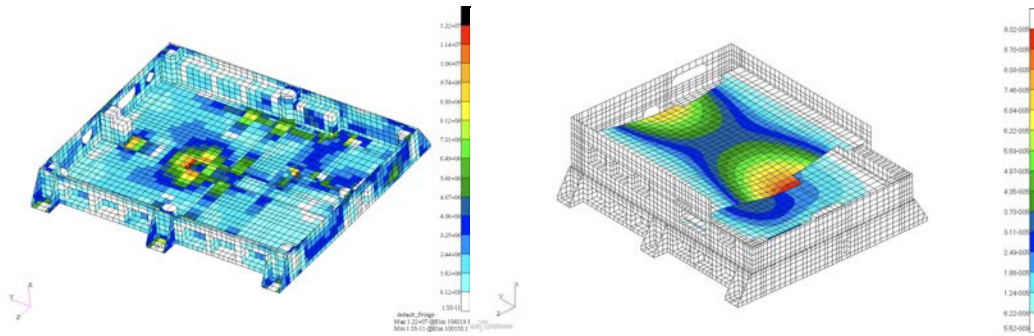


Figura 5.2-18 [Resumen de los esfuerzos y los márgenes de seguridad de los componentes del ICEU, y su localización]

### Análisis Dinámicos

**Análisis de Vibración Seno.** La primera frecuencia propia del equipo es 332 Hz. Es superior a 140 Hz, lo que asegura un desacoplamiento con la excitación sinusoidal [0 - 100 Hz], de manera que no se observará amplificación dinámica durante la respuesta a la excitación sinusoidal. Por lo tanto, el entorno sinusoidal es equivalente a un caso de carga quasi-estático.

**Análisis de Vibración "Random".** Las tensiones de los diferentes elementos de la ICEU proporcionan el margen de seguridad suficiente para cada elemento del ICEU en todas las direcciones. El resumen de las tensiones y márgenes obtenidos se muestra en las siguientes **tablas 5.2-12 -14.**

Identification	Material	$\sigma_{MAX}$ (MPa)	MoS <sub>Ultimate</sub>	MoS <sub>Yield</sub>
Baseplate	7075 T651	96	3.19	3.11
FPGA-FEE ring	7075 T651	35	10.54	10.30
FEE cover	7075 T651	36	10.26	10.02
GND assembly	7075 T651	2	>100	>100
Column	BRASS	32	7.69	1.82
PWR board	ARLON 35	61	2.27	-
FPGA board	ARLON 35	85	1.35	-
FEE board	ARLON 35	127	0.58	-
Laser box	COPPER	29	5.43	0.91

Tabla 5.2-12 [Resumen de los esfuerzos y los márgenes de seguridad de los componentes del ICEU para carga Random en el eje x]

Identification	Material	$\sigma_{MAX}$ (MPa)	MoS <sub>Ultimate</sub>	MoS <sub>Yield</sub>
Baseplate	7075 T651	18	21.62	21.14
FPGA-FEE ring	7075 T651	37	10.00	9.77
FEE cover	7075 T651	5	83.59	81.80
GND assembly	7075 T651	4	92.59	90.61
Column	BRASS	6	45.55	14.11
PWR board	ARLON 35	4	47.29	-
FPGA board	ARLON 35	4	44.17	-
FEE board	ARLON 35	4	52.79	-
Laser box	COPPER	4	53.54	15.17

Tabla 5.2-13 [Resumen de los esfuerzos y los márgenes de seguridad de los componentes del ICEU para carga Random en el eje y]

Identification	Material	$\sigma_{MAX}$ (MPa)	MoS <sub>Ultimate</sub>	MoS <sub>Yield</sub>
Baseplate	7075 T651	19	20.74	20.28
FPGA-FEE ring	7075 T651	59	5.90	5.76
FEE cover	7075 T651	30	12.69	12.40
GND assembly	7075 T651	3	>100	>100
Column	BRASS	21	12.26	3.31
PWR board	ARLON 35	8	24.65	-
FPGA board	ARLON 35	11	17.18	-
FEE board	ARLON 35	9	20.13	-
Laser box	COPPER	4	40.89	11.42

Tabla 5.2-14 [Resumen de los esfuerzos y los márgenes de seguridad de los componentes del ICEU para carga Random en el eje z]

**Análisis de Choque.** Todos los márgenes son positivos acorde el resultado del análisis. Se puede concluir que el diseño estructural de la ICEU cumple con el entorno de choque especificado (**tablas 5.2-15 -16**).

Identification	Material	$\sigma_{MAX}$ (MPa)	MoS <sub>Ultimate</sub>	MoS <sub>Yield</sub>
Baseplate	7075 T651	106	2.81	2.73
FPGA-FEE ring	7075 T651	80	4.05	3.94
FEE cover	7075 T651	77	4.23	4.12
GND assembly	7075 T651	15	26.13	25.55
Column	BRASS	42	5.59	1.14
PWR board	ARLON 35	82	1.43	-
FPGA board	ARLON 35	109	0.84	-
FEE board	ARLON 35	125	0.60	-
Laser box	COPPER	42	3.43	0.31

Tabla 5.2-15 [Resumen de los esfuerzos y los márgenes de seguridad de los componentes del ICEU para carga choque en el eje x]

Identification	Material	$\sigma_{MAX}$ (MPa)	MoS <sub>Ultimate</sub>	MoS <sub>Yield</sub>
Baseplate	7075 T651	186	1.17	1.12
FPGA-FEE ring	7075 T651	217	0.86	0.82
FEE cover	7075 T651	139	1.92	1.86
GND assembly	7075 T651	41	8.78	8.58
Column	BRASS	68	3.14	0.35
PWR board	ARLON 35	56	2.59	-
FPGA board	ARLON 35	45	3.47	-
FEE board	ARLON 35	35	4.79	-
Laser box	COPPER	30	5.10	0.81

Tabla 5.2-16 [Resumen de los esfuerzos y los márgenes de seguridad de los componentes del ICEU para carga choque en el eje y]

Identification	Material	$\sigma_{MAX}$ (MPa)	MoS <sub>Ultimate</sub>	MoS <sub>Yield</sub>
Baseplate	7075 T651	113	2.58	2.50
FPGA-FEE ring	7075 T651	180	1.24	1.20
FEE cover	7075 T651	194	1.09	1.04
GND assembly	7075 T651	21	18.06	17.66
Column	BRASS	90	2.11	0.00
PWR board	ARLON 35	69	1.91	-
FPGA board	ARLON 35	73	1.76	-
FEE board	ARLON 35	100	1.00	-
Laser box	COPPER	26	6.10	1.10

Tabla 5.2-17 [Resumen de los esfuerzos y los márgenes de seguridad de los componentes del ICEU para carga choque en el eje z]

Por tanto, ha quedado demostrado que la ICEU es compatible con las cargas mecánicas especificadas. Se ha considerado que el diseño satisface los márgenes de seguridad mencionados frente a los requisitos mecánicos especificados.



### 5.2.3 Modelo Radiométrico de RLS

El Modelo Matemático Radiométrico (RMM) se utilizó en una etapa inicial para respaldar la verificación de los requisitos científicos de la SNR, en los requisitos técnicos asociados para el instrumento y, finalmente, mediante el proceso de ingeniería de sistemas, en los requisitos aplicables a cada unidad para satisfacer las expectativas científicas de la misión. Por lo tanto, el modelo radiométrico responde a las características particulares de la espectroscopia Raman aplicadas a las necesidades de RLS y pretender alcanzar:

- la definición coherente de las especificaciones atendiendo a los requisitos científicos de valores de SNR sobre distintas muestras;
- y la validación de los resultados obtenidos para garantizar la posibilidad de utilizar dicha herramienta para predecir el rendimiento del instrumento durante el período en el que funcionará.

Debido a la variabilidad de las muestras que se analizarán en Marte, una predicción radiométrica de los resultados del rendimiento del instrumento es de vital importancia. En tal marco, y teniendo en cuenta la SNR (relación señal / ruido) necesaria para la consecución de resultados satisfactorios desde el punto de vista científico (una información adecuada sobre la composición de la sub-superficie de Marte), se desarrolló un modelo radiométrico para afinar los requisitos que debían satisfacer las distintas unidades, es decir, la irradiancia láser, los rendimientos ópticos de iOH, OH y SPU, las muestras que se podrán analizar en términos de su emisión Raman y la relación de la señal Raman con respecto al ruido, entre otros [ver sección 4.3].

El RMM es un modelo de análisis interno y funcional de RLS, por lo tanto, no se entregó a la ESA.

#### 5.2.3.1 Configuración del Modelo Radiométrico de RLS

El equipo óptico de RLS desarrolló la herramienta basada en las características funcionales del Diseño Preliminar de RLS, que se usó desde la ingeniería de sistemas del proyecto, una vez validada en el BB, para estimar algunas modificaciones de los requisitos y algunas recomendaciones sobre la degradación máxima por los efectos de la radiación permitida para algunos componentes entre “BoL y EoL” (comienzo de vida y final de vida)

Para alcanzar sus objetivos, el modelo radiométrico considera todos los elementos relacionados con la funcionalidad Raman del sistema RLS (potencia del láser, transmitancia de los elementos ópticos, CCD, eficiencia de emisión de las muestras, ruidos de la etapa detectora, etc.) e, incluyendo los valores estimados (o medidos) asociadas a dichas características, calcula los valores de SNR y permite predecir cómo evolucionarán éstos en función de la evolución de las principales características de los diferentes componentes a lo largo de la vida útil del instrumento.

#### 5.2.3.2 Requisitos del Modelo Radiométrico de RLS

Req. ID. **RLS-ITS-PRF-19327**. SNR: El requisito de SNR se definió para una serie de muestras de referencia, o muestras patrón, cuyas respuestas o eficiencias Raman eran bien conocida, además de ser muestras de interés científico.

Éstas son, ciclohexano, calcita en roca, hematita y una lámina de silicio. Además, para cada una de ellas, se establecían, los valores a alcanzar para la SNR en los picos principales, la

potencia de la fuente con la que debían ser excitadas (irradiancia<sup>2</sup> entre 0.6 - 1.2 kW/cm<sup>2</sup>) para obtener esos valores de SNR (ver **tabla 5.2-18**)

Sample	Sample reference characteristics			Spectrum acquisition parameters		Requirement
	Relative Raman Efficiency	Fundamenta I Band	Peak width	Acquisition time	Irrandiance on sample KW/cm2	SNR better than
<b>Silicon</b> (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
<b>Cyclohexane</b> (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
<b>Calcite</b> (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
<b>Hematite</b> (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

Tabla 5.2-18 - Muestras de referencia (picos principales)

### 5.2.3.3 Resultados del Modelo Radiométrico de RLS

Los valores inicialmente estimados, una vez adquiridos los elementos correspondientes, conviene ser validados de forma experimental, ya que es la única forma de afinar la definición de la radiometría del sistema. El modelo será tanto más preciso cuanto más fieles sean los valores incluidos, y esto afecta a todos los elementos de la cadena de medida.

Para el desarrollo del modelo y los diferentes estadios de verificación, se consideraron las muestras utilizadas para la definición del requisito de SNR a nivel científico, cuyas eficiencias son bien conocida.

Gracias a disponer del "breadboard" del instrumento, se pudo realizar un ajuste de las principales entradas para el modelo, a través de la medida de las principales características de los elementos que formaban el "breadboard" y la posterior validación experimental (ver validación sección 5.3 del modelo radiométrico). La **tabla 5.2-19** muestra los valores obtenidos con el modelo radiométrico para la predicción del requisito de SNR del sistema.

El modelo implementa un parámetro para simular la posible fluorescencia de las muestras (NF: sin fluorescencia, FBC: mejor caso de fluorescencia y FWC: peor caso de fluorescencia)

<sup>2</sup> El requisito de Irrandiance aun no se había actualizado debido al análisis de muestras en polvo. Es decir, por aquel entonces, aun la operación se realizaba sobre el cilindro.

Muestra	Eficiencia muestra	Posicion del pico		Ancho del pico		Valor estimado de SNR		Tsat(S)	
		cm-1	nm	cm-1	nm	BoL	EoL	BoL	EoL
Calcita	10E-7	1086	564.64	4	0.113	NF: 4414	NF: 3638 (17.6%)	0.0197	0.1159
						FBC: 4414	FBC: 3636 (17.6%)		
						FWC: 2155	FWC: 980 (54.5%)		
Silicio	10E-8	521	547.18	7	0.198	NF: 4414	NF: 3637 (17.6%)	0.2699	1.0605
						FBC: 4404	FBC: 3616 (17.6%)		
						FWC: 659	FWC: 335 (54.5%)		
Hematita	10E-11	405	543.7	15	0.42456	NF: 3533	NF: 1982 (43.9%)	886.96	3484.8
						FBC: 1108	FBC: 574 (48.2%)		
						FWC: 12	FWC: 6 (50.0%)		

Tabla 5.2-19 [Resultados SNR del modelo y estimación del tiempo de saturación BoL y EoL. Características principales de los picos Raman considerados para diferentes muestras. Usando  $\lambda_{exc} = 532.016 \text{ nm}$ ]

#### 5.2.4 VCD de RLS: Verificación por Análisis

La **tabla 5.2-20** muestra el VCD asociado a los resultados obtenidos tras la verificación con los modelos analíticos de RLS realizados sobre el Diseño Preliminar de RLS, en la d-PDR del instrumento. Los requisitos en verde, son los que han sido cumplidos, y mientras que el requisito de masa, no se cumplió, aunque tal y como se ha explicado durante la sección, tras el D-DPR se realizó un plan detallado de reducción de masa para ajustarse a los 2.5 kg del requisito.

VCD				
Modelo	Req. Id	Nombre Requisito	Estado	Comentario
Análisis Térmico	RLS-IOH-THM-1026	TRP iOH	C	
	RLS-IOH-THM-1061	Estabilidad iOH	C	
	RLS-IOH-IF-891.	Consumo iOH	C	
	RLS-SPU-THM-1112	TRPs SPU	C	
	RLS-SPU-ELC-946	Consumo TEC	C	
	RLS-SPU-ELC-1132	Consumo Heater	C	
	RLS-ICEU-THM-1257	TRP ICEU	C	
	RLS-ICEU-THM-1261	Temperatura Laser	C	
	RLS-ICEU-ELC-1008	Consumo ICEU	C	
Análisis Estructural	RLS-ITS-MEC-19450	Prop. Másicas	NC	Plan reduccion de Masa
	RLS-ITS-MEC-19491	Cargas Choque	C	
	RLS-ITS-MEC-19490	Cargas Random;	C	
	RLS-ITS-MEC-19491	Cargas Cuasi-Estáticas	C	
	RLS-ITS-MEC-19489	Cargas Seno	C	
Modelo Radiométrico	RLS-ITS-PRF-19327	SNR	C	

Tabla 5.2-20 [VCD de los resultados obtenidos con los modelos analíticos de RLS]

## 5.3 Verificación Modelo RLS BB

Como se ha explicado en la sección 5.1, el principal objetivo del RLS BB (Bread Board o Prototipo) es llevar a cabo actividades de evaluación del Diseño Preliminar en relación a las prestaciones y funcionalidades de RLS consideradas como críticas en el instrumento RLS, así como conseguir aumentar y desarrollar el nivel tecnología exigido por la ESA hasta TRL5, para apoyar a una evaluación positiva del instrumento en la d-PDR.

Como parte del plan para alcanzar el TLR-5, se solicitó a las unidades de RLS, que cada una desarrollase su propio prototipo para poder verificar en ambiente relevante los requisitos unitarios establecidos y para, posteriormente, ser integrados en el sistema para realizar las pruebas de verificación de los requisitos funcionales y de prestaciones requeridas.

Era necesario asegurar que el Diseño Conceptual propuesto inicialmente funcionaba de manera adecuada a nivel sistema, tras la integración de los prototipos de las unidades, y asegurar que el concepto de operación propuesto era viable. Se realizó una campaña de ensayos con los siguientes tres objetivos:

- Validar las funcionalidades críticas de RLS. Asegurar que toda la cadena de excitación y colección Raman de RLS funcionaba correctamente tras la integración de todas las unidades. Especial atención sobre las funcionalidades:
  - Funcionamiento, secuencia y metodología del autofocus del iOH.
  - Adquisición de espectros con muestras representativas, para comprender el uso y manejo del CCD analizando, entre otras cosas, la influencia del control térmico sobre él;
- Validar las prestaciones científicas de RLS. Asegurar que los valores establecidos en los requisitos eran alcanzables, principalmente los relacionados con la SNR y la resolución espectral;
- Validar el Modelo Radiométrico de RLS (sección 5.2) como herramienta predictiva de las prestaciones del instrumento y de apoyo al desarrollo y verificación del diseño en función de los resultados obtenidos. Para validarlo se adaptó la información de diseño de RLS implementada en el modelo a las características funcionales, del diseño establecido para el prototipo de RLS (el "BreadBoard").

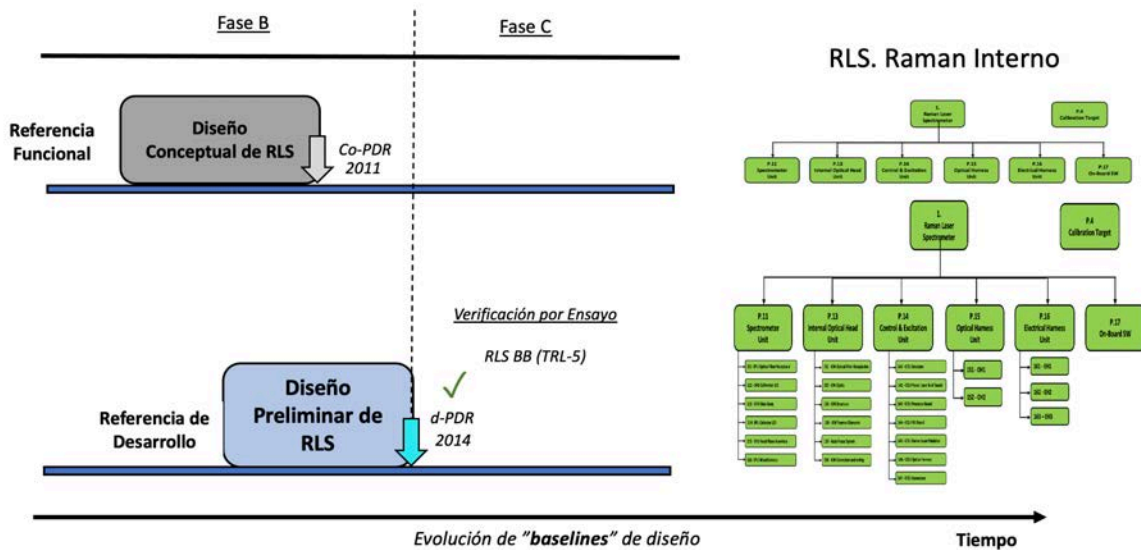


Figura 5.3-1 [Diseño Preliminar aprobado en el RLS d-PDR. Verificado por Ensayo]

Los resultados obtenidos de la ejecución de las actividades propuestas dentro del plan del RLS BB, sirvieron de entrada a las necesidades de ingeniería de sistemas para la definición de los requisitos técnicos impuestos sobre el sistema y sobre todo como del desarrollo y verificación del Diseño Preliminar de RLS.

Los resultados de los ensayos sobre el RLS BB se consideraron verificaciones de las prestaciones científicas del Diseño Preliminar de RLS para el d-PDR de RLS, y permitió afrontar la fase C del instrumento RLS, que incluía la fabricación de modelos físicos, con la garantía de que ese Diseño Preliminar alcanzaba las prestaciones científicas requeridas por el IP y la misión ExoMars.

### 5.3.1 Configuración del Modelo RLS BB

El BB se desarrolló con unos objetivos muy concretos descritos en la sección anterior. Por lo tanto, el RLS BB debía ser sólo representativo del Diseño Preliminar de RLS, en aquellos aspectos relevantes que permitiesen satisfacer dichos objetivos. A continuación, se detallan la configuración del RLS BB:

- **iOH.** El iOH BB era representativo desde el punto de vista óptico y presentaba capacidad de auto-enfoque (AF) con un rango de  $\pm 1$  mm. Para realizar la función de AF, electrónica de control gestionaba la señal de retroalimentación del fotodiodo de AF a través del un prototipo laser "PIIb". La óptica de enfoque sobre la muestra contaba con una apertura numérica de 0.22, lo cual aseguraba una distancia relativa cabezal-muestra similar a la del diseño final.
- **SPU.** El SPU BB era representativo desde el punto de vista óptico (incluyendo la red de difracción holográfica de transmisión), pero con una relación de distancias focales, entre colimador y colector de 1:1, lo que significa un cambio relativo (más volumen y masa) con respecto al diseño actual del sistema (relación de focales del diseño de vuelo: 1:0.7. El rango espectral del SPU BB era de 535 nm a 675 nm.

El SPU BB incluye un CCD con características similares al de vuelo. Se trataba de un dispositivo retro iluminado ("*Back-Illuminated*") cuya área fotosensible era toda ella útil

("Full Frame"), de 2048x2048 píxeles, y con un tamaño de píxel de 15  $\mu\text{m}$ . El tipo de detector era de modo invertido (IMO).<sup>3</sup>.

- **Láser.** El láser era un prototipo, el PIIb, representativo desde un punto de vista funcional, y con un fotodiodo de autofocus y una potencia (de unos 20mW) similares al requisito establecido en el sistema (aunque requeriría validación con el modelo radiométrico).
- **Electrónica.** La electrónica del BB no era representativa del sistema. Estaba formado por una serie de equipo soporte GSE ("*Ground Support Equipment*"), que permitían el control del sistema al completo, pero no estaban optimizados desde el punto de vista del ruido electrónico del sistema. Este hecho, podía considerarse como un peor caso en comparativa con el sistema de vuelo.

---

<sup>3</sup> La selección del detector trabajando en modo invertido o no ("IMO" frente a "NIMO", respectivamente), aún no estaba fijada en el sistema. Los resultados del BB en conjunto y de la validación del Modelo radiométrico en particular, supondrían un impulso para la decisión final.

### 5.3.2 Requisitos del RLS BB

Así pues, tan sólo la electrónica y los diferentes cableados (eléctrico y óptico) eran partes comerciales: los resultados que se obtuvieron eran, por tanto, bastante representativos de la configuración de diseño preliminar del instrumento y se mostraron determinantes para validar las características con las que debían contar los distintos componentes de RLS para garantizar las prestaciones futuras del instrumento.

Para alcanzar los objetivos asociados al RLS BB sobre la verificación de requisitos funcionales, estos se resumen a continuación.

#### 1. Funcionalidad completa del Sistema:

Req. Id. **RLS-ITS-FUN-19300**. Señal Excitación: RLS debe generar la señal de excitación (fuente láser);

Req. Id. **RLS-ITS-FUN-19298**. Funcionalidad de excitación del IOH: El IOH RLS a través de su IOH podrá enfocar la excitación Raman sobre la muestra;

Req. Id. **RLS-ITS-FUN-20245**. Funcionalidad de recepción de IOH: El IOH RLS a través de su IOH podrá recibir la señal Raman proveniente de la muestra y recogerla en la fibra óptica de recepción

Req. Id. **RLS-ITS-FUN-20246**. Funcionalidad de filtrado de IOH: El IOH RLS a través de su IOH deberá poder filtrar la señal Raman sobre el camino de recepción y filtrar la señal laser sobre el de excitación;

Req. Id. **RLS-ITS-FUN-19299**. Funcionalidad de recepción del SPU: El SPU podrá recibir las señales Raman desde la fibra óptica;

Req. Id. **RLS-ITS-FUN-20248**. Funcionalidad de dispersión espectral SPU: El SPU podrá lograr la dispersión espectral de la señal Raman;

Req. Id. **RLS-ITS-FUN-20249** Funcionalidad de adquisición SPU: El SPU proporcionará el CCD para adquirir la señal Raman;

#### 2. Funcionalidad del Autofoco (crítica):

Req. Id. **RLS-ITS-FUN-19314**. Acondicionamiento de la señal de retroalimentación de enfoque automático. El instrumento debe proporcionar la capacidad de desplazamiento de enfoque del cabezal óptico, incluido el acondicionamiento y la adquisición de señales de retroalimentación del laser.

Req. Id. **RLS-ITS-FUN-19336**. Funcionalidad y provisión de enfoque de IOH El instrumento RLS a través de su IOH proporcionará medios para realizar la funcionalidad de enfoque automático de la altura variable (eje z) de la muestra, presentada por el SPDS a través de un mecanismo de enfoque específico

#### 3. Prestaciones científicas del Sistema

Req. Id. **RLS-ITS-PRF-19327**. SNR: El requisito de SNR tal y como esta definido en la sección 5.2.3.2.

Req. Id. **RLS-ITS-PRF-19309**. Resolución Espectral. La resolución espectral Raman debe ser de 6  $\text{cm}^{-1}$  o superior:

- Resolución espectral será  $\leq 6 \text{ cm}^{-1}$  en la región espectral por debajo de  $2000 \text{ cm}^{-1}$ ;



- Resolución espectral será  $\leq 8 \text{ cm}^{-1}$  en la región espectral superior  $\geq 2000 \text{ cm}^{-1}$ ;

### 5.3.3 Resultados del RLS BB

Muchos de los resultados del RLS BB han presentados en forma de artículos y contribuciones a congresos [72].

#### 5.3.3.1 Verificación de la Funcionalidad completa del sistema del RLS BB

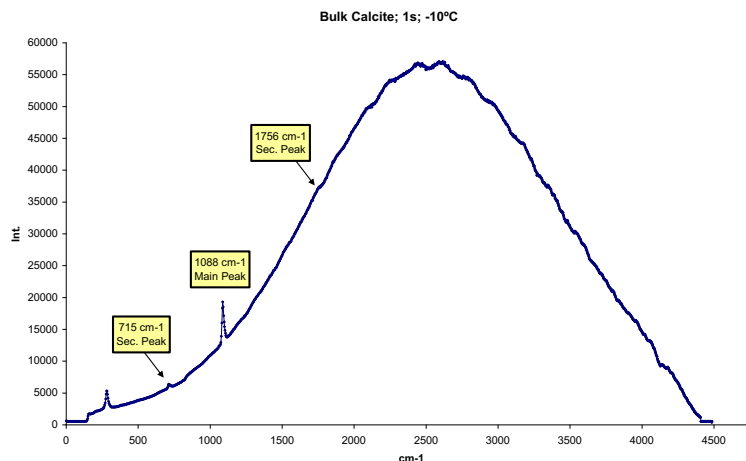
Una de las mejores formas de comprender un sistema es a través de su funcionamiento. El BB permitió, por primera vez, alcanzar la funcionalidad completa de RLS con todas las unidades y elementos integrados, pasando a ser posible analizar y gestionar todos los parámetros operacionales y comprender la influencia que tenían en el sistema. De esta manera, fue posible establecer una secuencia operativa preliminar que considerase los elementos y parámetros principales del sistema.

Considerando que la muestra estaba colocada debajo del cabezal, el primer paso para poder operar el RLS BB era alcanzar las condiciones operativas térmicas necesarias y, para ello, se encendió el control térmico del CCD para comandarlo a  $-10^\circ\text{C}$ . El objetivo de enfriar el detector era reducir el ruido de lectura y, por tanto, mejorar la SNR del sistema BB.

Posteriormente, se encendió el prototipo del láser P11b, estableciendo un tiempo prudencial, entre el encendido y la siguiente operación, para dejar que la emisión de éste se estabilizara en potencia (20 mw) para, a continuación, ejecutar la secuencia de AF. La secuencia de AF aseguraba alcanzar la posición óptima (distancia relativa cabezal-muestra) para comenzar la adquisición (ver resultados siguiente sección).

Una vez que el BB estaba listo para comenzar las tareas de adquisición, había que proceder al ajuste de los parámetros de la adquisición. Los tiempos de adquisición se ajustaba manualmente, tras ajustarlo con la primera adquisición, se buscaba optimizar la señal para mejorar la SNR.

La **figura 5.3-2** muestra un espectro Raman obtenido por el BB completamente integrado, y con todos los parámetros operacionales del sistema ajustados para optimizar los resultados.



*Figura 5.3-2 [Espectro de calcita en bruto con todas las condiciones operativas alcanzadas: Control térmico activado: CCD a -10°C, laser encendido y estable 20mw, el sistema de AF en posición optima y con un tiempo de integración de 1s]*

Con el BB se pudo verificar por primera vez la funcionalidad completa del sistema RLS con todas las unidades integradas.

### 5.3.3.2 Verificación de la Función de AF

Una de las funcionalidades más críticas de RLS es la del autofocus, no sólo por la influencia directa en el correcto funcionamiento y prestaciones de RLS, sino porque dicha funcionalidad estaba distribuida o repartida a través de muchos elementos y componentes del sistema (ver sección 4.3).

El sistema AF debía permitir optimizar la distancia entre la óptica iOH y la muestra, para intentar obtener la mejor SNR en el espectro. El sistema AF envía la luz láser retro-dispersada por la muestra, a lo largo de las diferentes posiciones del bloque óptico de enfoque del iOH (a lo largo del rango de escaneo en el eje vertical), a través de la fibra de excitación, de regreso al diodo AF colocado en el Módulo láser BB (PIIb).

Como primer paso con el BB, era necesario demostrar que la cadena completa del sistema de autofocus, según estaba implementada en el sistema, funcionaba correctamente. Se utilizaron muestras representativas, calcita en roca, lámina de silicio, calcita en polvo y cuarzo en polvo, aquellas consideradas como muestras de referencia durante todas las pruebas de verificación. La muestra se posicionaba manualmente bajo el cabezal (simulando el SPDS) y la altura relativa entre ambos se ajustaba a la distancia necesaria para que el AF pudiera trabajar (su rango era solo de  $\pm 1\text{mm}$ ).

Para optimizar la distancia relativa cabezal-muestra, se escaneó con el sistema de AF sobre el punto de muestra seleccionado. Mientras se escaneaba la muestra, se monitorizaba la señal del fotodiodo de AF para buscar el máximo de señal, a donde el motor era comandado. Desde la posición obtenida, correspondiente a la posición de mejor enfoque, se comandó el mecanismo de enfoque a 15 alturas relativas diferentes, en el rango de  $-210\ \mu\text{m}$  hasta  $+210\ \mu\text{m}$  respecto al mejor foco (posición 0) y, en cada una de esas 15 posiciones, se realizaron 5 adquisiciones de espectros Raman consecutivas.

Estos pasos fueron repetidos 5 veces sobre la misma muestra (para asegurar repetitividad) y sobre 3 puntos más, distintos al original, de la misma muestra (para chequear la fiabilidad) para comprobar la influencia del punto de muestreo sobre los resultados obtenidos.

#### 5.3.3.2.1 Resultados de la funcionalidad del Sistema de AF

A continuación, se muestran los resultados obtenidos asociados a algunas de las muestras representativas anteriormente mencionadas (lámina de Silicio y cuarzo en polvo), resaltando en amarillo los mejores resultados de la SNR (en % absolutas). Como puede observarse, la SNR es mejor en un rango corto (del orden de  $\pm 25\ \mu\text{m}$ ) respecto de la posición de mejor "foco" del sistema (**tabla 5.3-1**).

SILICON SHEET. 521 cm <sup>-1</sup> PEAK				POWDER QUARTZ. 464 cm <sup>-1</sup> PEAK			
DISTANCE [μm]	AVERAGE Rel SNR	AVERAGE Rel Signal	AVERAGE Rel Noise	DISTANCE [μm]	AVERAGE Rel SNR	AVERAGE Rel Signal	AVERAGE Rel Noise
-210	0,17	0,20	0,91	-210	0,48	0,52	0,97
-110	0,39	0,42	0,91	-110	0,69	0,70	0,88
-60	0,66	0,71	0,83	-60	0,82	0,82	0,87
-35	0,83	0,85	0,88	-35	0,84	0,90	0,95
-25	0,86	0,92	0,90	-25	0,88	0,91	0,91
-15	0,90	0,93	0,84	-15	0,88	0,91	0,92
-5	0,88	0,92	0,88	-5	0,90	0,90	0,88
0	0,90	0,95	0,88	0	0,88	0,89	0,89
5	0,92	0,96	0,85	5	0,90	0,90	0,91
15	0,93	0,97	0,88	15	0,90	0,92	0,89
25	0,96	0,96	0,88	25	0,97	0,91	0,82
35	0,88	0,93	0,88	35	0,89	0,93	0,89
60	0,80	0,78	0,79	60	0,81	0,77	0,87
110	0,51	0,50	0,79	110	0,73	0,74	0,89
210	0,20	0,21	0,88	210	0,60	0,62	0,90

Tabla 5.3-1 [Valores de SNR (y señal y ruido), obtenida en el pico del silicio 521 cm<sup>-1</sup> y del cuarzo 464 cm<sup>-1</sup> con respecto a la distancia de la muestra]

La **figura 5.3-3** representa los valores de SNR en los picos señalados de cuarzo en polvo y la lámina de silicio, a lo largo de la distancia relativa cabezal-muestra. Las zonas centrales de la gráfica representan las mejores posiciones de foco.

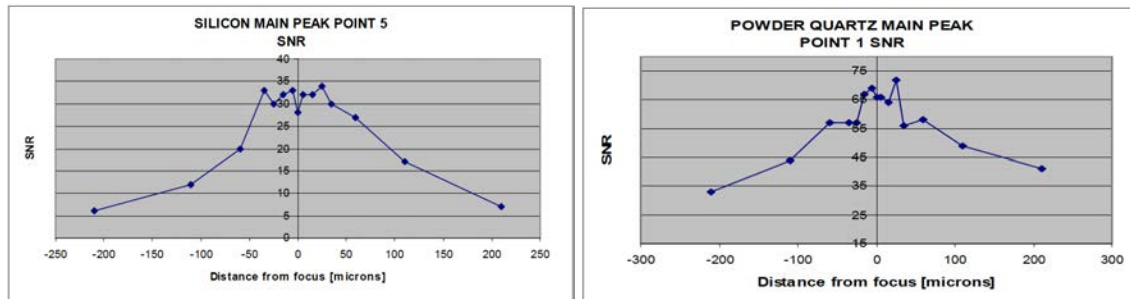


Figura 5.3-3 [Señal de AF obtenida con respecto a la distancia de la muestra Cuarzo y silicio]

Los resultados obtenidos mostraron, en la mayoría de los casos, que los valores de SNR (fundamentalmente por el aumento de señal) aumentan a medida que nos acercamos a la posición de mejor foco, y empiezan a disminuir a medida que nos alejamos de ésta.

Acorde a los resultados mostrados en la tabla 5.3-2 y en la figura 5.3-2, la posición óptima para obtener el espectro Raman puede considerarse un rango de  $\pm 25 \mu\text{m}$  respecto a la posición de mejor foco, alcanzado todos los valores de SNR superiores al 80% del máximo medido.

### 5.3.3.3 Prestaciones Científicas: resolución espectral y SNR

Otro de los objetivos del BB era asegurar que las prestaciones científicas eran alcanzables: es decir, que el diseño (el del BB) establecido era capaz de cumplir con los requisitos proporcionados por sistema. Principalmente se consideraron la resolución espectral y la SNR.

### 5.3.3.3.1 Verificación de la resolución espectral en el BB

El requisito de resolución espectral establecido directamente para el SPU (aunque totalmente aplicable al instrumento completo), se verificó inyectando directamente al SPU la luz proveniente de dos lámparas de calibración (una de Ne y otra de Hg-Ar), con el fin de introducir al sistema unos picos lo más estrechos posibles detectables en el CCD, utilizando la anchura de dichos picos a su altura media - FWHM (*Full Width at Half Maximum*) en  $\text{cm}^{-1}$  como medida de la bondad de la resolución espectral

La **figura 5.3-4** muestra los resultados de la verificación de la resolución espectral en el BB tal y como acaba de indicarse. Esta prueba se realizó a varias temperaturas dentro del rango operativo. Como puede observarse, tanto a longitudes de onda cortas como a largas, es requisito parecía no poderse satisfacer, o estar muy al límite (rango de 650 a 670 nm), mientras que sí se satisfacía para longitudes de onda pertenecientes a la mitad del rango espectral de interés.

Dado que este comportamiento era parcialmente no esperado, se decidió explorar la razón del mismo, concluyéndose, en primera aproximación, que podía ser debido a una inclinación del plano focal respecto a su zona central: esto justificaría que la zona central del CCD estuviera mejor enfocada que los extremos, lo que se traduce en una mejor resolución espectral en esa zona en comparación con los extremos del rango.

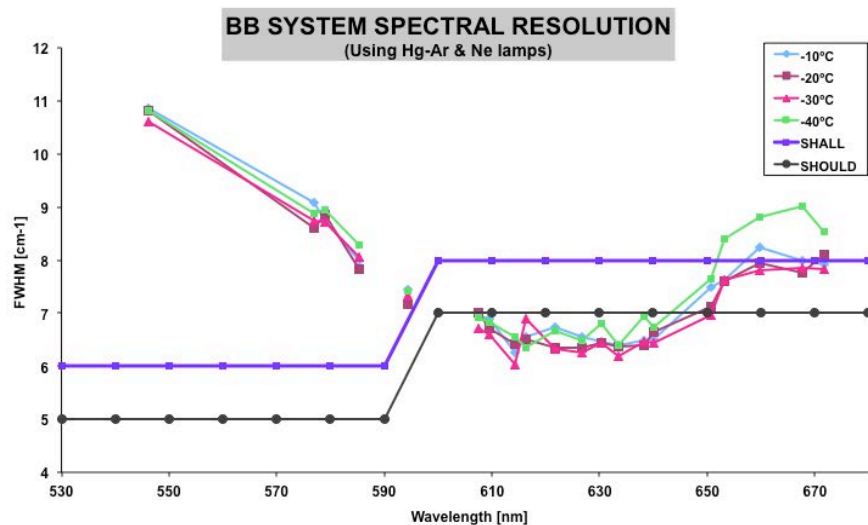


Figura 5.3-4 [Resultados de Resolución espectral en el RLS BB en todo el rango de frecuencias]

### 5.3.3.3.2 Verificación de la SNR en el BB

El requisito de SNR se definió para una serie de muestras de referencia, o muestras patrón, cuyas respuestas o eficiencias Raman eran bien conocidas.

A pesar de que la potencia del láser era de 20mW, algo por debajo del rango del requisito inicial, el RLS BB resultaba totalmente adecuado para verificar el requisito de SNR dado que todos los parámetros asociados al diseño del equipo estaban en línea con lo especificado. De hecho, los requisitos de SNR con respecto a los picos principales se pudieron verificar, ya que alcanzaban valores muy aproximados a lo exigido y los picos secundarios eran observables con claridad (ver **figura 5.3-5**), incluso en este escenario ligeramente desfavorable debido a la menor potencia del láser.

- SNR pico 815 cm<sup>-1</sup> ciclohexano (1s, -10°C): 100;
- SNR pico 1086 cm<sup>-1</sup> calcita bruto (1s, -10°C): 250;

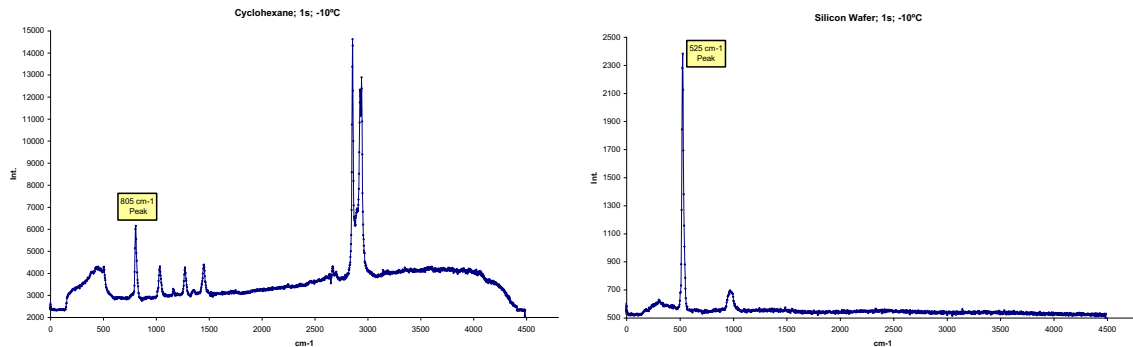


Figura 5.3-5 [Resultados de SNR de Ciclohexano y del Silicio ambos a -10°C. Ambos espectros a -10°C y tiempos de adquisición de 1s]

#### 5.3.3.4 Validación del Modelo radiométrico con el RLS BB

A fin de poder realizar una validación del modelo radiométrico con el BB (e incluir las modificaciones del mismo que fueran necesarias para que se ajustara mejor al comportamiento del instrumento), se realizó una adaptación de dicho modelo a la configuración del BB, utilizando como entradas los valores de los elementos (unidades) que éste utilizaba (intensidad del láser, pérdidas por acoplamiento de las fibras ópticas, transmitancia de los componentes ópticos, etc.).

La idea era ajustar el modelo para que fuera más fiel en cuanto a los valores de señal y de ruido que se obtenían experimentalmente para, después, hacer el cálculo de la SNR de manera teórica, con el modelo (y tras el ajuste que acaba de mencionarse, con un gran acuerdo entre lo simulado con el modelo radiométrico y lo obtenido experimentalmente), y poder estimar la evolución de los valores de SNR alcanzables con el RLS en cualquier momento de su ciclo de vida, permitiendo la monitorización de la evolución del sistema en base a la parametrización de las principales características asociadas a los componentes de RLS.

##### 5.3.3.4.1 Ajuste de la señal

Utilizando una lámpara de calibración de Ne, se realizaron algunas comprobaciones en el BB para validar la señal predicha por el modelo radiométrico.

Se midió la potencia a la entrada de la SPU (entre 60 y 120 pW), y las cuentas resultantes en el CCD (comandado a -10°C) para el pico más brillante de la lámpara.

En cuanto a los valores de la señal, y prestando atención a la relación entre los valores pronosticados y medidos, no se encontraron discrepancias realmente importantes, incluso para entradas de potencia más bajas (donde es más difícil realizar mediciones de potencia precisas), de manera que el ratio entre valores predichos y valores obtenidos permitieron establecer que ambos se encontraban siempre en el mismo orden de magnitud, como se puede observar en la **figura 5.3-6**. En base a estos resultados, no fue necesario más que hacer una pequeña modificación en la parametrización de las pérdidas por acoplamientos de las fibras inicialmente estimadas para adecuar el modelo a los valores experimentales obtenidos con el equipo ya integrado.

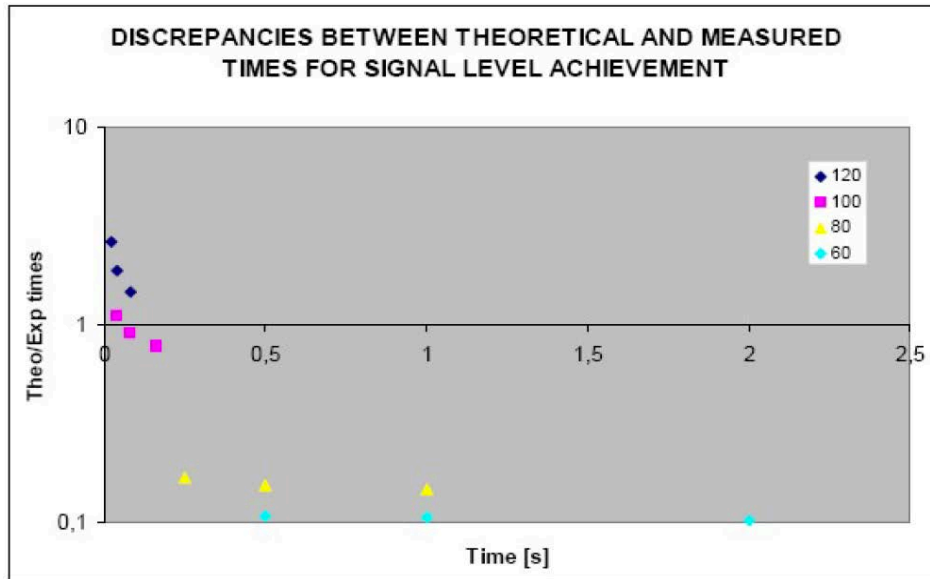


Figura 5.3-6 [Relación de tiempos teóricos/experimentales para el alcanzar el nivel de señal. En el cuadro de la derecha se encuentran los diferentes niveles de luz de entrada (en pW)]

#### 5.3.3.4.2 Ajustar el nivel de ruido en el Sistema

También se realizaron medidas de ruido con el sistema completo, para afinar el ajuste entre el modelo y el comportamiento real de RLS; es decir, se reemplazó la lámpara de calibración de Ne por una muestra real, y se excitó a través del cabezal con el láser de 532nm, obteniéndose también a través del cabezal su traza Raman. Esto se hizo con el CCD trabajando a diferentes temperaturas. En todos los casos, los valores teóricos esperados resultaron ser bastante similares a los valores medidos (correspondientes a los niveles de ruido en los píxeles activos), aunque este acuerdo era peor cuanto mayor eran los tiempos de exposición (y, por tanto, más difícil es la determinación del ruido al estar el BB en un laboratorio sin demasiado control sobre el ruido electromagnético ambiente ni sobre el control de la propia etapa de detección del instrumento). Además, cuanto más se acercaba la temperatura del detector a la temperatura ambiente, de nuevo, más complicada resulta la determinación del ruido por no tener el detector trabajando a su temperatura óptima de funcionamiento, y la expresión que determina su corriente de oscuridad no se ajusta de manera fiel, como se puede observar en la **figura 5.3-7**.

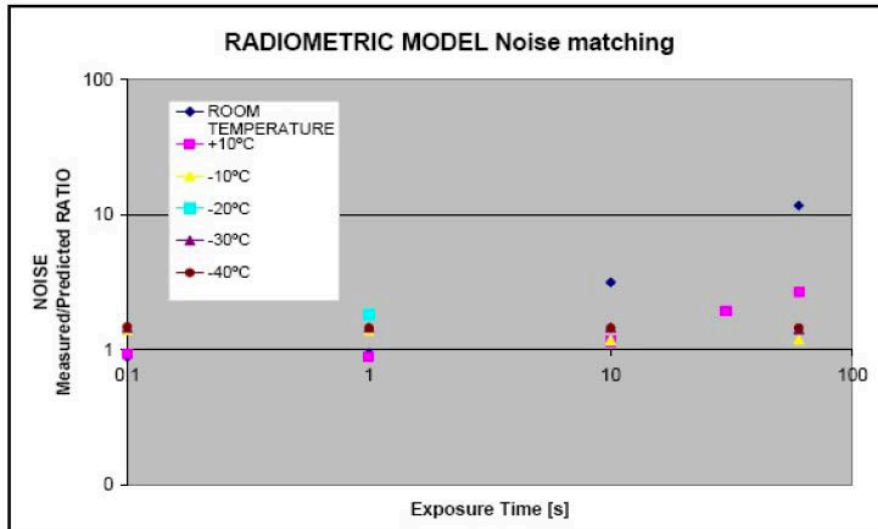


Figura 5.3-7 [Relación teórico/Experimental para el ajuste del nivel de ruido. Cuadro de la izquierda: diferentes CCD de trabajo T]

Así pues, puede concluirse que el Modelo Radiométrico de RLS ha sido validado parcialmente (comenzando en la entrada de la SPU y usando una lámpara de calibración de Ne, aunque también se analizaron muestras reales) de manera experimental con el fin de modificarlo para que se ajustara mejor al comportamiento real del instrumento.

El objetivo final de esta verificación era comprobar que el Diseño Preliminar del instrumento (realizado con las especificaciones técnicas proporcionadas por la ingeniería de sistemas) era capaz de satisfacer las especificaciones científicas del Sistema y, así, asegurar el desempeño adecuado del Instrumento desde el punto de vista científico. Esta verificación, llevada a cabo usando el BB, permitió extraer como principales conclusiones las siguientes:

- Las predicciones de señal y ruido de la herramienta RM son bastante aceptables. Los valores calculados teóricamente y obtenidos experimentalmente a nivel de BB están en el mismo orden de magnitud;
- El bucle de validación RM se ha cerrado desde la entrada de la SPU hasta la etapa de detección (en el caso de la señal; para ruidos, se ha validado todo el sistema).
- Para poder caracterizar el sistema completo, es decir incluyendo la influencia de la muestra, se requiere realizar ensayos con muestras bien caracterizadas en términos de eficiencia de emisión Raman y dinámica de evolución de fluorescencia.

### 5.3.4 VCD de RLS: Verificación del BB

La **tabla 5.2-2** muestra el VCD asociado a los resultados obtenidos tras la validación con el RLS BB de RLS realizados sobre el Diseño Preliminar de RLS.

Todos los objetivos parciales identificados al comienzo de la sección se alcanzaron con el RLS BB.



VCD				
Análisis	Req. Id	Nombre Requisito	Estado	Comentario
Funcionalidad Sistema	RLS-ITS-FUN-19300.	Señal Excitación	C	
	RLS-ITS-FUN-19298.	Funcionalidad de excitación del IOH:	C	
	RLS-ITS-FUN-20245.	Funcionalidad de recepción de IOH:	C	
	RLS-ITS-FUN-20246.	Funcionalidad de filtrado de IOH:	C	
	RLS-ITS-FUN-19299.	Funcionalidad de recepción del SPU:	C	
	RLS-ITS-FUN-20248.	Funcionalidad de dispersión espectral SPU:	C	
	RLS-ITS-FUN-20249	Funcionalidad de adquisición SPU:	C	
Funcionalidad Autofoco	RLS-ITS-FUN-19314.	Acondicionamiento de la señal de retroalimentación de enfoque automático.	C	
	RLS-ITS-FUN-19336.	Funcionalidad y provisión de enfoque de IOH	C	
Prestaciones científicas	RLS-ITS-PRF-19327	SNR	C	
	RLS-ITS-PRF-19309.	Resolución Espectral.	PC	Estudiar impacto en diseño preliminar

Tabla 5.3-2 [VCD del RLS BB]

## 5.4 Verificación del Modelo RLS STM

Tras la iteración asociada a la necesidad de reducción de masa del instrumento sobre los modelos analíticos, que condujo a un Diseño Preliminar un poco más desarrollado, que el alcanzado tras el D-PDR de RLS, el RLS STM fue fabricado y verificado mediante ensayos.

La verificación por ensayo consiste en medir las prestaciones y funcionalidades de un producto, bajo los diferentes ambientes representativos de forma simulada, adecuado para verificar los requisitos.

EL RLS STM, es el modelo completamente representativo del diseño estructural y térmico de RLS, y tiene su propósito verificar de el diseño térmico y mecánico con respecto a los requisitos de RLS, de forma que se puedan validar los modelos analíticos estructural y térmico de RLS, demostrando que el diseño implementado es el correcto.

Este hecho permite predecir el comportamiento térmico y mecánico en RLS de forma fiable y en caso de surgiese algún contratiempo o cambio de requisito, corregir sus desviaciones con respecto al comportamiento real necesario para el instrumento.

A este modelo se le sometió a pruebas estructurales de carga estática, vibración sinusoidal y random y choque (mecánicas); así como a las pruebas de ciclado térmico.

El STM también se utiliza para la verificación de los presupuestos de masa y potencia del Sistema RLS. Validando de esta forma también estos aspectos de la modelización mecánica y térmica; y dando mayor fiabilidad a las estimaciones de Centro de Gravedad y Momentos de Inercia.

El flujo de actividades de verificación del STM comienza desde el nivel unidad donde se realizarán los ensayos ambientales térmicos y mecánicos. Como referencia para la verificación del RLS STM, se usarán los requisitos técnicos y especificaciones de RLS definidos en la sección 4.3. Es necesario recordar que en estos requisitos incluidos en las especificaciones de RLS, está ya implementado el margen (Q), que garantiza poder absorber todo tipo de incertidumbres en el diseño, la fabricación, la integración y la verificación de los requisitos.

Una vez verificadas las características termo-mecánicas de las unidades, estas se entregaban a Sistema para su integración y la realización de las verificaciones funcionales, principalmente de consumos de potencia del STM, para simular el comportamiento funcional y operativo en términos de potencia disipada, necesarios para la verificación de los requisitos e interfaces térmicas con el ALD.

El RLS STM se entregó a la ESA (TAS-I) en marzo del 2015 (ver **figura 5.4 -1**)

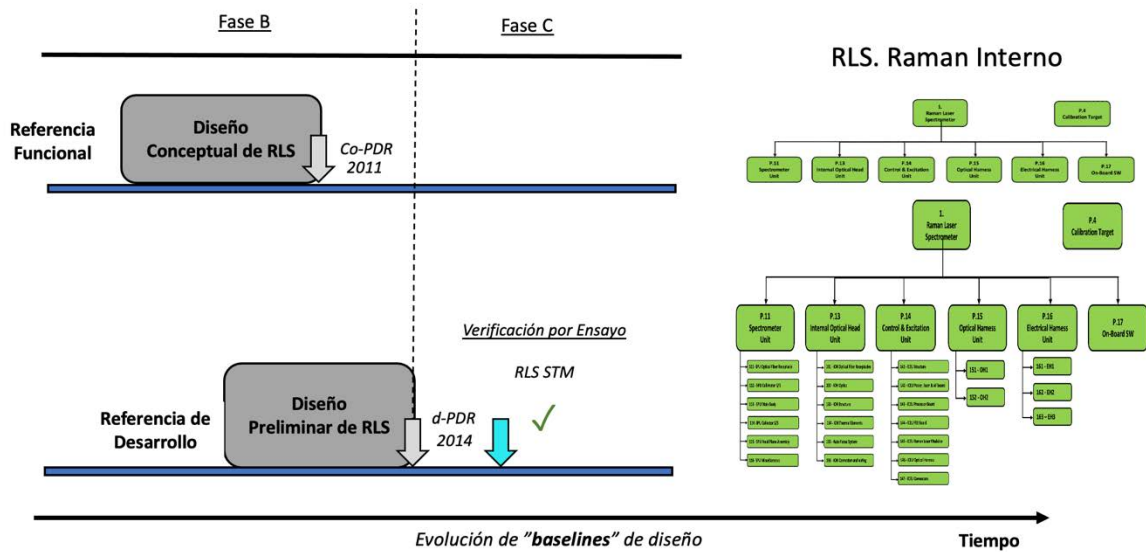


Figura 5.4-1 [Diseño Preliminar Estructural y Térmico verificado por ensayo con el RLS STM]

### 5.4.1 Configuración del RLS STM

El STM es el resultado del Diseño Preliminar alcanzado tras el d-PDR, más las iteraciones de diseño realizadas surgidas ante las necesidades lógicas del inicio de la fase C (i.e reducción de masa) para alcanzar un diseño aun más maduro.

El RLS STM es completamente representativo desde el punto de vista de las propiedades físicas y estructurales (masa, dimensiones, CoG, Mol, IFs mecánicas, etc.), de la configuración mecánica y de las características de las IFs térmicas en cuanto a la disipación de potencia y características termoplásticas. Todas las partes no críticas del STM desde el punto de vista estructural utilizan "dummies"<sup>4</sup>.

En particular, el STM tiene que ser representativo térmicamente en lo referente a las propiedades termo-ópticas, la capacidad calorífica específica, la conductividad térmica y la disipación de calor. Por lo tanto, el STM contaba con "calentadores" en aquellos elementos disipativos del sistema que permitan replicar los modos de operación representativos de vuelo (Caliente, Frio y modo crucero):

#### ICEU

- La DC / DC (Power board) requiere del montaje de 6 calentadores para simular la potencia disipada por el laser, el TEM y las pérdidas del calor durante la conversión DC / DC;
- La tarjeta procesadora monta 4 calentadores para simular la disipación de la FPGA y el resto de componentes digitales y simular la disipación del controlador del actuador;

<sup>4</sup> Son 'dummies' los componentes que no tienen funciones térmicas o mecánicas y se sustituyen por piezas fabricadas que simulan el comportamiento de dichos componentes en cuanto a las propiedades másicas/térmicas, y conseguir así un modelo representativo en términos estructural y térmico.

- La tarjeta FEE monta 1 calentador que se utiliza para simular el consumo de la FEE;

### **SPU**

- La SPU monta 1 calentador para simular la disipación de potencia de los elementos activos: CCD, TEC y calentador del SPU. Se incluye un sensor térmico en la SPU para poder controlar las transiciones de modo:
  - Modo 1 - Caso caliente: se activa el "heater" del CCD;
  - Modo 2 - Caso frío:
  - Modo 3: peor caso frío, si la temperatura en el sensor es inferior a -40°C.

### **iOH**

- El IOH monta un calentador para simular el motor del actuador de AF.

El OH es un cableado "dummy" sin funcionalidad y el cableado eléctrico conecta las unidades de RLS para alimentar los heaters implementados y por lo tanto conectar los componentes del instrumento que necesitan esa energía eléctrica.

## **5.4.2 Requisitos del RLS STM**

### **5.4.2.1 Requisitos térmicos RLS STM**

Las especificaciones de RLS, implementan un elevado número de requisitos estructurales y térmicos aplicables al instrumento y unidades. Al igual que en el resto de los modelos de RLS, en esta sección sólo se muestra una parte ínfima de los requisitos aplicables al RLS STM, pero se incluyen los más relevantes y representativos para reflejar el proceso y resultados de verificación sobre el RLS STM.

Los requisitos principales requisitos térmicos de RLS STM, son los mismos que se utilizaron con para el análisis térmico de RLS de la sección 5.2.

Límites de temperaturas de todas las unidades se incluyen en la **tabla 5.4-1**.

Req. ID. **RLS-IOH-THM-1026**. TRP iOH, Rep Id. **RLS-SPU-THM-1112**. TRPs SPU y Re. ID. **RLS-ICEU-THM-1257**. TRP ICEU:

Unidad	Min. Non op. "Q" (°C)	Min. Op "Q" (°C)	Max. Op "Q" (°C)	Max. Non op "Q" (°C)
TRP1 (ICEU)	-60	-50	40	70
TRP2 (SPU)	-60	-50	10	70
TRP3 (IOH)	-60	-55	10	70
TRP4 (SPU)	-60	-50	16	70

Tabla 5.4-1 [Temperatura TRPs de todas las unidades de RLS]

### Requisitos del iOH.

- Req. Id. **RLS-IOH-THM-1061**. Estabilidad iOH: La estabilidad térmica deseable, mejor que  $\pm 2^\circ\text{C}$  durante el proceso completo de adquisición de un punto (20 min).
- Req. Id. **RLS-IOH-IF-891**. Consumo iOH: 1W de disipación térmica (30 s).

#### Requisitos del SPU.

- Req. Id. **RLS-SPU-ELC-946**. Consumo TEC: El consumo del TEC estaba limitado a 3W de carga máxima para el peor caso caliente;
- Req. Id. **RLS-SPU-ELC-1132**. Consumo del calentado "Heater". El consumo del Heater estaba limitado 1.5W, para el peor caso frio.

#### Requisitos del ICEU

- Req. Id. **RLS-ICEU-ELC-1008**. Consumo ICEU: Los elementos disipativos de la ICEU se detallan en la **tabla 5.4-2**.

Elemento ICEU	Calentamiento (W)	Operacional (W)
Tarjeta potencia	5.1	6.4
Tarjeta procesadora	4.7	5
Tarjeta FEE	3.5	3.5
Laser	0	4
TEM	3	6
Total	16.3	24.9

Tabla 5.4-2 [Potencia TRP del RLS ICEU]

#### 5.4.2.2 Requisitos Estructurales del RLS STM

Los requisitos para la verificación mecánica, son los mismos que para los verificados en los análisis térmicos (ver **tabla 5.4-3**)

Requisitos propiedades másicas:

- Req. ID. **RLS-ITS-MEC-19450**. Propiedades Másicas. Las dimensiones, masa, CoG y Mol de la las Unidades de RLS estaban declaradas en los MICDs ("Mechanical ICDs). La masa total de RLS no puede exceder de 2.5 Kg;

Requisitos cargas estáticas y dinámicas (se encuentran en la figura xxx)

- Req. Id **RLS-ITS-MEC-19491**. Cargas Choque;
- Req. Id **RLS-ITS-MEC-19490**. Cargas Random;
- Req. Id **RLS-ITS-MEC-19491**. Cargas Cuasi-Estáticas;
- Req. Id **RLS-ITS-MEC-19489**. Cargas Seno;

Shock Level	
Freq. [Hz]	SRS q= 10 Level
190	25
2000	1500
10000	1500

Frequency	In Plane	Out of Plane
[Hz]	[g <sup>2</sup> /Hz]	[g <sup>2</sup> /Hz]
20 - 40	+6 dB/oct	+6 dB/oct
40 - 450	0.16	0.16
450 - 2000	-6 dB/oct	-6 dB/oct
Overall	11.00 grms	11.00 grms

RLS	Volume		
	X	Y	Z
SPU	20	20	25
ICEU	20	20	25
IOH	20	20	25

RLS Instrument in plane		RLS Instrument Out plane	
Freq. [Hz]	Level [g]	Freq. [Hz]	Level [g]
5	1	5	1
30	20	30	25
100	20	100	25

Tabla 5.4-3 - Cargas Mecánicas RLS aplicables para los modelos estructurales

### 5.4.3 Resultados del RLS STM

#### 5.4.3.1 Resultados Verificación Mecánica STM

##### 5.4.3.1.1 Propiedades másicas del STM

Los resultados obtenidos durante los ensayos de propiedades másicas fueron los esperados. La masa obtenida tras la suma de pesar todas las unidades (ver **tabla 5.4-4**) resultó muy por debajo del requisito. Como se desprende de los resultados obtenidos durante la verificación másica, los esfuerzos realizados por los responsables técnicos y diseñadores tras el DPR siguiendo el plan diseñado para la reducción de masa, tuvo como resultado el cumplimiento del correspondiente requisito ya en el RLS STM.

RLS STM Mass		Basic Mass (w/o cont.)	Measured Value
11	Spectrometer Unit (SPU)	853.00	844.00
13	Internal Optical Head (IOH)	209.15	236.00
14	ICEU	1075.50	1043.65
15	Optical Harness (OH)	7.50	9.00
16	Electrical Harness (EH)	175.86	172.60
4	Calibration Target	4.00	3.66
<b>Total mass</b>		<b>2,325.01</b>	<b>2,305.25</b>

Tabla 5.4-4: [Determinación de centro de gravedad (izqda.) y un momento de inercia (dcha.) del SPU]

Además, los modelos estructurales se validaron gracias a los resultados obtenidos, lo que permitió que, para los siguientes modelos fabricados de RLS (EQM, FM y FM), el CoG y el Mol pudieran verificarse por similitud (ver **figura 5.4-2** ensayo de propiedades másicas).



*Figura 5.4-2 [Determinación de momento de inercia del iOH (izqda.) y un momento de inercia (dcha.) del SPU]*

#### **5.4.3.1.2 Propiedades mecánicas del STM**

Tal y como hemos dicho a las unidades de RLS, se les sometió a ensayos de vibración de bajo seno, para verificación de las frecuencias modales y ensayos cuasi-estáticos, seno, random y de choque para comprobar el comportamiento del diseño estructural frente a los requisitos

Se realizaron pruebas funcionales, antes y después de cada prueba de vibración y de choque que demostraron que las unidades no habían sufrido daños durante los ensayos. (ver **figura 5.4-3** ensayo seno ICEU).



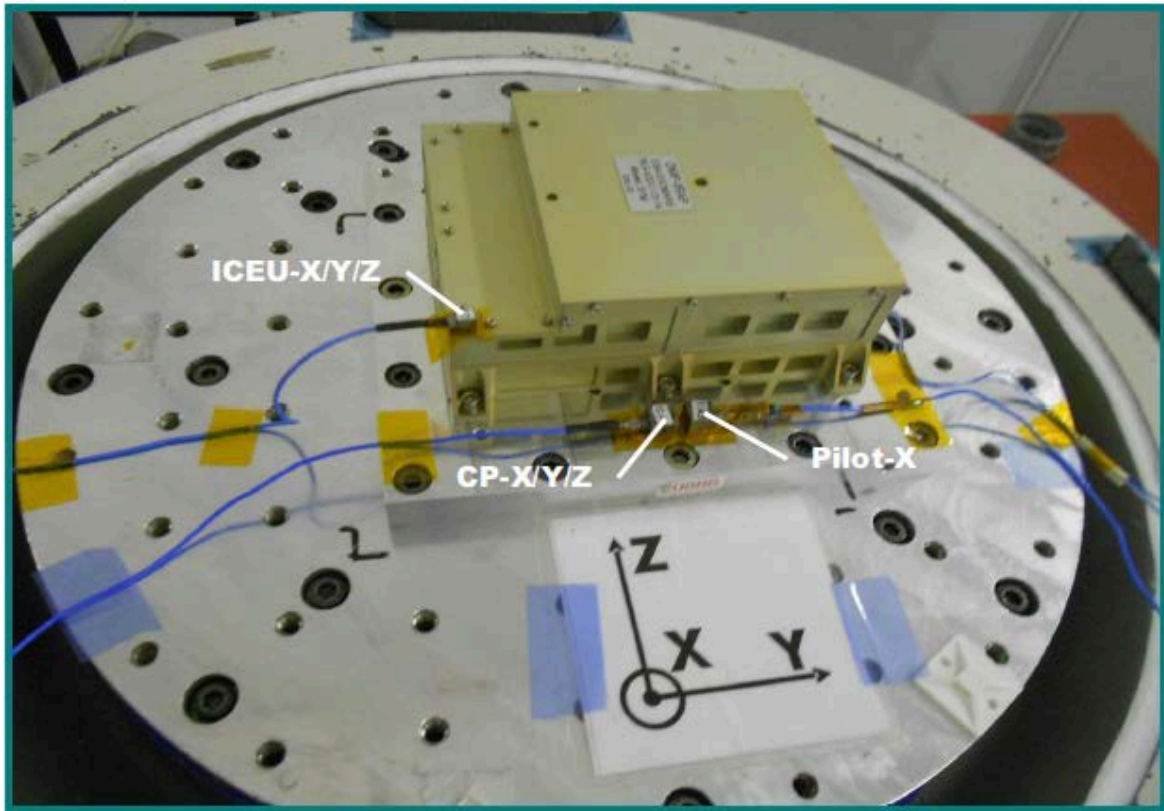


Figura 5.4-3 [Ensayo de vibración Seno realizado con la ICEU STM]

Desde el punto de vista mecánico, el diseño de las unidades STM pudo soportar las cargas especificadas, quedando validada la estructura y demostrándose que las unidades eran compatibles con los niveles mecánicos especificados.

Los resultados obtenidos durante los ensayos, se compararon con los análisis estructurales de cada una de las unidades, para realizar la correlación oportuna con los modelos. La comparativa de las frecuencias propias de las unidades se muestra a continuación:

- En la ICEU, el primer modo que fue predicho por el análisis en la FEE a 332Hz y era responsable del modo global de 484Hz que ahora ha desaparecido. Esto se debe a una modificación que se realizó en el diseño, en la interfaz de la placa FEE;
- En el iOH la frecuencia predicha de 997Hz aparece en 987Hz y la predicción de 1753 Hz aparece en 1710.
- La primera frecuencia predicha en el análisis del SPU estaba en 328 Hz y acorde a los resultados de los ensayos, esta aparece a 387 Hz. Esto puede ser debido a las diferencias entre PDR FM y un diseño STM más maduro como se comentó antes.

No se observaron anomalías significativas en el RLS STM, por lo tanto, los diseños estructurales presentes en las unidades del STM se pueden interpretar como verificados y se podrán utilizar como diseños de referencia, para el siguiente modelo a ensayar, el modelo RLS EQM.

### 5.4.3.2 Resultados Verificación Térmica STM

Las unidades fueron sometidas a pruebas de ciclado térmico, para comprobar que sobreviven a las condiciones extremas que se van a encontrar en su vida operativa y no operativa.

Durante el ensayo, se lleva al equipo a condiciones no operativas y operativas extremas (requisito 5.4.2.1). En las operativas se realizan comprobaciones funcionales y de prestaciones. El objetivo de este ensayo es someter a las unidades a esfuerzos térmicos de forma que los elementos que sean susceptibles de problemas térmicos y expansión diferencial puedan ser detectados y corregidos.

El número de ciclos establecidos por la ESA (8 ciclos) suficientemente representativo como para comprobar un comportamiento repetitivo de las unidades en esas condiciones. Durante el ensayo, las rampas de subida y bajada fueron controladas para no sobrepasar los requisitos establecidos de gradientes máximos (ver requisitos en sección 5.4.1).

Un gran número de sensores de temperatura externos fueron usados para registrar las temperaturas de las unidades (ver **figura 5.4-4**), con el objetivo de:

- Obtener un mapa de temperatura de las unidades para cada caso (frio y caliente) y, así, poder validar los modelos térmicos y poder predecir el comportamiento térmico de los siguientes modelos;
- Controlar la evolución térmica de las unidades (estacionario y transitorio) para cada caso y poder activar los calentadores durante los ensayos funcionales cuando las temperaturas alcanzadas eran las operativas, según el modo de funcionamiento del sistema.

Se realizaron varias pruebas funcionales antes, durante y después de la prueba térmica. El objetivo de estas pruebas funcionales era demostrar que las unidades no habían sufrido daños durante la prueba, y comprobar que el consumo de energía de cada unidad se mantenía durante el rango operativo solicitado. Se pudo observar que las unidades de RLS no sufrieron ningún daño y mantuvieron su funcionalidad correctamente durante los ensayos, incluidos los consumos, alcanzándose los objetivos establecidos.

Al realizar la validación de los modelos térmicos, se identificaron desviaciones entre el modelo y los resultados del ensayo en relación a la distribución de temperaturas alcanzadas en las unidades del sistema; no obstante, y pese a ser necesario un reajuste del modelo térmico, los valores seguían ajustándose a las especificaciones.

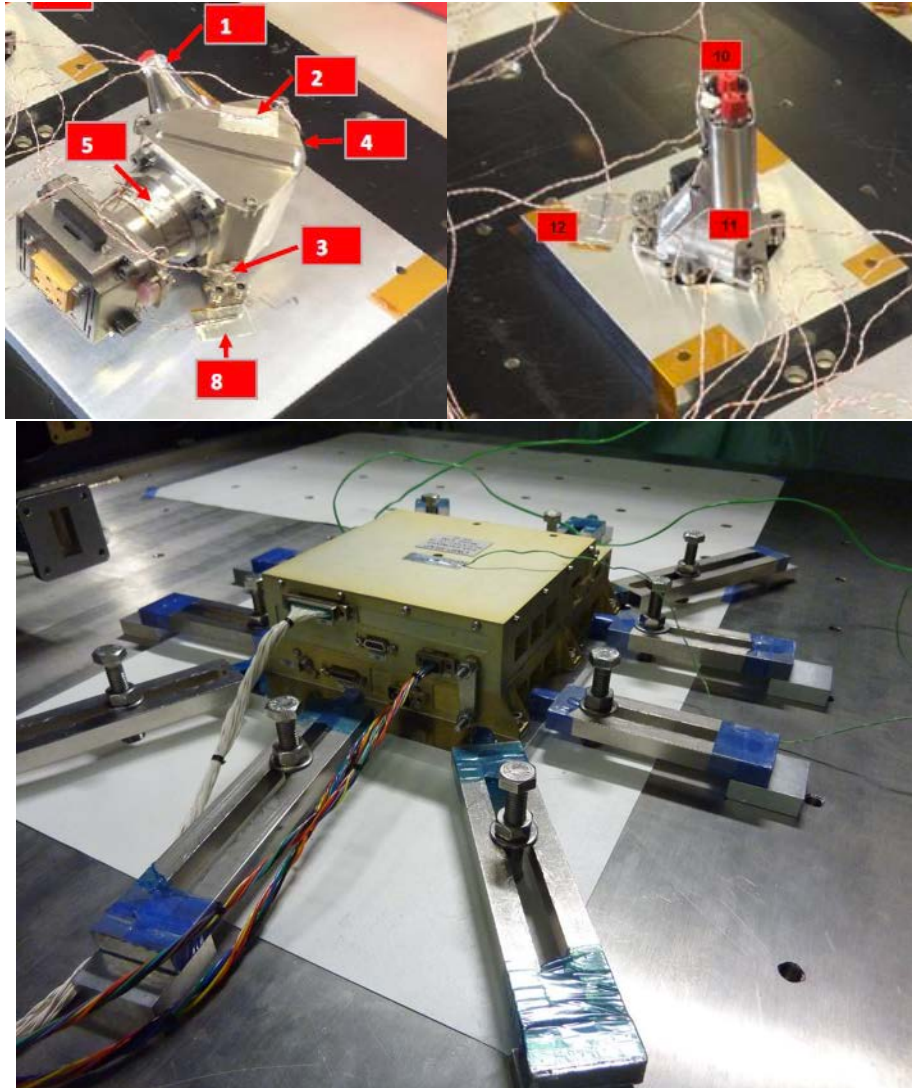


Figura 5.4-4 [Unidades de RLS antes de los ensayos ambientales térmicos]

### 5.4.3.3 Resultados Verificaciones Operacionales con el RLS STM (Sistema)

A nivel sistema se realizaron los ensayos funcionales a temperatura ambiente, para asegurar el consumo del instrumento integrado y con los cambios de modos establecidos. El objetivo de esta funcionalidad a nivel sistema, era proporcionar a TAS-i y diseño térmico suficientemente representativo, como para poder verificar requisitos térmicos de IF del ALD y el diseño al completo. Recordemos con los modelos unitarios de RLS, son integrados a nivel ALD, para verificar el comportamiento del sistema completo.

Esta sección tiene como objetivo proporcionar una breve descripción de los modos de operación del instrumento RLS STM y los resultados de los ensayos ambientales térmicos en función de estos modos.

Las funciones de RLS, a nivel STM, se podían controlar a través del instrumento RLS, o del ALD y o de un EGSE ("Electrical Ground Support Equipment") desarrollado para tal fin. El EGSE utilizado se conectaba al RLS STM a través de dos conectores de IF representativos del modelo

de vuelo (J01 y J02). Estos dos conectores se utilizan para alimentar a los calentadores del RLS STM y ejecutar las transiciones entre modos y, en cada estado, se encargarán de activar (o desactivar) los diferentes elementos HW del RLS STM.

Para simplificar la operación, sólo se previeron cuatro modos operativos dentro del RLS STM.

Los “calentadores” implementados en el STM permitían replicar los modos de operación representativos de vuelo para los modos del sistema caliente, frío y modo crucero, proporcionando un consumo en el STM acorde a los consumos “reales” del sistema RLS. Los presupuestos asociados a esta potencia son desarrollados desde la ingeniería de sistemas, para el STM de RLS asumen las siguientes asumpciones.

- Obtener un consumo de potencia asociado a comandar la temperatura del TEC fijada en  $-10^{\circ}\text{C}$  (temperatura nominal de trabajo para el CCD);
- Obtener un consumo de potencia, asociado a comandar la temperatura del TEM laser fijada en  $20^{\circ}\text{C}$  (temperatura nominal de trabajo para el láser);
- Obtener un consumo de potencia asociado a usar el “calentador” del SPU, que se encenderá solo si la temperatura en el SPU desciende por debajo de  $-40^{\circ}\text{C}$  (peor caso frío);
- Un sensor térmico incluido en el SPU se utiliza para controlar la transición de modos.

#### 5.4.3.3.1 Distribución de energía según los modos:

Las siguientes tablas incluyen los valores de la disipación de potencia máxima de RLS obtenidas en cada modo operativo del STM durante los ensayos funcionales realizados con este modelo. Todos los valores están dentro del rango especificado (ver requisitos de disipación térmica en sección 5.4.1).

**Modo 1 - Caso caliente:** En el modo caliente se considera que tanto SPU como iOH están a  $10^{\circ}\text{C}$ , y la ICEU a  $40^{\circ}\text{C}$ . Este caso simula que los elementos de RLS TEC y el TEM están encendidos (ver **tabla 5.4-5**). La ICEU siempre esta encendida, en todos los modos.

Hot case		
	Heater Name	Max Dissipated Power (W)
	<b>SPU</b>	
	SPU CCD / TEC / Heater	25,92
	<b>IOH</b>	
	iOH Actuator Heater	27,8
	<b>ICEU</b>	
	ICEU_PWR	27,5
	Laser Heater	15
	TEM_PWR	3,26
	<b>Total Hot with 20% margin</b>	<b>36,37</b>

Tabla 5.4-5 [Disipación de potencia máxima de RLS STM - caso caliente]

**Modo 2 - Caso frío:** El ambiente térmico para el caso frío esta definido para unas temperaturas con SPU e ICEU a  $-50^{\circ}\text{C}$  y el iOH a  $-55^{\circ}\text{C}$ . Para este sólo el TEM y la electrónica de la ICEU están encendidos (ver **tabla 5.4-6**).

Cold case			
	Heater Name	Voltage (A)	Max Dissipated Power (W)
<b>SPU</b>			
	SPU CCD / TEC / Heater	8,49	0,36
<b>IOH</b>			
	iOH Actuator Heater	27,8	1,25
<b>ICEU</b>			
	ICEU_PWR	31	31,78
	Laser_Heater	15	
	TEM_PWR	-3,2	
<b>Total Cold with 20% margin</b>			<b>33,39</b>

Tabla 5.4-6 [Disipación de potencia máxima de RLS STM - caso frío]

**Modo 3 - Peor caso frío.** Si la temperatura en el sensor térmico del SPU es inferior a  $-40^{\circ}\text{C}$ , es necesario activar el calentador del SPU, por lo tanto, este modo es igual que el anterior más el consumo de los calentadores del SPU (ver **tabla 5.4-7**).

Cold worst case (SPU heater On)			
	Heater Name	Voltage (A)	Max Dissipated Power (W)
<b>SPU</b>			
	SPU CCD / TEC / Heater	20,8	2,16
<b>IOH</b>			
	iOH Actuator Heater	27,8	1,25
<b>ICEU</b>			
	ICEU_PWR	30	31,95
	Laser_Heater	15	
	TEM_PWR	-3,2	
<b>Total cold worst case with 20% margin</b>			<b>35,36</b>

Tabla 5.4-7 [Disipación de potencia máxima de RLS STM - Pero caso frío]

**Modo 4 - Disipación de potencia de la fase de crucero: (caso frío operativo)** este modo simula las diferentes configuraciones para los chequeos de salud de los elementos de RLS. Individualmente, TEC, TEM, Calentador y CCD se encenderían durante la fase de crucero para chequear su estado de salud. (ver **tabla 5.4-8**).

Cruise phase								
Test Name	TEC ON/OFF		TEM ON/OFF		Heater ON/OFF		CCD BACK.OP.	
	Voltage (V)	Power (W)	Voltage (V)	Power (W)	Voltage (V)	Power (W)	Voltage (V)	Power (W)
<b>SPU</b>								
SPU CCD/TEC/Heater	25,92	3,36	0	0	20,08	2,16	8,49	0,36
<b>IOH</b>								
iOH Actuator Heater	0	0	0	0	0	0	0	0
<b>ICEU</b>								
ICEU_PWR	26	12,92	29	18,36	23	9,81	25	10,19
Laser_Heater	0		0		0			
TEM_PWR	0		-3,2		0			
<b>Total Cruise phase (20%)</b>	<b>16,28</b>		<b>18,36</b>		<b>11,97</b>		<b>10,55</b>	

Tabla 5.4-8 [Disipación de potencia máxima de RLS STM - Fase de crucero]



#### 5.4.3.4 Resultados del STM en el ALD

El RLS STM es el primer modelo de RLS que se integró por completo en el ALD (STM), ver **figura 5.4-5**. Los resultados obtenidos durante la campaña de ensayos del ALD STM permitieron al equipo de RLS consolidar el diseño de algunas interfaces del instrumento.

Y por lo tanto, por primera vez, se iban a obtener verificaciones realistas tanto de los diseños implementados para el como de requisitos de IF, a nivel de cargas estructurales y de temperaturas. Los resultados de los ensayos ambientales a nivel ALD, confirmaron que las cargas tanto térmicas como mecánicas impuestas a RLS estaban en línea con los valores reales observados durante los ensayos. Por lo tanto, diseño y requisitos fueron confirmados.

Además, la integración a nivel ALD permitió confirmar el ruteado de los cableados (ópticos y eléctricos), sus longitudes y que resultaba posible su correcta integración y supervivencia en condiciones operacionales (con márgenes de calificación). Esta información sobre el ruteado permitió cambiar el diseño del cableado eléctrico EH#3, pasando de un diseño Flex a cableado nominal, lo cual simplificó bastante el proceso de diseño y fabricación.

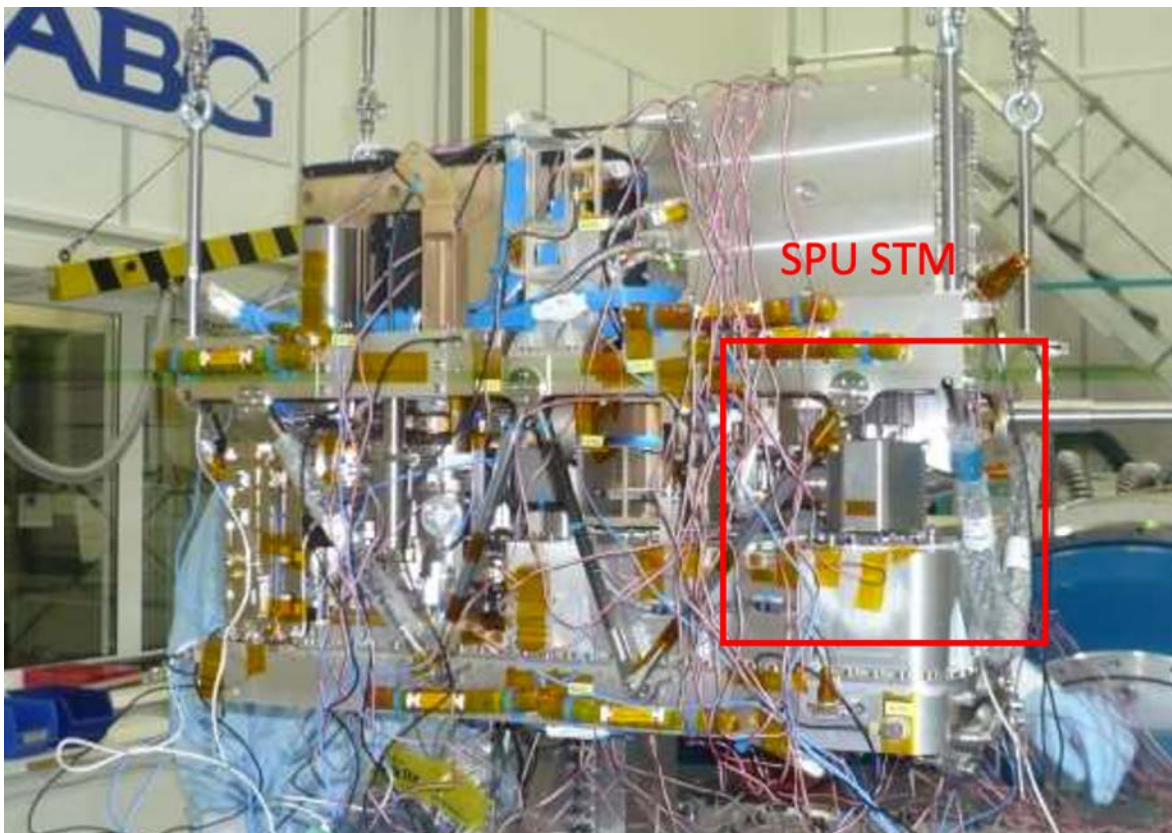


Figura 5.4-5 [ALD STM integrado completo. Se observa el SPU STM. Cortesía de OHB]

#### 5.4.4 VCD DE RLS: Verificación del RLS STM

La **tabla 5.4-9** muestra el VCD asociado a los resultados obtenidos tras la verificación del modelo RLS STM.

Todos los resultados obtenidos con el RLS STM, fueron satisfactorios, los cuales además permitieron corregir e implementar pequeñas desviaciones de los modelos analíticos para optimizar diseños térmicos y estructurales.

VCD				
Modelo	Req. Id	Nombre Requisito	Estado	Comentario
STM Térmico	RLS-IOH-THM-1026	TRP iOH	C	Análisis Térmico Validado
	RLS-IOH-THM-1061	Estabilidad iOH	C	
	RLS-IOH-IF-891.	Consumo iOH	C	
	RLS-SPU-THM-1112	TRPs SPU	C	
	RLS-SPU-ELC-946	Consumo TEC	C	
	RLS-SPU-ELC-1132	Consumo Heater	C	
	RLS-ICEU-THM-1257	TRP ICEU	C	
	RLS-ICEU-THM-1261	Temperatura Laser	C	
	RLS-ICEU-ELC-1008	Consumo ICEU	C	
STM Estructural	RLS-ITS-MEC-19450	Prop. Máficas	C	Análisis Estructural Validado
	RLS-ITS-MEC-19491	Cargas Choque	C	
	RLS-ITS-MEC-19490	Cargas Random;	C	
	RLS-ITS-MEC-19491	Cargas Cuasi-Estáticas	C	
	RLS-ITS-MEC-19489	Cargas Seno	C	

Figura 5.3-9 [VCD de los resultados obtenidos con el modelo STM de RLS]



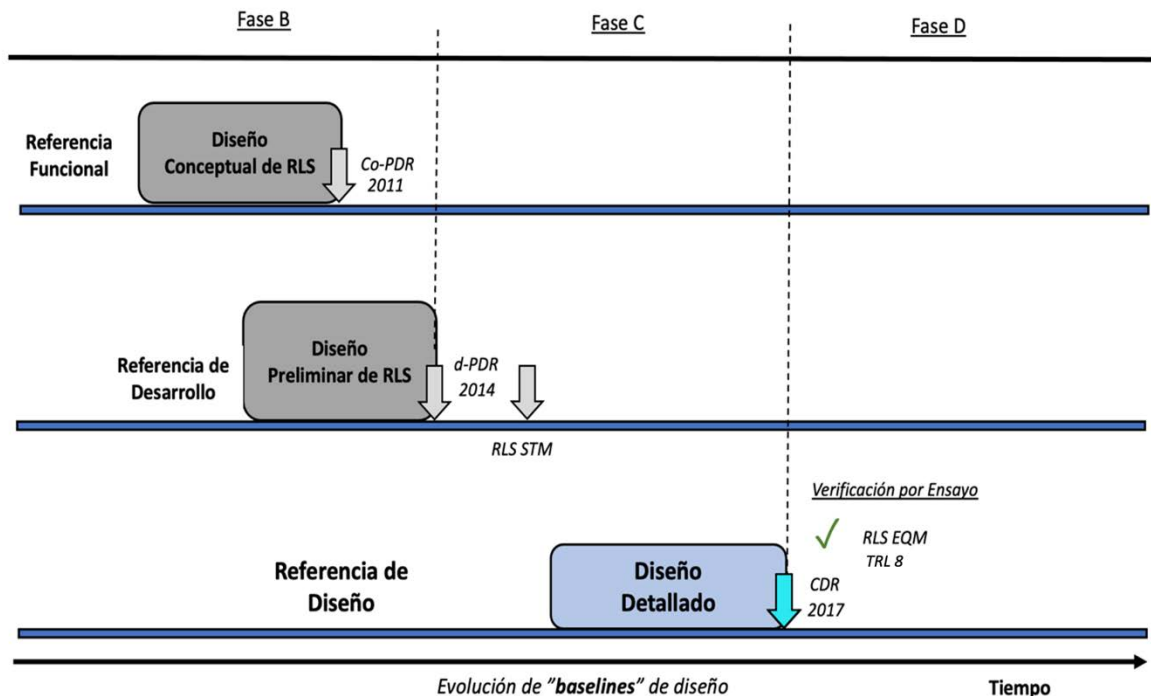
## 5.5 Verificación del Modelo RLS EQM

El EQM es el primer modelo completo de RLS que cumple con todas<sup>5</sup> las características físicas y funcionales del sistema RLS a la vez, y se emplea para completar la verificación del sistema respecto a las especificaciones de RLS.

Tras la verificación del Diseño Preliminar e interfaces térmicas y mecánicas a partir de los resultados del RLS STM, el proceso de desarrollo del diseño del instrumento continuó a través de diferentes revisiones de diseño a nivel unidad (PDRs de unidad), en las cuales se pretendían confirmar que la evolución hacia el Diseño Detallado funcional y eléctrico de las mismas estaba de acuerdo a los requisitos establecidos en sus especificaciones.

Durante el periodo transcurrido entre la finalización del RLS STM y el comienzo de la fabricación del RLS EQM, se realizaron cambios importantes en el diseño de RLS con el fin de optimizar el sistema, hasta alcanzar una configuración de Diseño Detallado de RLS (estructural, térmica, funcional, eléctrica, etc) en todos los niveles: Sistema, unidades y componentes y sus interfaces.

Este proceso finalizó con el equipo técnico de RLS realizando la revisión CDR (“*Critical design Review*”) con la ESA, en la que se revisó el diseño al completo de RLS, demostrado mediante la verificación realizada sobre el RLS EQM para, así, poder congelar la configuración de Diseño Detallado de RLS, todas las especificaciones, los documentos de diseño (e IF) y los planos de fabricación de los subsistemas y del sistema completo. Una vez fijado el diseño de esta manera, se pudo iniciar la fabricación de las unidades que conformarían el RLS FM.



<sup>5</sup> Ver en sección 5.5.1 configuración del RLS EQM y excepciones no implementadas.

Figura 5.5-1 [Calificación del Diseño de RLS – TRL8 con el RLS EQM. Se alcanza el Diseño Detallado tras revisión CDR]

Los objetivos principales del RLS EQM era confirmar que se da cumplimiento a todos los requisitos y especificaciones aplicables al Sistema y Unidades de RLS establecidos durante el proceso de IdS de definición del sistema (sección 4.3). Es decir:

1. Verificación de las todas las funcionalidades exigidas al sistema y unidades;
2. Verificación de todas las interfaces ópticas, eléctricas y de software;
3. Verificación de las prestaciones de las unidades y del instrumento en ambiente representativo y con muestras relevantes;
4. Calificación completa del sistema RLS:
  - Calificación frente a su entorno operativo, mediante ensayos mecánicos y térmicos;
  - Y de calidad de potencia y compatibilidad electromagnética (EMC), mediante pruebas de emisión, susceptibilidad y ESD;
5. Puesta a punto de los procedimientos, instalaciones y formación del personal, para el control de niveles de contaminación. En particular los relacionados con la carga biológica exigidos por los protocolos de protección planetaria. Se requería demostración de que el sistema era capaz de soportar procedimientos de reducción y control de la carga biológica (i.e ensayos de limpieza con alcohol y, si correspondía, DHMR (“*Dry Heat Microbial Reduction*”));
6. Verificación del RLS ASW: la integración HW/SW era uno de los principales objetivos de este modelo.

El RLS EQM fue entregado a la ESA en diciembre del 2017 y está actualmente integrado en el ALD QM donde dio soporte a las pruebas de calificación a nivel ALD. El ALD QM es el primer modelo funcional completo que se calificó para cumplir con sus objetivos particulares, entre los que se verificaba toda la cadena de procesamiento y preparación de la muestra, desde que se recogía, hasta que se presenta a los instrumentos del ALD en el RC. En este sentido, la campaña de calificación del ALD QM involucró a los PPLs para poder verificar que el resultado final del proceso de preparación de la muestra era compatible con los instrumentos analíticos. En el caso de RLS, además de probar su compatibilidad con muestras en polvo reales, era importante asegurar el correcto posicionamiento y distancia del iOH respecto a éstas.

### 5.5.1 Configuración del RLS EQM

El Modelo RLS EQM [68] se fabricó conforme a estándares de vuelo y los niveles necesarios de control de calidad. Se fabricó con respecto al Diseño Preliminar acordado, incorporando aquellas modificaciones mínimas solicitadas como salida del RLS STM, y de la evolución propia para satisfacer los distintos requisitos, (ver sección 5.5.1.1), y fue consolidado como Diseño Detallado incorporando las modificaciones obtenidas como salida del proceso de calificación del EQM, (como se detallará en la sección 5.7), tras la CDR del instrumento.

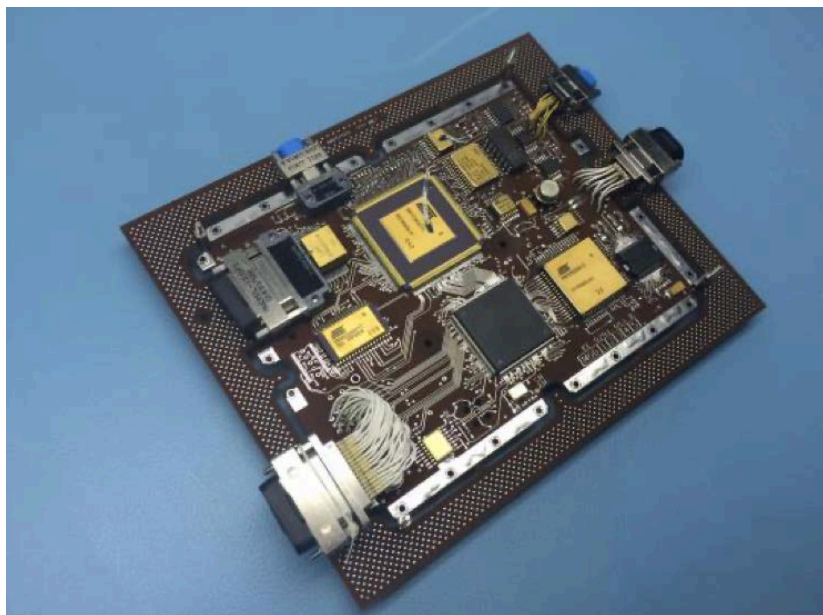
A continuación, se van a detallar algunos de las modificaciones más importantes del Diseño Detallado implementado en el RLS EQM, como consecuencia del proceso de revisiones, iteraciones y desarrollo del diseño de RLS, desde el Diseño Preliminar mostrado en la sección 4.5.

### 5.5.1.1 Configuración Diseño Detallado de RLS

#### 1. Tarjeta procesadora.

Las necesidades operacionales del instrumento RLS y la complejidad en la gestión de datos con respecto al Rover, motivaron el cambio de diseño de la tarjeta procesadora. La nueva tarjeta (ver **figura 5.5-2**) estaba basada en un procesador "Atmel AT697F" más potente e integrado de 32 bits basado en Arquitectura Leon2 con gran tolerancia a fallos. Conectadas al procesador, se decidió montar tres memorias, una de 32 Kbytes de PROM dedicada al almacenamiento no volátil del software de arranque ("Boot SW"); otra de 512 Kbytes de EEPROM dedicada al almacenamiento no volátil del ASW; y una de 512 Kbytes de memoria SRAM dedicada a la ejecución del ASW y almacenamiento de variables de programa.

Además, se incluyó una FPGA reprogramable, que se pudiese actualizar ante posibles inconvenientes surgidos durante los procesos de integración y verificación, lo cual resultó una gran ventaja para los desarrolladores, que podían ensayar la implementación de estos nuevos desarrollos con el HW real de RLS, sin miedo a la necesidad de realizar algún cambio.



*Figura 5.5-2 [Nueva Tarjeta procesadora implementada en el RLS EQM]*

#### 2. Muestra de Calibración.

El diseño del RLS CT (ver **figura 5.5-3**) se actualizó de acuerdo con las interfaces mecánicas impuestas por el SPDS y con un nuevo material (PET o polietileno tereftalato-poliéster) que permitía cumplir con el requisito de calibración espectral de picos en todo el rango espectral de análisis del sistema y además cumplir con los requisitos, muy exigentes, de necesidad de mínima (casi nula) de contaminación orgánica en la zona de las muestras del ALD, o zona ultra limpia.

#### 3. Cableado Eléctrico (EH#3)

Otra modificación importante fue el cambio del diseño del EH#3, que surgió de la necesidad de acomodar un diseño más simple y con una fabricación más estándar. Los resultados del

STM relativos a la viabilidad del ruteado del EH#3 permitieron acometer este cambio (ver **figura 5.5-3**).

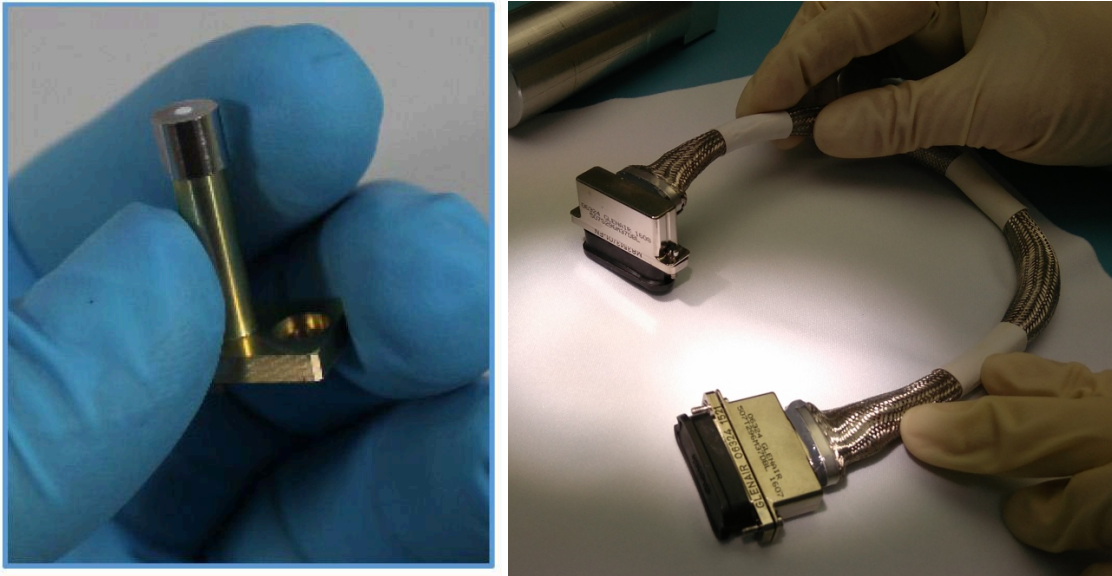


Figura 5.5-3 [RLS CT (izqda.) y EH#3 (dcha.) EQM]

#### 4. Diseño Mecánico de las unidades RLS

Como salida de los ensayos estructurales del RLS STM, se refinaron los diseños estructurales del iOH y del SPU. Es un proceso normal en la IdS en toda evolución del diseño, y que dio lugar a los planos de fabricación de las piezas que luego conformarían el EQM

##### 5.5.1.1.1 Excepciones no incluidas en el RLS EQM del Diseño Detallado de RLS

Sin embargo, por diferentes circunstancias que veremos a continuación, este modelo presentaba algunas diferencias con respecto a ese diseño, de las que caben destacar las siguientes:

#### 1. Señal de excitación láser

Para simplificar el proceso de validación del láser y alcanzar las restricciones programáticas impuestas a nivel sistema para la entrega de la ICEU EQM (entrega a principios del 2017), sólo se implementó un canal de excitación (solo canal nominal). Para acomodar funcionalmente este cambio, a nivel sistema, en concreto en el ASW, se incluyó una función que activaba el canal nominal del láser, en cualquier configuración comandada del láser de RLS. Es decir, ya fuese una secuencia programada para trabajar con el canal nominal o redundante del láser, la doble funcionalidad existía, aunque siempre se activaría el mismo canal a la espera de tener un láser realmente con dos canales en el RLS FM.

#### 2. Algoritmos científicos

A nivel ASW, el instrumento contaba con todas las funcionalidades requeridas salvo los algoritmos científicos, que aún no estaban desarrollados por completo.

## 5.5.2 Requisitos del RLS EQM

Tal y como hemos mencionado, el principal objetivo del RLS EQM es confirmar que se da cumplimiento a todos los requisitos y especificaciones aplicables al Sistema y Unidades de RLS. Los requisitos y especificaciones de RLS, incluyen más de 2000 requisitos derivados, desde las necesidades de ciencia y de misión. Por lo tanto, de nuevo, en esta sección sólo se incluyen los más para mostrar el proceso de verificación del RLS EQM.

La **tabla 5.5-1** muestra la matriz de aplicabilidad con los requisitos, el nivel de verificación y el método de verificación propuesto para realizar la verificación y calificación del RLS EQM.

1. RLS EQM Térmico. Se verifican los mismos requisitos que con el RLS STM.
2. RLS EQM Estructural. Se verifican los mismos requisitos que con el RLS STM.
3. RLS Datos. Verificación eléctrica con respecto a la IF de datos con el Rover (CANBus);
4. RLS EMC. Verificación compartida entre la ICEU y el Sistema. Los requisitos de compatibilidad y calidad de potencia se verifican, a nivel ICEU, mientras que la campaña de EMC propiamente dicha se realiza nivel Sistema;
5. RLS Funcionales. Cubre la verificación de las funcionalidades más críticas de RLS. AF, laser, control térmico y CCD;
6. RLS prestaciones. Cubre la verificación de las prestaciones más críticas de RLS. SNR y resolución espectral;
7. RLS "Planetary Protection": Compatibilidad del RLS EQM con métodos de control, esterilización y reducción de "bioburden" (contaminación biológica).
8. RLS IF con respecto a la muestra. Verificado a nivel ALD.

VCD				
Modelo	Req. Id	Nombre Requisito	Nivel	Método de Verificación
1. EQM Térmico	RLS-SSS-IOH-THM-1026	TRP IOH	Unidad	Test
	RLS-SSS-IOH-THM-1061	Estabilidad IOH	Unidad	Test
	RLS-SSS-IOH-IF-891.	Consumo IOH	Unidad	Test
	RLS-SSS-SPU-THM-1112	TRPs SPU	Unidad	Test
	RLS-SSS-SPU-ELC-946	Consumo TEC	Unidad	Test
	RLS-SSS-SPU-ELC-1132	Consumo Heater	Unidad	Test
	RLS-SSS-ICEU-THM-1257	TRP ICEU	Unidad	Test
	RLS-SSS-ICEU-THM-1261	Temperatura Laser	Unidad	Test
	RLS-SSS-ICEU-ELC-1008	Consumo ICEU	Unidad	Test
2. EQM Estructural	RLS-SSS-ITS-MEC-19450	Prop. Máficas	Unidad	Test
	RLS-SSS-ITS-MEC-19491	Cargas Choque	Unidad	Test
	RLS-SSS-ITS-MEC-19490	Cargas Random;	Unidad	Test
	RLS-SSS-ITS-MEC-19491	Cargas Cuasi-Estáticas	Unidad	Test
	RLS-SSS-ITS-MEC-19489	Cargas Seno	Unidad	Test
3. EQM IF Datos	RLS-SSS-ITS-IF-19445	I/F de Comunicaciones.	ICEU	Test
4. EQM EMC	RLS-SSS-ITS-ELC-19333	Calidad de potencia. Distribución de energía	ICEU	Test
	RLS-SSS-ITS-ELC-19444	Calidad de potencia. Compatibilidad con LCL	ICEU	Test
	RLS-SSS-ITS-ELC-20345	Calidad de potencia. Rango de voltaje de entrada	ICEU	Test
	RM-EMC-REQ-1360	Emisiones Conducidas	Sistema	Test
	RM-EMC-REQ-1410	Susceptibilidad Conducida	Sistema	Test
	RM-EMC-REQ-1370	Emisiones Radiadas	Sistema	Test
	M-EMC-REQ-1430	Susceptibilidad Radiada	Sistema	Test
RLS-SSS-ITS-MEC-19489	ESD (Descarga Electroestática)	Sistema	Test	

VCD				
Modelo	Req. Id	Nombre Requisito	Nivel	Método de Verificación
5. RLS EQM Funcionales AF Termico Laser CCD	RLS-ITS-THM-19340	Provisión de control térmico RLS FM;	Sistema	Test
	RLS-ITS-FUN-20255	Provisión de control térmico ICEU;	Sistema	Test
	RLS-ITS-FUN-19341	Control térmico RLS SW;	Sistema	Test
	RLS-ITS-IF-19443	Asignación de energía de RLS;	Sistema	Test
	RLS-ITS-FUN-19336	Provisión y funcionalidad de enfoque iOH	Sistema	Test
	RLS-ITS-FUN-19314	Acondicionamiento de señal de retroalimentación del AF	Sistema	Test
	RLS-ITS-FUN-20256	Función "Driver" del AF (ICEU)	Sistema	Test
	RLS-SSS-FUN-873	Algoritmo de enfoque automático;	Sistema	Test
	RLS-ITS-MEC-19510	Estado del monitor del mecanismo;	Sistema	Test
	RLS-ITS-PRF-19337	Rango de recorrido del AF	Sistema	Test
	RLS-ITS-PRF-19338	Resolución del mecanismo de enfoque;	Sistema	Test
	RLS-ITS-FUN-20250	Funcionalidad de Adquisición;	Sistema	Test
	RLS-ITS-FUN-20254	Control y la polarización del CCD;	Sistema	Test
	RLS-SSS-FUN-1070	Tamaños de ROI;	Sistema	Test
	RLS-ITS-OP-19329	Tiempo para la adquisición del espectro Raman;	Sistema	Test
RLS-ITS-FUN-19306	Funcionalidad de la señal de excitación.	Sistema	Test	
RLS-ITS-PRF-19321	La excitación del láser será redundante;	Sistema	Test	
6. EQM Prestaciones	RLS-SSS-ITS-PRF-19327	SNR	Sistema	Test
	RLS-SSS-ITS-PRF-19309	Resolución Espectral.	Sistema	Test
7. EQM PP	RLS-ITS-PP-20373	Contaminación Orgánica (media)	Sistema	Test
	RLS-ITS-PP-20375	Compatibility with DHMR	Sistema	Test
8. EQM IF Muestra	PPL-ENG-RLS-0130	Distancia del iOH a la muestra	ALD	Test

Figura 5.5-1 [Matriz de Aplicabilidad de requisitos del RLS EQM]

### 5.5.3 Resultados de las unidades RLS EQM

Esta sección resume los resultados más relevantes del proceso de verificación y calificación del EQM desde la entrega de las unidades de RLS al sistema.

#### 5.5.3.1 Calificación mecánica y térmica del RLS EQM

Al modelo RLS EQM se le han aplicado las mismas cargas mecánicas y térmicas de calificación que al STM. La calificación ambiental (mecánica y térmica) que se llevó a cabo con las unidades de RLS resultó exitosa, demostrando la supervivencia de todas ellas y calificando el diseño térmico y mecánico, así como algunas de las prestaciones requeridas a las unidades.

##### 1. Calificación Mecánica

Dado que el EQM es estructuralmente igual que el STM, con algunos mínimos cambios de diseño que afectaban más a la 'fabricabilidad' de las piezas que, al diseño estructural, no se esperaba encontrar problemas durante la calificación mecánica.

De hecho, el RLS EQM no tuvo ningún problema en soportar las cargas dinámicas, estáticas y de choque aplicadas durante esta campaña. Se realizaron ensayos funcionales completos unitarios antes y después de cada ensayo, demostrando que las prestaciones requeridas en cada uno de las unidades permanecían inalteradas tras los correspondientes ensayos.

##### 2. Calificación Térmica

Los ensayos de ambientales de calificación del EQM se plantearon de forma muy similar a los del STM (ver capítulo 5.4). Se realizaron 8 ciclos a temperaturas operativas y no operativas,

aplicando márgenes de calificación, y se realizaron ensayos funcionales en los casos operativos extremos una vez que el sistema estaba estable en temperatura (2 horas con una variación menos de 2°C por hora).

Se realizó el registro de temperaturas en distintas zonas del instrumento para la correlación final de los modelos térmicos, los cuales no necesitaron grandes modificaciones.

Además de estos ensayos térmicos realizados a nivel, cuando las unidades fueron entregadas al sistema, se realizó una validación térmica del instrumento completo (incluidos los cableados eléctricos y ópticos) a temperaturas operativas, resultando también satisfactorio.

De esta forma, los diseños térmico y mecánico de las unidades quedaron calificados y las unidades listas para su integración en el sistema RLS.

### **5.5.3.2 Verificación de IFs Eléctricas de la ICEU EQM**

Los requisitos de IF eléctricas y de calidad de potencia se verificaron a nivel ICEU correctamente. Estos ensayos demostraron que el instrumento era compatible con la IF de datos con el Rover a través de protocolo CANBus [66] y compatible con la suministración de la corriente regulada de 28V.

Además, se verificó que las tensiones de alimentación (convertidores de tensión DC/DC) de 30V, 15V, 5V y 3.3V para la alimentación de las unidades internas de RLS, es la correcta.

La verificación de los las interfaces eléctricas externas de RLS, se detalla con más detalle, en la verificación eléctrica del RLS EIS ("*Electrical IF Simulator*"), ver sección 5.6, que presenta las mismas IFs eléctricas de diseño que el RLS EQM.

## **5.5.4 Resultados del RLS EQM a nivel Sistema**

### **5.5.4.1 Integración funcional de las unidades EQM en el sistema RLS EQM**

Tras la verificación de las unidades de RLS, estas se fueron recibiendo en el INTA. Para cada una de las unidades de RLS se comprobó mediante chequeos eléctricos y ensayos funcionales (a temperatura y presión ambiente) que estas podían ser aceptadas para su integración en el sistema. Es necesario resaltar, que sin integración de las unidades correctamente, no se puede realizar la verificación completa a nivel sistema.

Con las unidades completamente integradas en el sistema RLS EQM, el último paso de este proceso, fue la integración del HW/SW. Para ello, un ASW preliminar con funcionalidades básicas de RLS, se integró con la ICEU, de tal forma se pudo validar el funcionamiento del sistema completo integrado y completar de esta forma la integración de RLS.

Con el fin de aumentar las capacidades funcionales del RLS EQM, resultaba necesario trasladar ciertas capacidades obtenidas durante los ensayos funcionales de las unidades a parámetros SW que el sistema RLS fuera capaz de interpretar y ejecutar. A continuación, se muestran los más relevantes.

#### **1. Integración del SPU**

A nivel SPU, se verificó en que zona o área del detector CCD, se presentaban o adquirirían las trazas de interés acorde al rango espectral requerido para el SPU. Esta área se denominada región de interés (ROI, *Region of Interest*).



Esta información había que trasladarla al SW para generar las “read-out tables” de la FEE de la ICEU y de esta manera poder controlar, de manera correcta, el enlace de datos de video (lectura de píxeles) desde la FEE (en la ICEU) hasta el CCD. Se definieron 4 tamaños diferentes de ROIs en el CCD (Reducido, nominal extendido y completo) y así poder acceder mediante la adquisición a esa zona específica, ROI, del CCD. Los resultados de los diferentes tamaños de ROI del EQM se resumen en la **tabla 5.5-2**.

	CCD RROI	CCD NROI	CCD EROI	CCD FF
<b>Columna Comienzo</b>	400	400	1	1
<b>Número Columna</b>	1300	1300	2148	2148
<b>Comienzo Fila</b>	142	142	142	1
<b>Número Fila</b>	20	20	30	512

Tabla 5.5-2 [ROIs del CCD RLS EQM]

Cuanto mayor fuera el tamaño de la ROI, más datos se generan con cada imagen, por lo que una optimización en el proceso de definición de las ROIs era necesaria<sup>6</sup>. Siguiendo esta definición de ROIs, a continuación, se muestra una de las primeras imágenes del RLS CT con el RLS EQM totalmente integrado (**figura 5.5-4**).

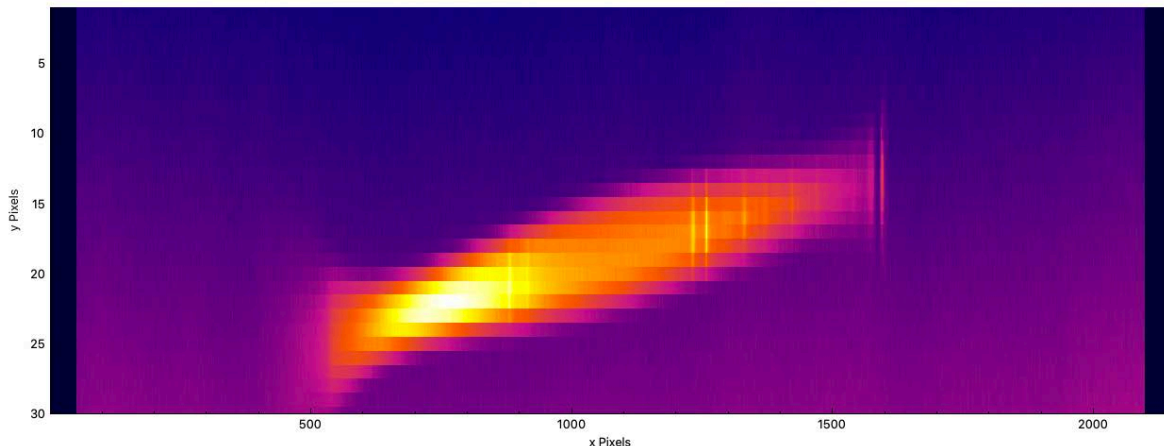


Figura 5.5-4 [Una de las primeras imágenes con el detector CCD. Tamaño EROI. Tamaño pixels 2148 x 30]

## 2. Integración del iOH

Otra entrada necesaria desde las unidades RLS al sistema para poder desarrollar el SW de operación, era la calibración de las posiciones absolutas del “encoder” del iOH en función de la tensión de entrada del “encoder”.

El motor se alimenta con una tensión de 5V y, cuando hay un movimiento, el valor resistivo del “encoder” cambia (hay un cambio en la tensión de alimentación) de acuerdo con la posición

<sup>6</sup> El tamaño de la región de interés (ROI) en cada uno de los modelos de RLS funcionales es diferente, por lo tanto, es necesario realizar esta calibración en cada uno de ellos: especial importancia en el FM debido a las restricciones de datos en el Rover.

alcanzada. Para poder calibrar la relación cambio de tensión-posición, el equipo del iOH realizó una serie de ensayos hasta obtener una matriz "voltaje vs micras".

A nivel sistema, esta entrada se usó para adecuar el SW y que éste permitiera controlar el motor y conocer la posición en micras a la que quedaba la óptica de enfoque a partir de la TM recibida de RLS.

### 3. Integración de la ICEU

Todas las unidades de RLS incluyen una serie de sensores para satisfacer la función de control y monitorización del sistema y permitir evaluar el rendimiento del mismo (función de monitorización). El iOH cuenta con un sensor térmico pasivo pegado a la estructura, el SPU cuenta con 6 sensores térmicos distribuidos a lo largo de la unidad, la gran mayoría de ellos pasivos, y uno dedicado al control de temperatura del CCD a través del TEC. La ICEU es la unidad más compleja en este sentido ya que, además de los sensores de temperatura (control de láser entre otros), de corriente y de tensión, cuenta con los convertidores ADC (convertidores analógicos digitales) capaces de convertir las lecturas analógicas en cuentas ADCs digitales para que el ASW pueda trabajar sobre ellas.

Para realizar la calibración, primero es necesario traducir esas conversiones ADCs a valores físicos de cada una de las mediciones (Temperatura, Voltaje o corriente) y, además, que esas mediciones coincidan con los valores reales esperados. Es decir, si un sensor mide la tensión de entrada de RLS (28V) es la real (ver **figura 5.5-5** calibración de la corriente del primario de RLS 28V).

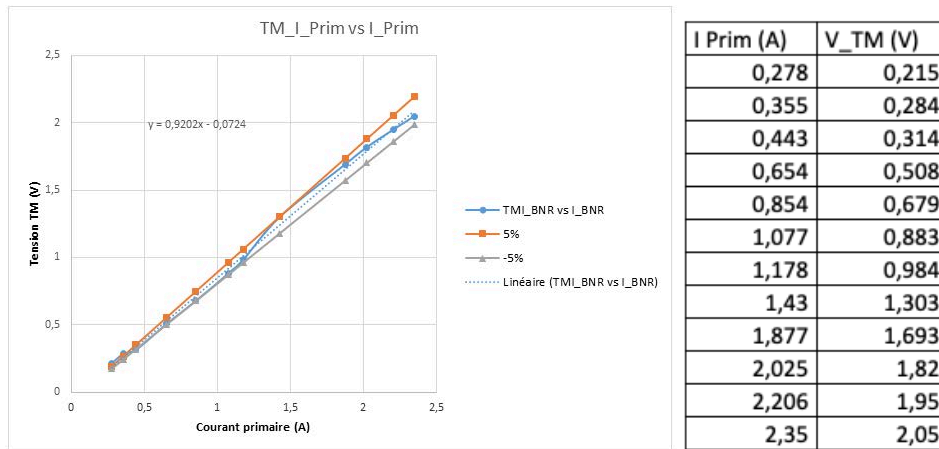


Figura 5.5-5 [Calibración del circuito de corriente de alimentación del sistema. Corriente 28]

Esta calibración resultaba crítica para el funcionamiento y la evaluación de las prestaciones del sistema, principalmente para el control térmico, tanto para la lectura de los sensores, como para determinar los niveles de corrientes aplicados a los controladores del TEM y TEC.

Las calibraciones, se realizaron de manera satisfactoria y el resultado fue que se incluyeron en el SW, proporcionando garantías de funcionamiento y alcance de las prestaciones óptimas.

#### 5.5.4.2 Finalización de la Calificación del RLS EQM. EMC

Una vez integrado y verificado que el sistema cumplía con las funcionalidades mínimas exigidas, se realizó la campaña de EMC para completar la calificación. Como requisito, el diseño de RLS debía ser compatible con el ambiente electromagnético establecido por el

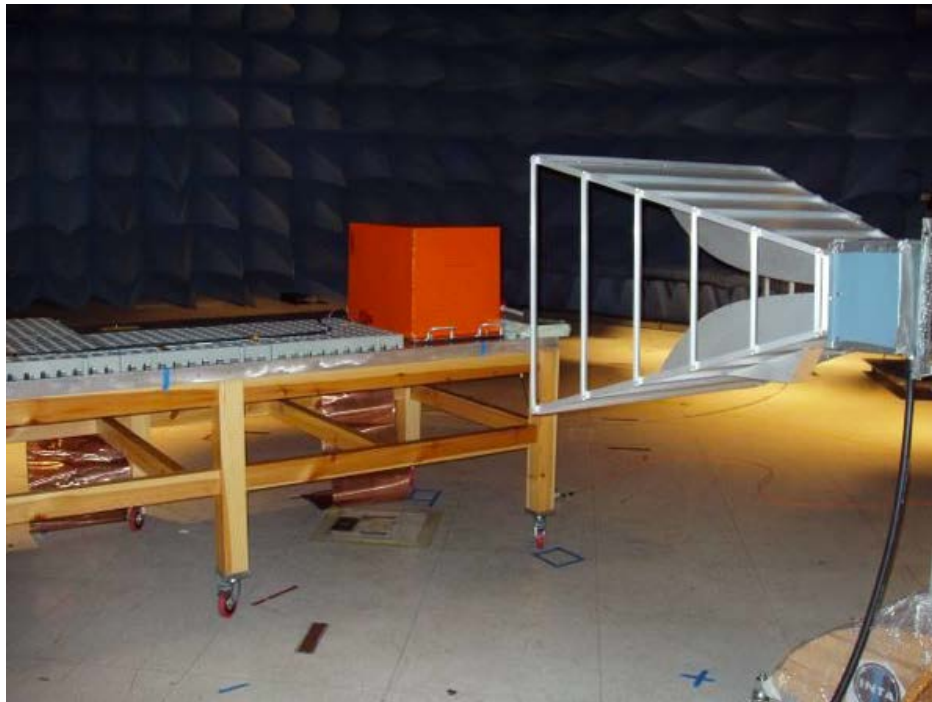
Rover y todos los equipos que lo forman y, además, debía permitir las comunicaciones por radioenlace entre el terminal de la antena del Rover y el TGO, encargado de realizar el enlace de las comunicaciones con la Tierra.

Para comprobar que satisfacía este requisito, el RLS EQM se sometió a una campaña de calificación completa contra el entorno proporcionado. Las pruebas de calificación se dividieron en tres grupos:

1. Las pruebas de calidad de potencia, donde se chequearon la compatibilidad con la tensión de entrada del RLS (28V), el propio diseño (niveles de potencia suministrada al resto de unidades) y la configuración eléctrica de RLS, es decir, las configuraciones de tierra y la continuidad entre las uniones, así como el aislamiento requerido;
2. Las pruebas relativas a las propiedades de EMC: pruebas de susceptibilidad radiada y conducidas y pruebas de emisiones radiadas y conducidas;
3. Pruebas ESD, de descarga electroestática.

La idea era simular el entorno EMC del Rover, tanto radiado como conducido y, a través de las prestaciones del sistema, observar si había alguna degradación o interferencia. Y al contrario, medir si los niveles emitidos (condiciones o radiados) por el instrumento RLS estaban por encima de lo exigido.

Para este ensayo, el RLS EQM debía ser operado en el peor caso de los estimados. Para ello, se comandó el instrumento para que, en cada ensayo, el control térmico de RLS estuviera activo, el láser encendido y el instrumento adquiriendo espectros Raman de modo continuo hasta que finalizase el ensayo. La **figura 5.5-6** muestra el set-up del ensayo de emisiones radiadas del RLS EQM.



*Figura 5.5-6 [Set-Up durante la calificación del RLS EQM]*

Todos los ensayos realizados se pasaron satisfactoriamente excepto la prueba de emisión radiada en la banda UHF, donde se detectaron dos ruidos procedentes de la electrónica de RLS por encima del nivel exigido: un pico estrecho a 440 MHz y una ondulación periódica (ver **figura 5.5-7**). Esto provocó la necesidad de llevar a cabo un cambio de diseño en el RLS FM. Se desarrolló un plan de diseño de apantallamiento del cableado eléctrico, el cual se implementó y se verificó con el RLS FM. Los resultados se mostrarán en el RLS FM (sección 5.7).

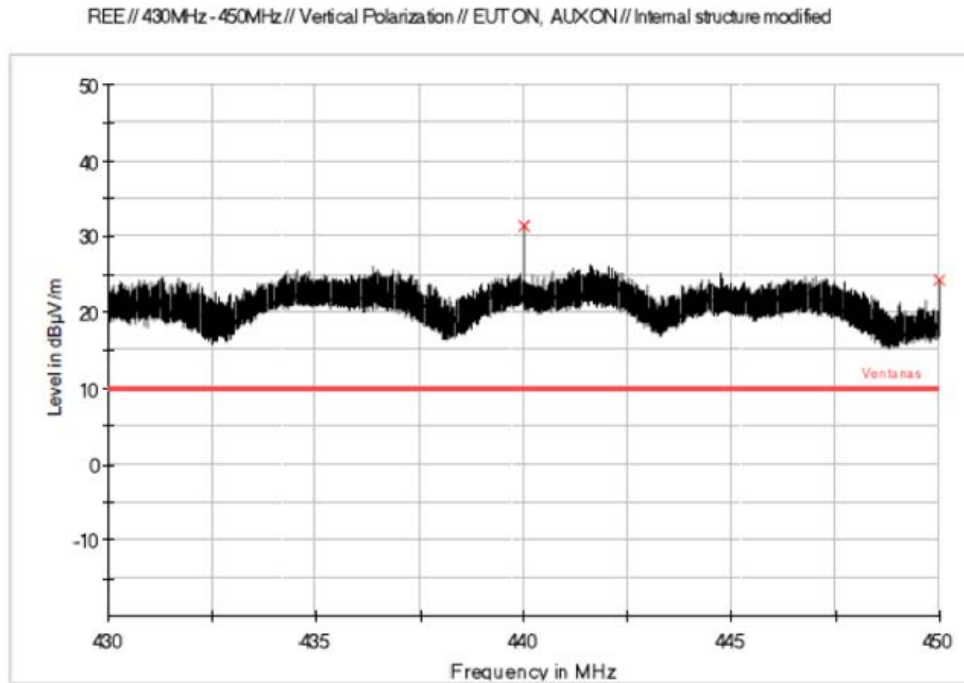


Figura 5.5-7 [Resultado de emisiones de RLS durante ensayo de emisiones radiada]

Los resultados obtenidos tras completar los ensayos de EMC con el modelo de calificación permitieron alcanzar el nivel de TRL8, lo que significaba que el diseño de RLS estaba por fin calificado, demostrando la conformidad con el ambiente relevante (térmico, mecánico, EMC, etc.) al que iba a ser sometido en el Rover de ExoMars a lo largo de su vida útil.

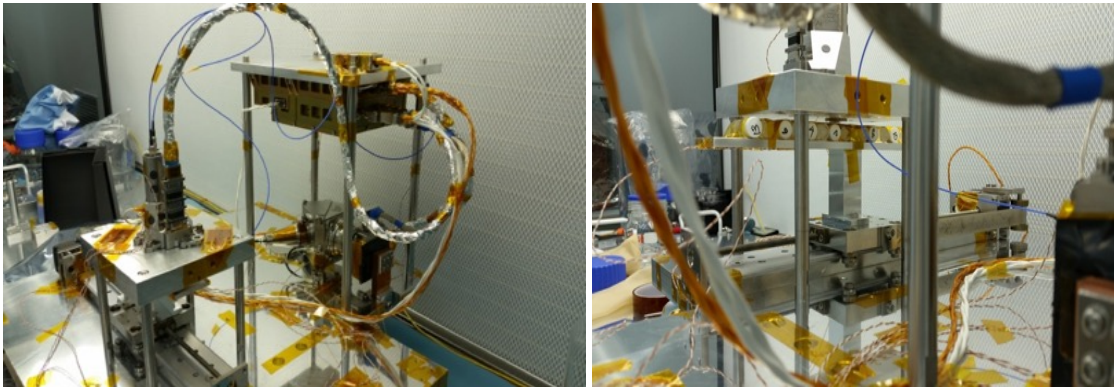
### 5.5.4.3 Verificación de las funcionalidades críticas del RLS EQM

Las principales fuentes del sistema RLS que influyen en la calidad operacional y de prestaciones, surgen de la necesidad de verificar todas las funcionalidades críticas del sistema. Estas funcionalidades son:

- Función de AF. El sistema, a través del mecanismo de enfoque, debe garantizar que alcanza la mejor posición de enfoque sobre muestras representativas;
- La función de excitación láser en conjunto, incluido el control del TEM, debe alcanzar su comportamiento óptimo; es decir, la estabilización del láser en longitud de onda y en potencia emitidas;
- La operación del CCD, para garantizar su control y ejecución de las adquisiciones. Asegurar el control térmico del TEC para controlar la temperatura en el CCD y garantizar su correcta operación.

Para evaluar las prestaciones con el RLS EQM de una manera práctica, se utilizaron gran cantidad de muestras representativas (líquidas, polvo y sólidas), realizando medidas de extremo a extremo en un entorno representativo ambiental (en vacío y diferentes temperaturas ambientales) y operacional. En estas condiciones, se verificaron todas las funciones mencionadas anteriormente para demostrar las capacidades y prestaciones del instrumento.

El marco de pruebas del sistema (ver **figura 5.5-8**) permitía la operación del RLS EQM a través de RLS RVIS ("Rover IF simulator") [63], que fue desarrollado específicamente para simular las interfaces de potencia (28V), de datos y comunicaciones (CANBus) desde el Rover a RLS. La TM de RLS se recibía en el RVIS y se monitorizaba y visualizaba a través de una herramienta SW desarrollada por la UVA [65].



*Figura 5.5-8 [RLS EQM y set-up porta-muestras colocado debajo del RLS EQM iOH]*

#### 1. Función AF

El objetivo principal del algoritmo de enfoque automático (AF) es calcular la mejor posición de enfoque. Con el láser encendido y el actuador en movimiento, el algoritmo lee periódicamente el valor de intensidad del fotodiodo de AF.

Todos esos valores se almacenan en una matriz de valores de posición del motor (eje z) y de intensidad del fotodiodo. Tras recorrer el rango completo del motor ( $\pm 1$  mm), el algoritmo busca el pico de intensidad sobre la matriz, lo almacena en una memoria y comanda el controlador para mover el actuador del motor hasta que se alcanza la posición seleccionada con una tolerancia de  $\pm 5$  micras.

Finalizada la operación del AF, el ASW devuelve la TM de AF que incluye el rango completo del motor escaneado, la curva completa de la matriz de la señal de fotodiodo (con dos ganancias por si la señal es muy débil) y la posición final alcanzada. La **figura 5.5-9** muestra el resultado final de la TM de AF de RLS.

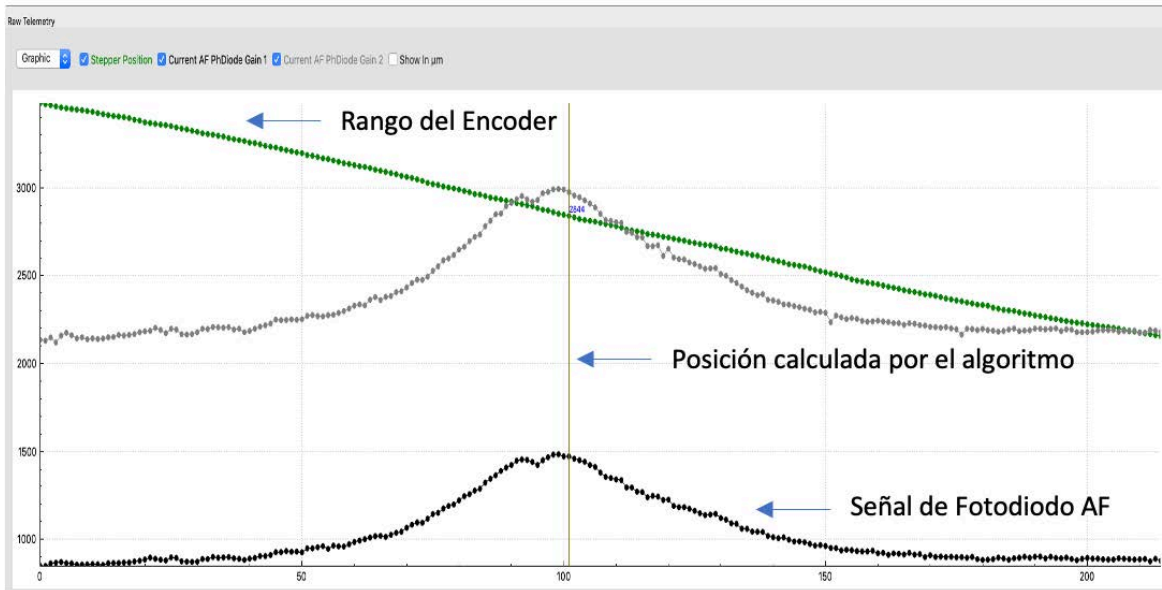


Figura 5.5-9 [TM de AF del RLS EQM]

## 2. Función excitación láser (incluido control del TEM)

El módulo láser Raman del EQM genera una potencia de salida de 36mW, muy por encima del requisito final de potencia, ya que aún no se había implementado en el diseño el cambio derivado del cambio del análisis de muestras sólidas a muestras en polvo.

Para controlar el láser, el ASW, a través de los valores que recibe del sensor térmico que determina la temperatura del láser, inicia el control del TEM cuando se le comanda el modo "preparado". El control térmico del láser se lleva a cabo a través de un PID ("Proportional, Integrative and Derivative") que permite, con la lectura del sensor mencionado y la aplicación del voltaje adecuado al TEM, primero alcanzar la temperatura de manera segura con gradientes controlados de 5°C /min y, segundo, mantener estable el láser en la temperatura idónea de control de prestaciones (24.7 °C ±0.1°C).

Cada modelo del láser tiene una temperatura óptima de trabajo, entregando unas prestaciones concretas en función de esa temperatura. El control es necesario para tener una longitud de onda estable ( $\pm 20$  pm), evitando la aparición de picos de emisión secundarios por debajo de 10dBs, y para tener un pico de ancho 70-80 pm FWHM ("Full Width at Half Maximum"). La **figura 5.5-10** muestra un espectro del láser EQM cuando está operativamente controlado por el TEM.



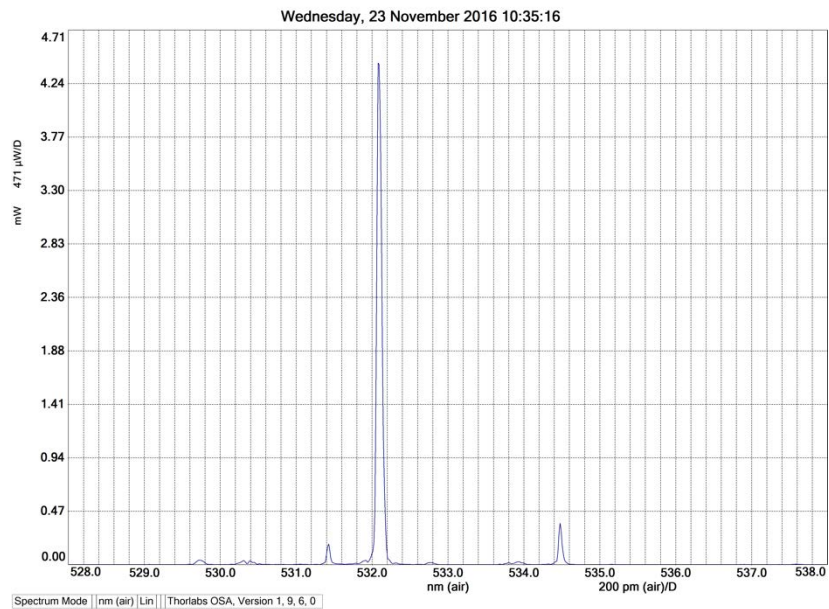


Figura 5.5-10 [Espectro del laser EQM en condiciones estables de temperatura [69]]

En la **figura 5.5-11** se muestra la evolución de la temperatura y de la corriente del láser. Se puede observar el momento en el que el control térmico del láser es activado (curva de color rosa) y en el que alcanza la temperatura comandada. Una vez la temperatura es estable, el láser puede ser encendido y el instrumento cambia a modo "operacional" hasta que el control térmico vuelve a actuar sobre la temperatura del láser para alcanzar de nuevo las condiciones de estabilidad requerida. El instrumento cuenta, a través del ASW, con valores configurables que permiten modificar los parámetros de control de láser (PID, gradientes, criterio de estabilización, etc.). De esta forma, si apareciera una degradación en el Láser durante su ciclo de vida, éstos podrían ser modificados para buscar otras condiciones en las que el funcionamiento del láser fuera mejor. La figura 5.5-11 muestra, asimismo, tres encendidos del láser EQM mientras el control térmico del TEM sigue activo (curva de color malva).

El apagado del control térmico en el TEM para el modelo RLS EQM<sup>7</sup>, lo realiza el ASW comandando la temperatura objetivo del láser a la temperatura ambiente del sistema en ese preciso momento, normalmente la obtenida del sensor del SPU#1.

---

<sup>7</sup> En el FM este control de apagado del sistema se hace por corriente del driver del TEM, bajando poco a poco la corriente hasta alcanzar un valor residual.



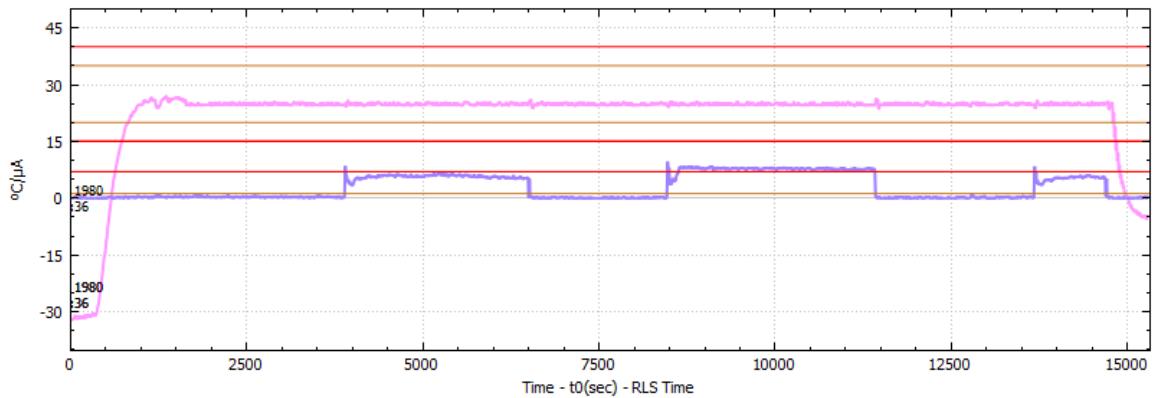


Figura 5.5-11 [Sensores de temperatura del láser (rosa) y de corriente del láser (morado)]

### 3. Función adquisición: CCD (incluido control del TEC)

El CCD montado en el EQM es un NIMO (no invertido) controlado por la FEE (localizada en la ICEU). Ambos elementos están unidos mediante un cableado (EH#3) especialmente diseñado para minimizar el ruido (apantallamiento "Armolite") durante la transmisión de las débiles señales de reloj del CCD.

El CCD está controlado térmicamente por un TEC<sup>8</sup> (ver **figura 5.5-12**) que es capaz de crear gradientes de temperatura entre sus caras frío y caliente mediante la aplicación de un voltaje. Éste se empleaba para disminuir la temperatura del CCD desde su temperatura operativa caliente (por ejemplo, 6°C, peor caso) hasta una temperatura comandada fría que, nominalmente, era -10°C. El TEC está conectado por su lado caliente a la "Thermal Strap" para disipar el calor extraído y permitir el control térmico efectivo.

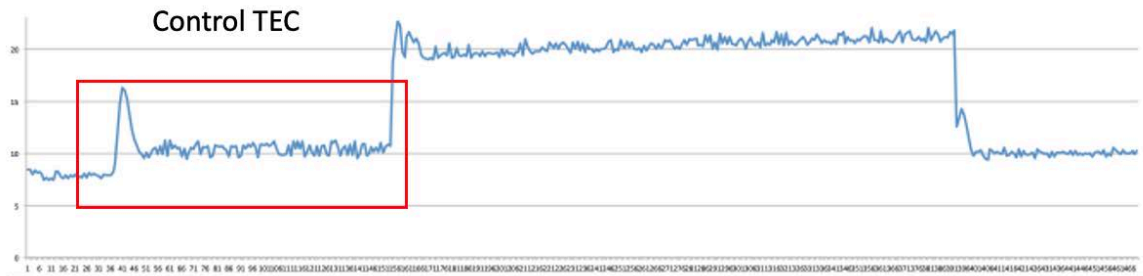


Figura 5.5-12 [Control térmico del CCD TEC]

Los requisitos de control térmico para controlar el TEC del CCD están implementadas en el ASW. Estos incluyen, una temperatura objetivo nominal de -10°C, los parámetros de estabilización una vez alcanzada esa temperatura y gradientes para garantizar los encendidos y apagados del TEC de forma segura para el CCD.

<sup>8</sup> El driver alimentación de corriente del TEC, se modificó en el FM para aumentar el rango activo de control y así permitir mayor precisión en el control de la transición y poder reducir los gradientes térmicos en el CCD.

Para demostrar la funcionalidad en conjunto de CCD y TEC, la **tabla 5.5-3** muestra la relación de diferentes adquisiciones realizadas sobre el PET y la mejora de la SNR en el sistema con respecto a diferentes temperaturas del CCD y unas mismas condiciones del sistema (ambiente térmico, potencia del laser y tiempo de adquisición del CCD 0.7s).

La figura **5.5-13** muestra uno del espectro del RLS CT EQM procesado, sin línea de base y sustraído el "Dark" para análisis de SNR EQM (Temp. CCD -13°C).

Pico Principal PET	0.7s					
	Ambiente	CCD	PeakPosition	Intensity	SNR	FWHM
25°C	Off (25°C)	1609.88	16409.9	127.062	17.88	
6°C	2°C	1609.88	10312.7	152.552	18.39	
-10°C	-13°C	1609.88	11406.5	228.879	17.46	
-10°C	-30°C	1609.88	16868.4	255.301	17.51	

Pico Secundario PET	0.7s					
	Ambiente	CCD	PeakPosition	Intensity	SNR	FWHM
25°C	Off (25°C)	1727.06	10431.3	80.7694	25.85	
6°C	2°C	1722.75	6681.19	98.832	26.55	
-10°C	-13°C	1722.75	7138.87	143.246	26.45	
-10°C	-30°C	1722.75	10401.7	157.429	25.56	

Tabla 5.5-3 [Comparativa de SNR sobre espectros Raman con PET EQM a diferentes temperaturas. Picos principal y secundario del PET]

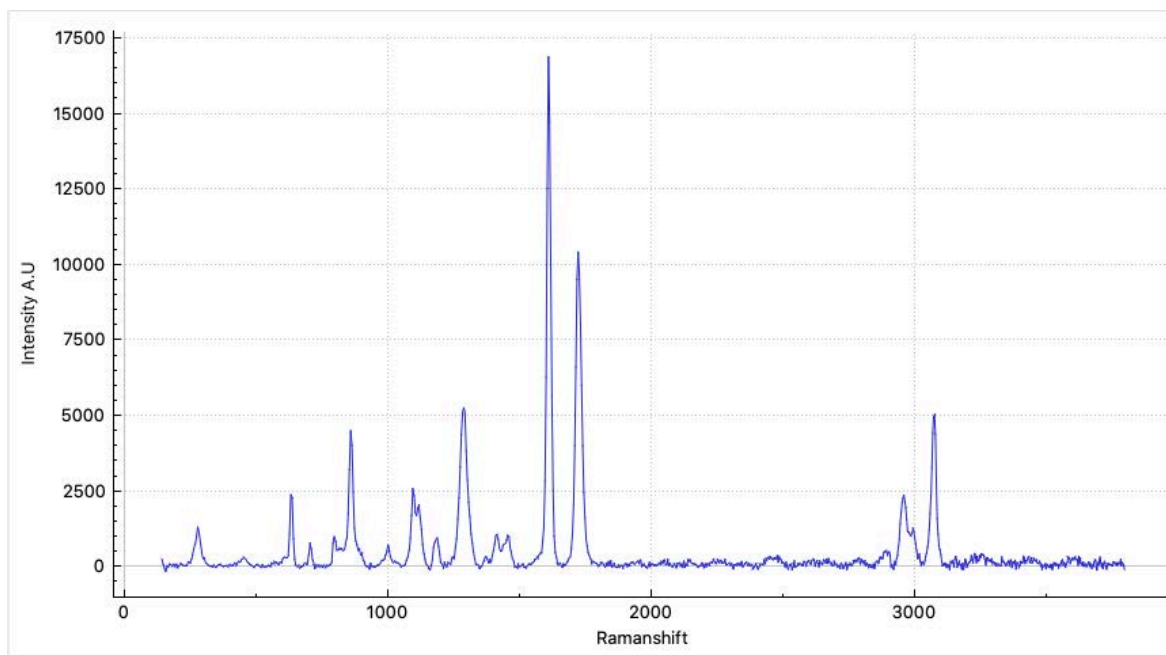


Figura 5.5-13 [Espectro RLS PET EQM de 0.7s procesado sin línea de base y sustraído el "Dark" para análisis de SNR EQM. Temp. CCD -13°C]

#### 5.5.4.4 Verificación de prestaciones científicas: SNR y resolución espectral

Los requisitos más relevantes de prestaciones científicas verificados con el RLS EQM se muestran a continuación.

##### 5.5.4.4.1 SNR

Tal y como hemos descrito varias veces a lo largo de esa tesis, el requisito de SNR fue definido para unas condiciones concretas del sistema y una serie de muestras de referencia. Esta definición completa se puede encontrar en la sección de verificación del BB. En particular el requisito de SNR para la calcita y ciclo-hexano era el siguiente:

- La calcita en bruto debe alcanzar una SNR de 550 con un tiempo de adquisición de 1s,
- El ciclohexano debe alcanzar una SNR de 680 para un tiempo de adquisición de 1s.

Se ejecutaron varias pruebas para la verificación del requisito. Para analizar la calcita el CCD se comandó a una temperatura de -25°C, mientras que el ciclohexano a temperatura ambiente, lógicamente penalizando el resultado con esta muestra al incrementar el ruido considerablemente en el sistema y por lo tanto, las prestaciones finales alcanzadas para este caso.

El resultado de las muestras analizadas con el sistema RLS EQM se muestra en la **tabla 5.5.4** para la verificación de la SNR. Además, se muestran los espectros obtenidos (procesados y calibrados): con la calcita en bruto, **figura 5.5.14** y con el ciclo-hexano, **figura 5.5.15**.

Material	PeakPosition	Intensity	SNR	FWHM
Calcita	1086	35119	1445.91	11.51
CicloHexano	815	29885.4	237.727	12.73

Tabla 5.5-4 [Resultado Verificación SNR con muestra s patrón en el RLS EQM]

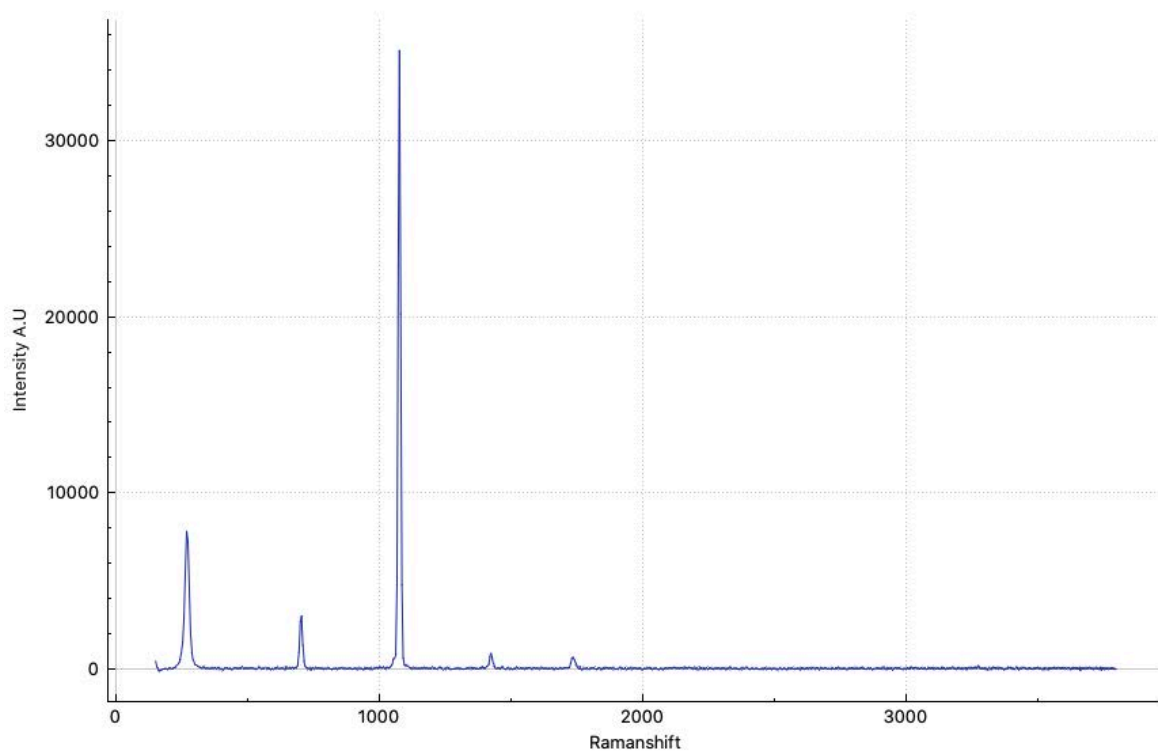


Figura 5.5-14 [Espectro RLS EQM calibrado de Calcita "bulk". Tiempo integración 1s. Temperatura CCD - 25°C. SNR 1445]

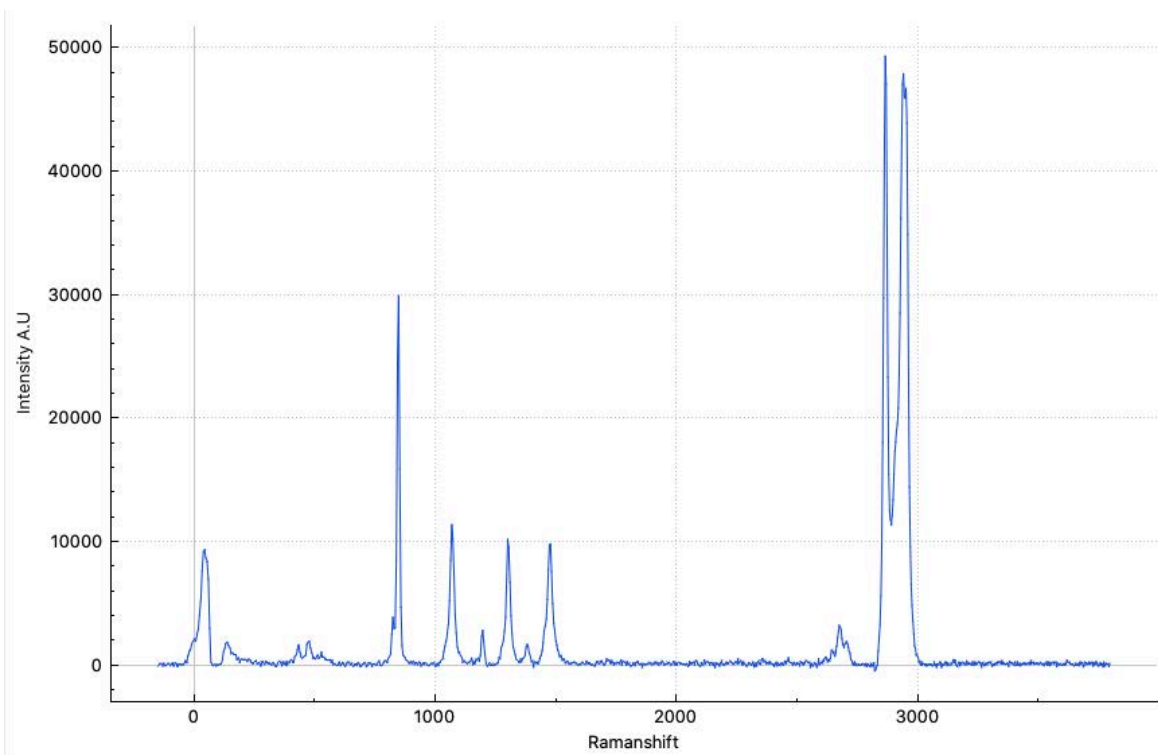


Figura 5.5-15 [Espectro RLS EQM calibrado de Ciclo-hexano. Tiempo integración 0.7s. Temperatura CCD 22°C (ambiente). SNR 237]

El análisis de los resultados del ensayo realizado sobre la cacita, muestra que se cumple el requisito de SNR alcanzando un valor de 1445, con respecto al valor requerido que es 550. Sin embargo, el valor de SNR obtenida con el ciclohexano es de 237 (valor de referencia es de 680 para 1s), que no llega al valor requerido. Por lo tanto, se podría considerar como un incumplimiento parcial, si bien es necesario realizar las siguientes consideraciones sobre este valor obtenido. Primero, las condiciones en las que el ensayo fue realizado no eran del todo óptimas, ya que el CCD se encontraba a temperatura ambiente lo cual se traduce en un claro aumento del ruido en el sistema. Segundo, hay que considerar el relativamente alto nivel de corriente de oscuridad generado en CCDs del tipo utilizado en RLS. En condiciones de no refrigeración, la corriente de oscuridad es capaz de saturar el CCD en tiempos relativamente cortos, por lo que el tiempo de adquisición no estaba ajustado a las necesidades del requisito (se utilizaron 0.7s en lugar de 1s) para evitar la saturación del CCD.

Teniendo en cuenta 1- lo anteriormente expuesto, 2- que el incremento del tiempo de integración aumenta la SNR (en condiciones de baja corriente de oscuridad, por ejemplo, a bajas temperaturas del CCD), y 3- que la calcita cumplía con soltura el requisito, se concluyó que el valor de SNR fuera de requisito para el caso del ciclohexano se debía principalmente a los altísimos niveles de bias facilitados por la alta temperatura del CCD, y que por tanto en condiciones nominales de operación de RLS, con el CCD a baja temperatura, el requisito es perfectamente alcanzable.

#### 5.5.4.4.2 Resolución espectral

Siguiendo un procedimiento similar al que se realizó con el BB para obtener la resolución espectral del instrumento, con el EQM también se determinaron las anchuras a media altura (FWHM) de los picos obtenidos por el sistema RLS EQM al inyectarle directamente las lámparas de calibración de Neón y Hg-Ar a temperatura ambiente. En las **figuras 5.5.16** y **5.5.17** se muestran los espectros obtenidos para la lámpara de Neón y para la de Hg-Ar, respectivamente.

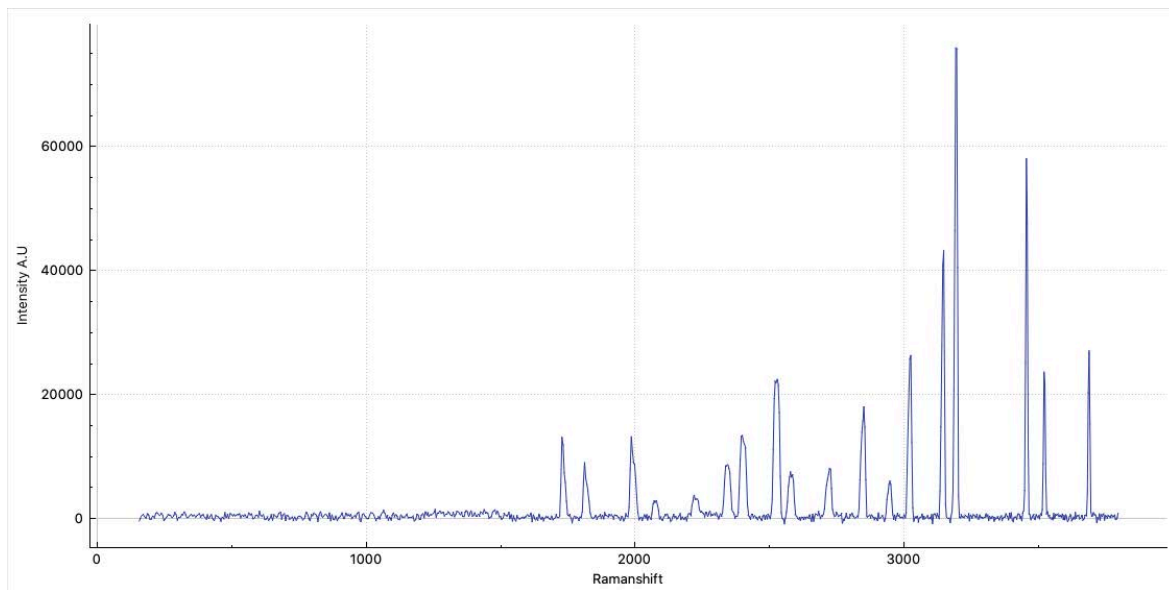


Figura 5.5-16 [Espectro de la lámpara Neón]

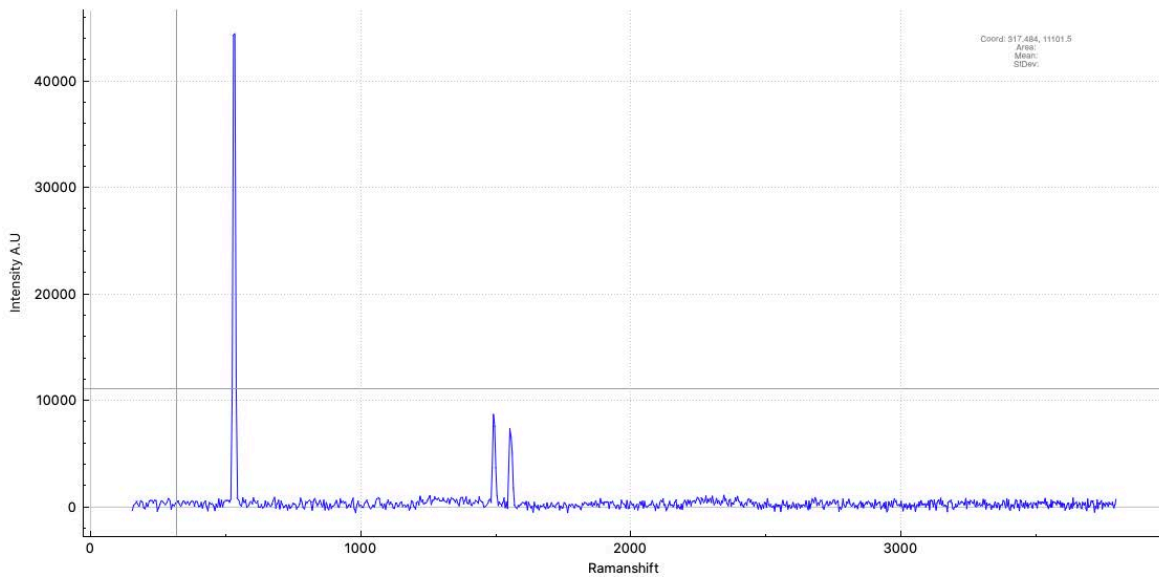


Figura 5.5-17 [Espectro de la lámpara Hg-Ar]

En la **figura 5.5.18** se observa que para las longitudes de onda centrales no se alcanza el requisito de resolución. Se puede considerar que existe de nuevo una inclinación del plano focal respecto a su zona central (ver figura 5.5-4), lo que podría justificar que la zona central del CCD estuviera peor enfocada que los extremos, traduciéndose en una peor resolución espectral en la zona central que en los extremos, como se había observado.

Se planteó la necesidad de realizar un rediseño en el SPU para el modelo de vuelo, que permitiera un ajuste más fino en el alineamiento del CCD, aunque el calendario de entrega planteado por la ESA imposibilitó esa primera opción. Como medida intermedia, se concluyó en un procedimiento de integración, tanto del CCD como de su trenchilla térmica del SPU, que permitió minimizar la posible inclinación inducida en el plano focal durante la integración y los ensayos térmicos de verificación posteriores.

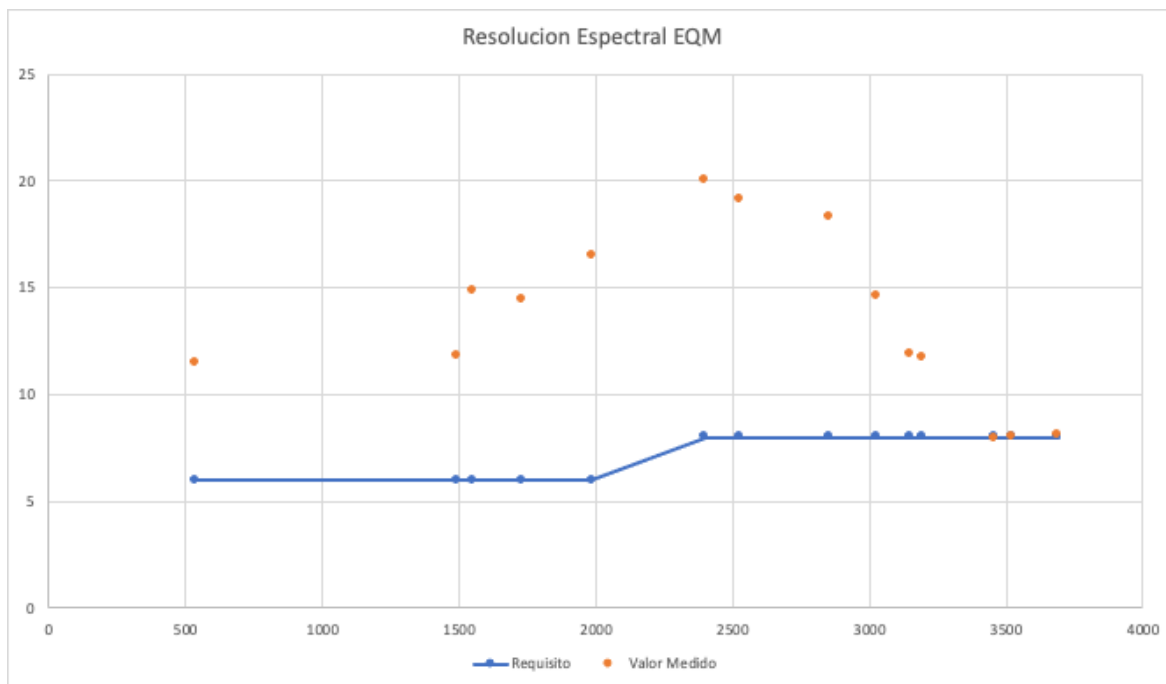


Figura 5.5-18 [Espectro de la lámpara HgAR]

#### 5.5.4.5 Verificación de la carga biológica en el RLS EQM

EL RLS EQM fue el primer modelo de RLS durante cuya integración y verificación se siguieron los protocolos, procedimientos y procesos establecidos por la ESA en el contexto de la protección planetaria (PP); es decir, los protocolos de control de contaminación particular, molecular y biológica necesarios para cumplir con los requisitos de contaminación establecidos por la ESA (1000 esporas / m<sup>2</sup>) para todas las unidades de RLS EQM para poder ser integradas en el ALD del Rover.

La mayor parte de las tareas de integración y de los ensayos se realizaron dentro de una sala limpia, con temperatura y humedad controladas, de clase ISO-8. Pero para poder alcanzar los requisitos de PP, las actividades de montaje y las pruebas eléctricas / funcionales fue necesario realizarlas dentro de una cámara de flujo laminar ISO 4.

La verificación del nivel de carga biológica la realizó personal del INTA capacitado (curso de PP Nivel 3) en el laboratorio de PP instalado en el INTA para tal efecto. Los ensayos de carga biológica ("assays") para determinar el nivel de esporas de las unidades, fueron realizados de acuerdo a los procedimientos de la ESA.

Dado que no todas las pruebas de verificación podían realizarse dentro de la sala limpia, siendo necesario trasladar el sistema entre distintas instalaciones del INTA (ensayos térmicos, de EMC, etc.) y a fin de evitar cualquier contaminación (particular, molecular y/o biológica), hubo que diseñar y fabricar una urna en la que se metían las unidades RLS EQM durante el traslado (con la particularidad de que, además, la urna servía también de protección frente a ESD). Urna y sistema eran limpiados antes de los traslados realizando verificaciones de carga biológica en su superficie interna para obtener cero esporas. Esta urna permitía realizar los ensayos sin ninguna perturbación, incluso los de EMC (fue especialmente diseñada para eso).



Antes de la entrega de las unidades RLS EQM a la ESA y TAS-i se realizaron ensayos de reducción de carga biológica en las unidades de RLS.

- En las unidades SPU, IOH y EH se utilizó el método DHMR, exponiendo las unidades a ambiente 110°C y presión  $10^{-5}$ mbar durante 16 horas;
- Los cables OH EQM se limpiaron con una toalla estéril e IPA al 70%;
- El método de reducción de carga biológica realizado en la ICEU fue el peróxido de hidrógeno (denominado "Sterrad"). Este método también es aprobado por la ESA.

En el momento de la entrega al instrumento, se limpiaron las unidades RLS EQM y se tomaron bioensayos de las áreas representadas con el resultado de 0 esporas;

### 5.5.5 Control de los presupuestos del RLS EQM

#### 1. Masa

El resultado de pesar las unidades EQM de RLS durante la entrega al sistema se muestra en la **tabla 5.5-5**. La masa total del sistema está muy por debajo del requisito de 2.5kg.

RLS EQM Mass		Basic Mass (w/o cont.)	Estimated Mass cont.	Measured Value
11	Spectrometer Unit (SPU)	853.00		844.60
13	Internal Optical Head (IOH)	209.15		223.10
14	ICEU	1075.50		1014.00
15	OH#1			3.70
	OH#2			3.90
	Optical Harness (OH)	7.50		7.60
16	EH#1			40.96
	EH#2			42.01
	EH#3			45.25
	Electrical Harness (EH)	175.86		128.22
4	CT (3)			1.99
	CT (6)			1.97
	Calibration Target	8.00		3.96
	<b>Total mass</b>	<b>2,329.01</b>		<b>2,221.48</b>

Tabla 5.5-5 [Masa medida de las diferentes unidades de RLS EQM]

#### 2. Potencia disipada

Las siguientes figuras muestran las estimaciones de la potencia consumida por el instrumento (potencia máxima) durante la secuencia típica del ciclo de medida sobre la muestra, y en los peores casos ambientales.

- Caso Caliente: Todo el sistema a una temperatura ambiente a 10°C (peor caso operacional, con margen de calificación);
- Caso Frío: Todo el sistema a una temperatura ambiente a -50°C (peor caso operacional, con margen de calificación);

La curva roja de la **figura 5.5-20** representa el consumo de energía "estimado" para el caso operativo en caliente RLS y la curva azul es el consumo de energía real del caso operativo en caliente RLS, es decir, el requisito de potencia se cumple en todos los modos de RLS.



Figura 5.5-20 [RLS EQM consumo potencia real vs estimada. Caso caliente. Ambiente a 6°C, TEM a 24.7°C y CCD a -10°C]

La curva roja de la **figura 5.5-21** representa el consumo de energía “estimado” para el caso operativo en frío RLS y la curva azul es el consumo de energía real del caso operativo en frío RLS. De nuevo, la potencia consumida por RLS en todos los modos, esta por debajo del requisito.

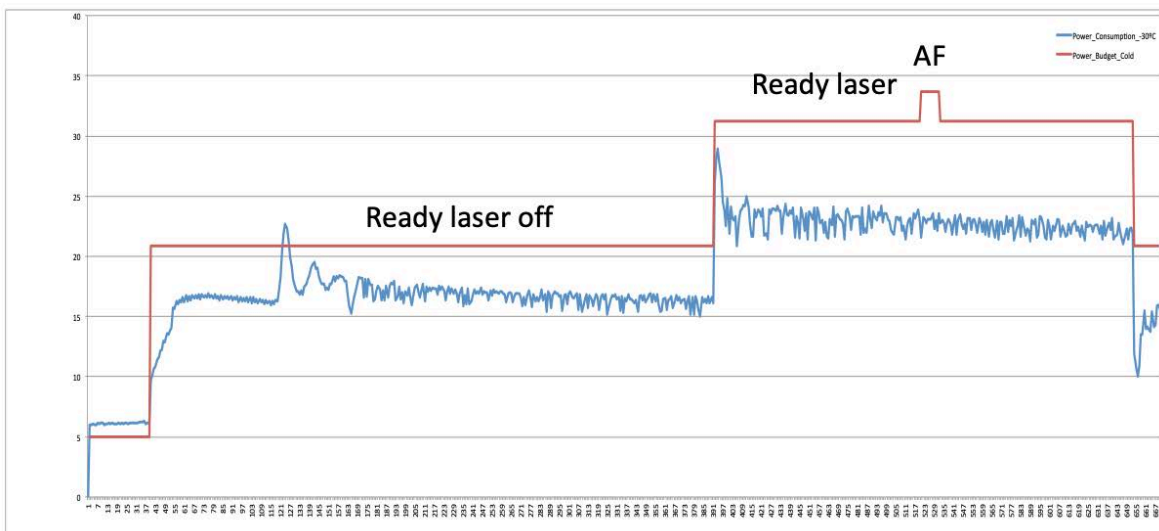


Figura 5.5-21 [RLS EQM consumo potencia real vs estimada. Caso Frio. Ambiente a -40°C, TEM a 24.7°C y CCD a apagado]

### 5.5.6 Integración del RLS EQM en el ALD QM

El ALD QM es el primer modelo de ExoMars que permite la ejecución de pruebas "End-to-End" en un entorno relevante y, por lo tanto, la verificación conjunta [70] de la secuencia completa de operación de RLS incluyendo toda la cadena de procesamiento de la muestra (SPDS) y su posicionamiento correcto debajo de RLS EQM iOH (ver **figura 5.5-22**).

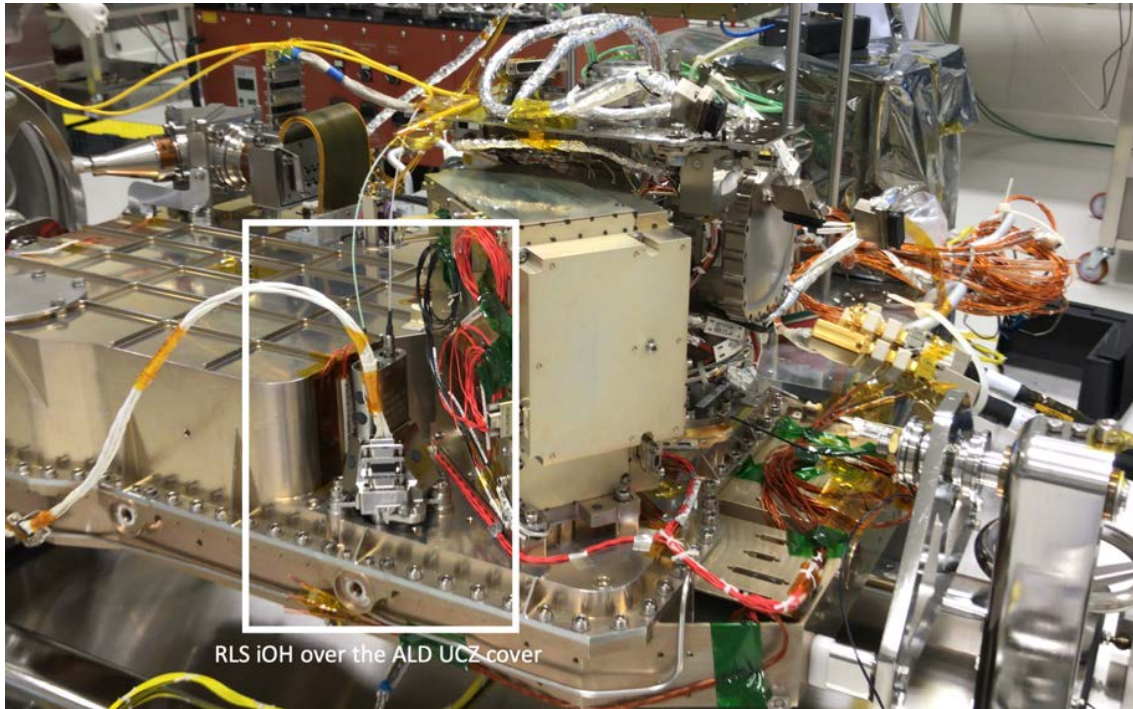


Figura 5.5-22 [RLS iOH encima de la zona UCZ del ALD. Imágenes Cortesía de la ESA, TAS-i y OHB]

El requisito establecido por RLS establece que el ALD y su RC debía garantizar que la posición del plano medio de la muestra después de este proceso de preparación de la muestra, esté dentro del rango de enfoque del RLS iOH. Esto significa, que la muestra debe estar a una distancia de trabajo de  $26 \pm 0,2$  mm desde el plano de montaje del iOH.

La forma de preparar la muestra y aplanarla una vez distribuida en el RC ("Refilable Container") cambia en cada proceso de aplanamiento (ver **figura 5.5-23**) con lo cual la distancia relativa de la muestra con respecto al iOH presentaba cierta incertidumbre.



Figura 5.5-23 [ALD estación de dosificación. Muestra en el RC del SPDS ALD. Imágenes Cortesía de la ESA, TAS-i y OHB]

Para verificar que RLS podía trabajar correctamente, es decir, era capaz de enfocar su luz de excitación sobre la muestra, durante las pruebas con el EQM había que validar que la muestra estaba efectivamente bien posicionada debajo del RLS iOH. Para ello, se utilizó el sistema AF, logrando en cada punto de la muestra analizada la mejor posición de foco y, así, verificándose que dicho sistema era capaz de absorber la rugosidad de la muestra producto del proceso de aplanamiento.

Además, a través de la posición alcanzada final en cada punto por con el sistema de AF de RLS, se podía obtener la rugosidad real de la muestra presentada y preparada por el SPDS y de esta forma así calcular y verificar donde se posicionaba el plano medio de la muestra con respecto al iOH.

El procedimiento específico para controlar el ALD QM y el RLS EQM para llevar a cabo la verificación que acaba de describirse, fue definido conjuntamente entre TAS-i y el equipo de RLS.

#### 1. Secuencia operativa de RLS EQM:

El RLS EQM fue configurado y programado con los mismos parámetros utilizados durante las pruebas del sistema en el INTA (activación del control térmico y acumulaciones). El número de puntos a analizar era, aproximadamente, 20 (dependiendo de las limitaciones de tiempo para usar el ALD), sincronizando los movimientos del SPDS con la operación de RLS. En cada punto alcanzado por el SPDS, RLS ejecutaría el algoritmo de AF, para obtener la mejor posición de enfoque.

#### 2. Comandado ALD / SPDS QM:

El SPDS / QM fue programado para que el RLS iOH pudiera escanear un área grande de la muestra en pasos de 400/200 micras (mas grande que el tamaño del spot de RLS para evitar solapamientos).

Los resultados obtenidos con el RLS AF durante el escaneo de la muestra mostraron que la muestra en el RC se encuentra a la distancia de trabajo correcta (ver **figura 5.5-23**). El

promedio tras el proceso de aplanamiento de la muestra obtenidos con el sistema RLS AF es de  $-106 \mu\text{m}$ , con una desviación entre puntos de  $130 \mu\text{m}$  (ver **figura 5.5.24**).

Los resultados obtenidos con el RLS AF coinciden con la calificación del SPDS / QM durante las pruebas de los mecanismos y la medición del plano.

A partir de estos resultados, el plano de muestra promedio está a una distancia de  $26 -0,2 \text{ mm}$  con respecto al RLS iOH.

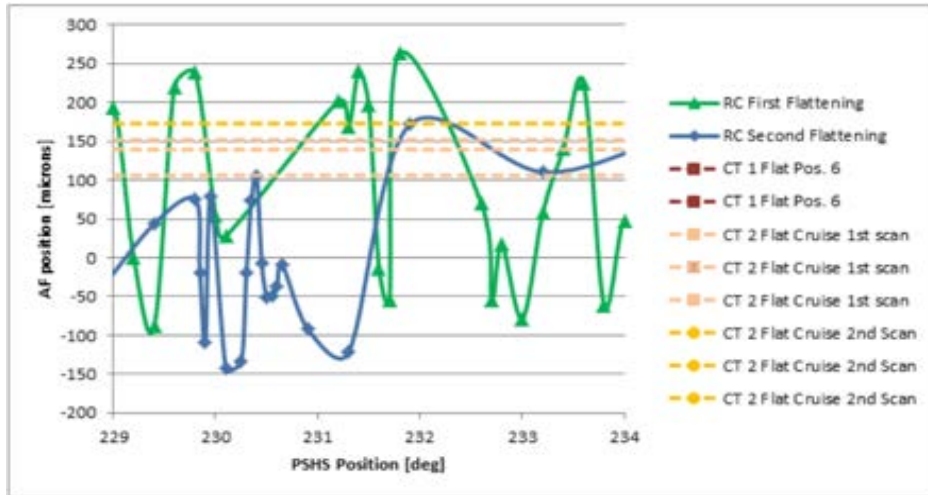


Figura 5.5-24 [Escaneo completo de la muestra con el sistema de RLS iOH AF]

### 5.5.7 VCD DE RLS: Verificación del RLS EQM

Como resultado del proceso de validación y los resultados, el VCD (tabla 5.5-6) muestra los resultados de la verificación con el modelo RLS EQM.

VCD				
Modelo	Req. Id	Nombre Requisito	Estado	Comentario
1. EQM Térmico	RLS-SSS-IOH-THM-1026	TRP iOH	C	
	RLS-SSS-IOH-THM-1061	Estabilidad iOH	C	
	RLS-SSS-IOH-IF-891.	Consumo iOH	C	
	RLS-SSS-SPU-THM-1112	TRPs SPU	C	
	RLS-SSS-SPU-ELC-946	Consumo TEC	C	
	RLS-SSS-SPU-ELC-1132	Consumo Heater	C	
	RLS-SSS-ICEU-THM-1257	TRP ICEU	C	
	RLS-SSS-ICEU-THM-1261	Temperatura Laser	C	
	RLS-SSS-ICEU-ELC-1008	Consumo ICEU	C	
2. EQM Estructural	RLS-SSS-ITS-MEC-19450	Prop. Másicas	C	
	RLS-SSS-ITS-MEC-19491	Cargas Choque	C	
	RLS-SSS-ITS-MEC-19490	Cargas Random;	C	
	RLS-SSS-ITS-MEC-19491	Cargas Cuasi-Estáticas	C	
	RLS-SSS-ITS-MEC-19489	Cargas Seno	C	
3. EQM IF Datos	RLS-SSS-ITS-IF-19445	I/F de Comunicaciones.	C	
4. EQM EMC	RLS-SSS-ITS-ELC-19333	Calidad de potencia. Distribución de energía	C	
	RLS-SSS-ITS-ELC-19444	Calidad de potencia. Compatibilidad con LCL	C	
	RLS-SSS-ITS-ELC-20345	Calidad de potencia. Rango de voltaje de entrada	C	
	RM-EMC-REQ-1360	Emisiones Conducidas	C	
	RM-EMC-REQ-1410	Susceptibilidad Conducida	C	
	RM-EMC-REQ-1370	Emisiones Radiadas	C	
	M-EMC-REQ-1430	Susceptibilidad Radiada	NC	
	RLS-SSS-ITS-MEC-19489	ESD (Descarga Electroestática)	C	
5. RLS EQM Funcionales AF Térmico Laser CCD	RLS-ITS-THM-19340	Provisión de control térmico RLS FM;	C	
	RLS-ITS-FUN-20255	Provisión de control térmico ICEU;	C	
	RLS-ITS-FUN-19341	Control térmico RLS SW;	C	
	RLS-ITS-IF-19443	Asignación de energía de RLS;	C	
	RLS-ITS-FUN-19336	Provisión y funcionalidad de enfoque iOH	C	
	RLS-ITS-FUN-19314	Acondicionamiento de señal de retroalimentación del AF	C	
	RLS-ITS-FUN-20256	Función "Driver" del AF (ICEU)	C	
	RLS-SSS-FUN-873	Algoritmo de enfoque automático;	C	
	RLS-ITS-MEC-19510	Estado del monitor del mecanismo;	C	
	RLS-ITS-PRF-19337	Rango de recorrido del AF	C	
	RLS-ITS-PRF-19338	Resolución del mecanismo de enfoque;	C	
	RLS-ITS-FUN-20250	Funcionalidad deAdquisición;	C	
	RLS-ITS-FUN-20254	Control y la polarización del CCD;	C	
	RLS-SSS-FUN-1070	Tamaños de ROI;	C	
	RLS-ITS-OP-19329	Tiempo para la adquisición del espectro Raman;	C	
	RLS-ITS-FUN-19306	Funcionalidad de la señal de excitación.	C	
	RLS-ITS-PRF-19321	La excitación del láser será redundante;	C	
6. EQM Prestaciones	RLS-SSS-ITS-PRF-19327	SNR	C	
	RLS-SSS-ITS-PRF-19309	Resolución Espectral.	PC	
7. EQM PP	RLS-ITS-PP-20373	Contaminación Orgánica (media)	C	
	RLS-ITS-PP-20375	Compatibility with DHMR	C	
8. EQM IF Muestra	PPL-ENG-RLS-0130	Distancia del iOH a la muestra	C	

Tabla 5.5-6 [VCD del RLS EQM]



## 5.6 Verificación Modelo RLS EIS

El RLS EIS (“Electrical Interface Simulator”) es un modelo físico desarrollado y verificado frente a los requisitos de IF eléctricos de RLS y es principalmente representativo del Diseño Detallado alcanzado en el RLS EQM sobre las interfaces eléctricas de RLS (también del funcionamiento de ASW). Por ser su principal objetivo el verificar las interfaces eléctricas externas del instrumento, que tienen lugar a través de la ICEU, este modelo fue desarrollado principalmente por los responsables de la unidad ICEU.

El EIS se está utilizando en el modelo de verificación de aviónica (“*Avionic Test Bench*” - ATB) de TAS-i para estudiar la viabilidad del procedimiento de integración y verificación de RLS con el ALD (incluido el SW).

El RLS EIS es un simulador de la interfaz eléctrica del instrumento RLS con el ALD y debe ser representativo en términos de:

- Interfaces eléctricas y de potencia, incluidos los conectores;
- Interfaces de datos (CANBus). Para el envío y recepción de TCs y TMs;
- Interfaces funcionales: simula el comportamiento del instrumento RLS realizando cambios de modos operativos en términos de transferencia de datos y disipación de potencia.

Este modelo se integrará con el software del Rover OBSW (MMS) para realizar pruebas de integración SW (entre RLS ASW y RM MMS), pruebas funcionales y operacionales para la ejecución de operaciones de alto nivel de RLS y observar el comportamiento simulado (acciones y tareas de Rover).

Para continuar con la estrategia de verificación incremental establecida por RLS, el diseño y desarrollo del RLS EIS comienza una vez que se establecieron las características y diseño implementado en el RLS EQM y las interfaces eléctricas con respecto al ALD estaban cerradas. El flujo de actividades de verificación comienza desde el nivel unidad donde los responsables de la ICEU, integran el EIS al completo y verifican los requisitos de interfaces eléctricas (inrush, calidad de potencia, etc).

Una vez el EIS es verificado a nivel unidad el RLS EIS, es entregado al sistema donde se realizan pruebas de integración y verificación ASW, para completar la verificación del EIS con las pruebas funcionales antes de ser enviado a la ESA/TAS-I en noviembre del 2018.



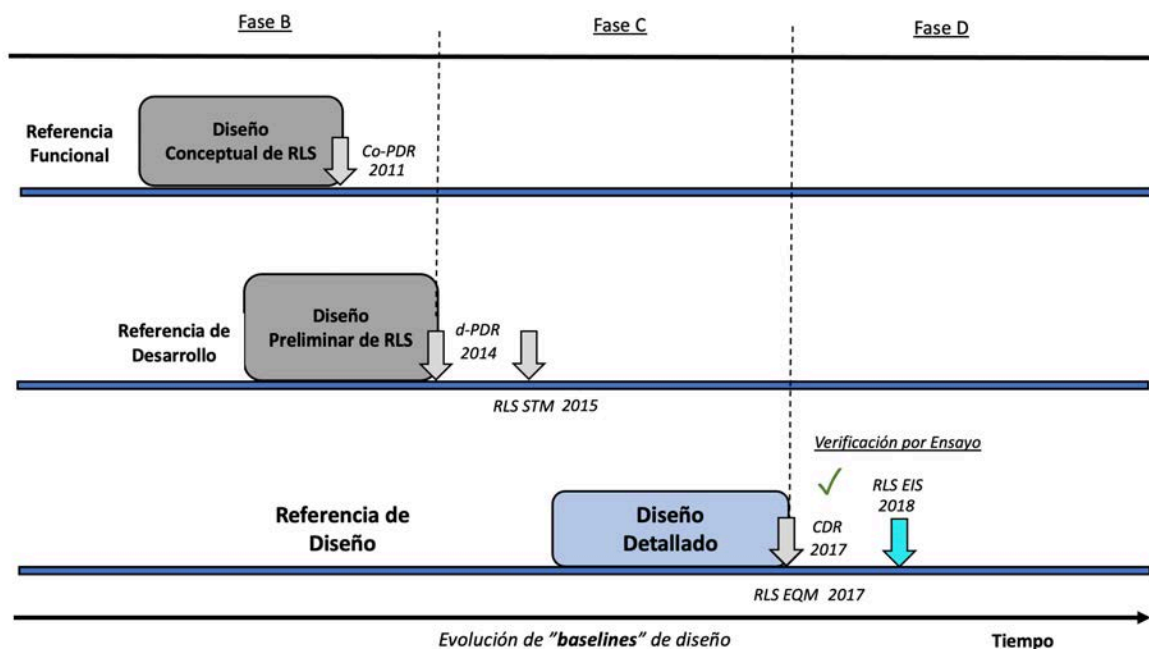


Figura 5.6-1 [Verificación IF Eléctrica con RLS EIS. Representativo Diseño Detallado tras revisión CDR]

### 5.6.1 Configuración del RLS EIS

El RLS (EIS) es un modelo físico basado en los principales elementos de control del Diseño Detallado del instrumento RLS, la tarjeta de potencia y la tarjeta del procesador. Gestionando los diferentes modos de operación de RLS, a través de cargas resistivas que simulan los demás elementos disipativos del instrumento RLS: el láser, el TEM, la tarjeta de FEE, los sensores térmicos del SPU y el TEC y el IOH con el sistema AF.

Ambas tarjetas electrónicas, la potencia y procesadora son representativas de la configuración del diseño de vuelo de RLS. Las principales excepciones son la calidad de los componentes electrónicos, la memoria PROM donde se quema el BSW es una EEPROM para EIS y todos los conectores de las placas son accesibles en cualquier momento para EIS (incluido el conector de programación FPGA y el conector de depuración de software).

Además, el RLS EIS implementa las siguientes configuraciones representativas:

- Las interfaces de datos CANBus (RVIS) y la de potencia a través de dos conectores físicos (diseño de vuelo);
- La tarjeta procesadora implementa la FPGA reprogramable (diseño de vuelo);
- El código BSW se puede reprogramar (No diseño de vuelo);
- Permite configuración para la correcta operación, como el resto de modelos físicos de RLS, aunque con las características particulares del RLS EIS;
- ASW de características muy similares que el diseño de vuelo adaptado a las necesidades del RLS EIS.

Para alcanzar los objetivos asociados al RLS EIS los requisitos aplicables se encuentran en la tabla 5.1-2 de la sección 5.1. Las características del modelo RLS EIS se resumen en la tabla 5-4-2.

## 5.6.2 Requisitos del RLS EIS

Como hemos dicho el RLS EIS debe ser representativo de la IF eléctrica de RLS (potencia y datos, y del funcionamiento del sistema. Esta sección solo se muestra una parte muy menor de los requisitos aplicables al RLS EIS, pero son aquellos considerados como más relevantes y representativos que mejor permiten reflejar el proceso y resultados de verificación sobre el RLS EIS

### Requisitos IF de Potencia

Req. ID. **RLS-ITS-ELC-19333** Distribución de energía El EIS debe ser alimentado internamente a través de los siguientes voltajes:

- +5V (+/- 2%) a 3,45 A;
- -5V (+/- 1%) @ 0,175 A;
- +3,3V (+/- 1%) a 0,92 A;
- +1,5V (+/- 1%) a 0,92 A;
- +15V (+/- 5%) @ 0,175 A;
- +30V (+/- 10%) @ 0,14A.

Req. Id. **RLS-ITS-ELC-19444** Compatibilidad con LCL. El instrumento RLS debe cumplir con la siguiente disposición LCL de clase 2.5 A (ver **figura 5.6.2**)

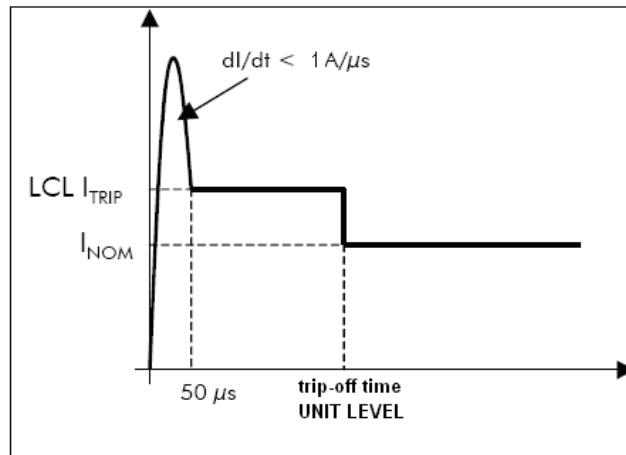


Figura 5.6-2 [Curva de encendido de RLS]

La línea de salida de la potencia del (LCL) se apagará después de 8 ms y antes de 15 ms. La limitación de RLS debe ser compatible con la disipación del interruptor térmico.

Req. Id. **RLS-ITS-ELC-20345** Rango de voltaje de entrada. El instrumento RLS se encenderá con una línea no regulada de 28V y estará operativo con un rendimiento nominal dentro de un voltaje de entrada en el rango de 26V a 29,4V.

Req. Id. **RLS-ITS-IF-19443** Asignación de potencia. El instrumento se diseñará de manera que la potencia asignada pico total no exceda en ninguna fase operativa y operación de 36.5W.

### Requisitos IF Datos (CANBus)

Req. Id. **RLS-ITS-IF-19445** I/F de Comunicaciones. La I/F de comunicaciones constará de dos enlaces CAN BUS (principal y redundante):

- CAN\_H\_A (enlace principal)
- CAN\_L\_A (enlace principal)
- CAN\_H\_B (enlace redundante)
- CAN\_L\_B (enlace redundante)

#### Requisitos SW

Como hemos dicho el RLS EIS, simula el comportamiento de RLS y debe ser representativo del diseño detallado del ASW de RLS; ya que se usará como modelo de verificación del SW de MMS (Rover).

EL RLS EIS se verificó contra los requisitos de la SSS (especificación de SW de RLS), mismos requisitos, que los ejecutados con el RLS EQM, implementados a través de los llamados Q2 de RLS (ver **tabla 5.6-1**). A continuación, se hace un resumen de los principales requisitos verificados.

Rq. Id. **RLS-ITS-FUN-19346** Interfaces RLS SW. La funcionalidad de comunicación El RLS SW gestionará la comunicación con el Rover a través del CANBus y sus unidades internas.

Requisitos SW para realizar Q2 (**tabla 5.6-1**)

Req. Id	Nombre Requisito	Test Description
T-ASW-EIS-02-001	T_SEND_TC	Prueba funcional que verifica la funcionalidad de reaccionar a un TC enviado por RVIS
T-ASW-EIS-02-002	T_REGISTERS_INITIALIZATION	Pruebas funcionales que comprueban la correcta inicialización de los registros ASW
T-ASW-EIS-02-003	T_THERMAL_CONTROL	ASW implementará algunas operaciones con respecto al control térmico y la seguridad justo después de recibir la orden de salir del modo de operación cuando se ordene el cambio a Seguro.
T-ASW-EIS-02-004	T_OPERATION_SAFE_TRANSITION	Prueba funcional que verifica cada transición del modo de funcionamiento al modo seguro.
T-ASW-EIS-02-005	T_MODE_TRANSITION	Prueba funcional que verifica la funcionalidad de cambio de modo en el comando de RVIS
T-ASW-EIS-02-006	T_HOUSEKEEPING	Prueba funcional que verifica la funcionalidad de los parámetros de limpieza (sensores de temperatura y salidas de la placa de potencia) enviada periódicamente a RVIS
T-ASW-EIS-02-001	T_SEND_TC	Prueba funcional que verifica la funcionalidad de reaccionar a un TC enviado por RVIS
T-ASW-EIS-02-002	T_REGISTERS_INITIALIZATION	Pruebas funcionales que comprueban la correcta inicialización de los registros ASW
T-ASW-EIS-02-003	T_THERMAL_CONTROL	ASW implementará algunas operaciones con respecto al control térmico y la seguridad justo después de recibir la orden de salir del modo de operación cuando se ordene el cambio a Seguro.
T-ASW-EIS-02-004	T_OPERATION_SAFE_TRANSITION	Prueba funcional que verifica cada transición del modo de funcionamiento al modo seguro.
T-ASW-EIS-02-005	T_MODE_TRANSITION	Prueba funcional que verifica la funcionalidad de cambio de modo en el comando de RVIS
T-ASW-EIS-02-006	T_HOUSEKEEPING	Prueba funcional que verifica la funcionalidad de los parámetros de limpieza (sensores de temperatura y salidas de la placa de potencia) enviada periódicamente a RVIS
T-ASW-EIS-02-028	T_MONITORING_HK	Prueba funcional que verifica la funcionalidad de monitoreo de HK en ASW, yendo a salvo cuando cualquier HK se sale de rango.
T-ASW-EIS-02-029	T_FDIS_REDUCED	Prueba funcional que comprueba la funcionalidad FDIS de forma reducida con las capacidades de una prueba funcional
T-ASW-EIS-02-030	T_IOH_MOVEMENT	Prueba funcional que comprueba el movimiento del motor IOH con los diferentes TC IOH

Tabla 5.6-1 [Requisitos de RLS de SW aplicables al RLS EIS]

## 5.6.3 Resultados del RLS EIS

### 5.6.3.1 Resultados verificación de la IF de Potencia del EIS

#### 5.6.3.1.1 Calidad de potencia

Uno de los requisitos mas importantes de IF eléctricos de RLS es el que esta definido por el "in-rush" (19444) Define la corriente de entrada instantánea máxima consumida por un dispositivo eléctrico cuando se enciende por primera vez. Normalmente se define por un intervalo de tiempo y por un corriente límite. El requisito del rover para RLS este definido o expresado en la **imagen 5.6-3** por la curva azul (máxima corriente 2.5A y 7 ms) y la curva rosa, es el resultado del consumo de corriente del RLS EIS durante el encendido.

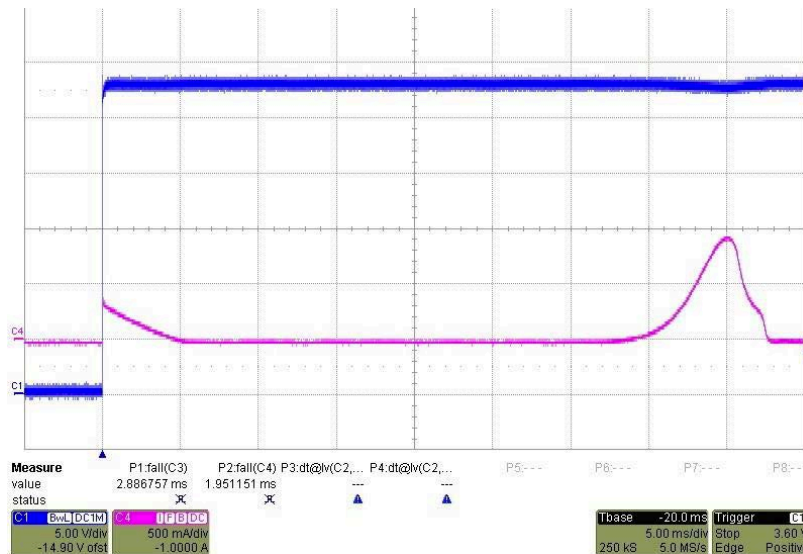


Figura 5.6-3 [Corriente durante encendido "in-rush" del RLS EIS frente el nivel del LCL]

La tarjeta de potencia alimenta internamente a través de los convertidores DCDC a las unidades de RLS. En el caso del EIS, la gran mayoría de esas unidades fueron sustituidas por resistencias para simular el consumo disipativo (i.e TEC, laser, etc) del sistema. Para mantener un diseño lo más fiel al diseño de vuelo y para alcanzar los consumos de potencia requeridos, la estabilidad en esos convertidores se debía garantizar. La **tabla 5.6-2** incluye la comparativa de los requisitos (id. 19333) de dichas tensiones de alimentación con el valor obtenido. El valor de tolerancia es un poco mas relajado que el de vuelo, pero todos los valores estaban dentro de rango.

Tension [V]	Tolerancia [%]	Rango	Valor obtenido (V)
+1.5V	+/-3 %	1.455 V < Vs < 1.545 V	1.51
+ 3.3V	+/-3 %	3.2 V < Vs < 3.4 V	3.304
+ 5V	+/-3 %	4.85 V < Vs < 5.15 V	5.052
-5V	+/-10 %	-5.5 V < Vs < -4.5 V	-4.474
+5V laser	+/-3 %	4.85 V < Vs < 5.15 V	5.052
+15V	+/-10 %	13.5 V < Vs < 16.5 V	16.3
+30V	+/-5 %	28.5 V < Vs < 31.5 V	30.03

Tabla 5.6-2 [Tensiones de alimentación interna del RLS EIS]

El RLS EIS como todos los modelos funcionales de RLS se comanda desde el Rover a través de los dos conectores de interfaz: J01 para la alimentación de potencia y el J02 para la IF de datos.

#### 5.6.3.1.2 Consumo de potencia por modos

Tal y como hemos dicho, el RLS EIS es un modelo representativo funcionalmente de RLS y como tal permite configuración operacional de aquellos elementos HW y SW que se desean operar (mediante los parámetros del sistema) Como sabemos, mediante la configuración RLS podemos modificar muchos parámetros que afectan a la funcionalidad del sistema y los recursos finales del mismo. Por ejemplo, nominalmente en RLS si una operación se realiza a temperatura ambiente, lo que significa que el TEC no se activa, con el impacto en el consumo del sistema.

El comportamiento del RLS EIS se basa en la máquina de estados de RLS y sus cinco modos de funcionamiento, en cada estado o modo, se puede realizar un determinado conjunto de operaciones o actividades. Los cambios de un modo a otro se pueden realizar automáticamente enviando el correspondiente TC al instrumento, si ese cambio es permitido.

Por lo tanto, el consumo de potencia del RLS EIS se basa en la configuración planteada para un determinado ensayo y los modos de funcionamiento del instrumento RLS. El peor caso de consumo de potencia del RLS EIS (ver **tabla 5.6-3**) está en conformidad con los requisitos de potencia del instrumento. Estos valores son algo mas elevado que los del RLS EQM, este modelo incluye cargas resistivas equivalentes a los peores casos ambientales de RLS (id. **19443**).

RLS MODES		CURRENT (A)	POWER (W)
Init		0.26	7.22
Stand-by		0.31	8.76
Stand-by	(Ready Transition)	0.87	24.47
Ready	(laser Off)	0.87	24.47
Ready	(laser ON)	1.17	32.87
Operation	(laser ON)	1.17	32.87
Operation	(focussing)	1.17	32.87
Operation	(acquisition)	1.17	32.87
SAFE		0.31	8.71

Tabla 5.6-3 [Potencia obtenida por el EIS en los distintos modos de operación de RLS]

### 5.6.3.2 Resultados verificación de la IF de CANBus del EIS

El EIS implementa la tarjeta procesadora que utiliza el CANBus como enlace de comunicación con el Rover DHS. Con el fin de demostrar la compatibilidad de la tarjeta procesadora con las necesidades establecidas, esta fue sometida a un plan de pruebas completo. Uno de los test específicos era demostrar que las señales CAN eran las correctas. La siguiente **tabla 5.6-4** muestra le evidencia de la prueba realizada con resultado satisfactorio (Id. **19445**).

Line	Operation	Measurement point	Expected result	Measurement
1	Confirm presence of CAN_RXDA signal  Record oscilloscope trace	Pin 1 IC9 to TP201 (GND)		<i>Confirmed</i>
2	Confirm presence of CAN_TXDA signal  Record oscilloscope trace	Pin 3 IC9 to TP201 (GND)		<i>Confirmed</i>
3	Confirm presence of CAN_H_REDUNDANT signal  Confirm presence of CAN_REDUNDANT signal  Record oscilloscope trace	PL2 Pin 5  PL2 pin 9		<i>Confirmed</i>
5	Time and date of test			<i>11 Apr 2017</i>
6	Passed all tests ?			<i>Yes</i>

Tabla 5.6-4 [Tensiones de alimentación interna del RLS EIS]

### 5.6.3.3 Resultados verificación funcional y SW del EIS

El código ASW se puede depurar y actualizar en el EIS. Implementa mismo diseño que el de vuelo, con la misma máquina de estados:

- Las transiciones entre modos (control térmico) son simuladas. Aunque realistas ya que implementan tiempos obtenidos con el RLS EQM.
- Las TMs generadas por el instrumento son simuladas por el ASW, tanto las científicas como las de ingeniería, salvo las de consumo de potencia que son reales.

Por ejemplo, la posición paso a paso simula comportamiento del sistema de AF. Cuando se ejecuta esta función el sistema devuelve, el rango del "encoder" y la señal de retroalimentación del fotodiodo del AF (ver **figura 5.6-4**).

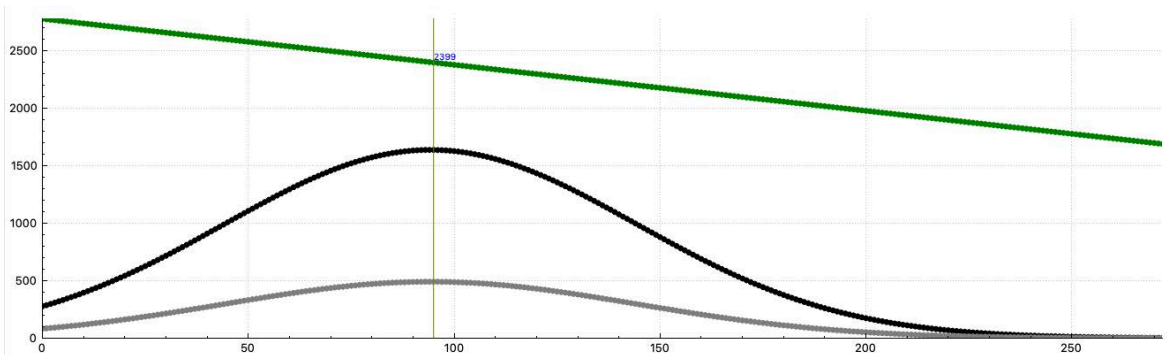


Figura 5.6.4 [Curva Simulada del AF en el RLS EIS]

Las curvas lógicas de temperatura también son simuladas. La lógica de implementación, se ha diseñado para que los tiempos de las transiciones y de estabilizaciones del control térmicos sea lo mas semejante al diseño de vuelo (ver **figura 5.6-5**). Al ser sensores simulados, el RLS EIS no necesita calibración de los sensores térmicos, ya que se ajustan a la simulación implementada.

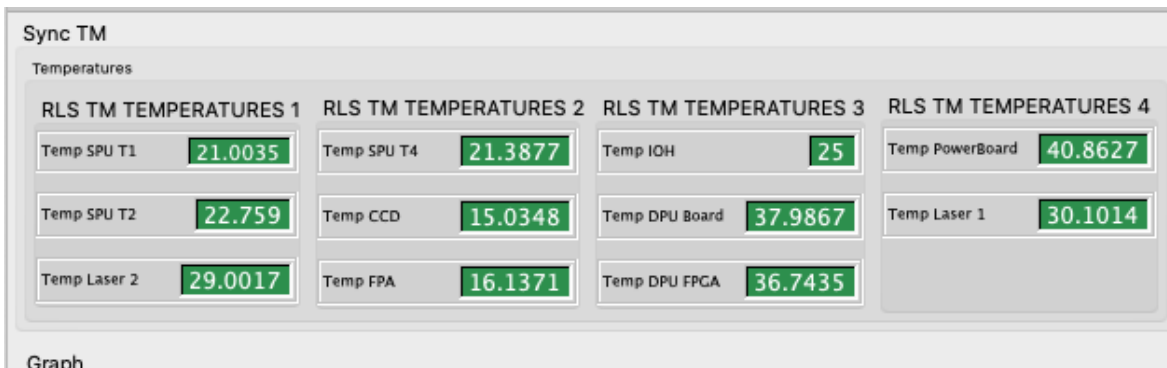


Figura 5.6-5 [TM de temperaturas simuladas en el RLS EIS]

Para la adquisición Raman, las imágenes son una excepción porque el contenido de la TM es solo un contador, ya que el EIS no implementa ni CCD ni FEE (ver **figura 5.6-6**). Permite modificación del tamaño de la ROI (región de interés del CCD), para poder ajustar los datos durante la operación de RLS (NROI es el nominal en la operación científica de RLS).



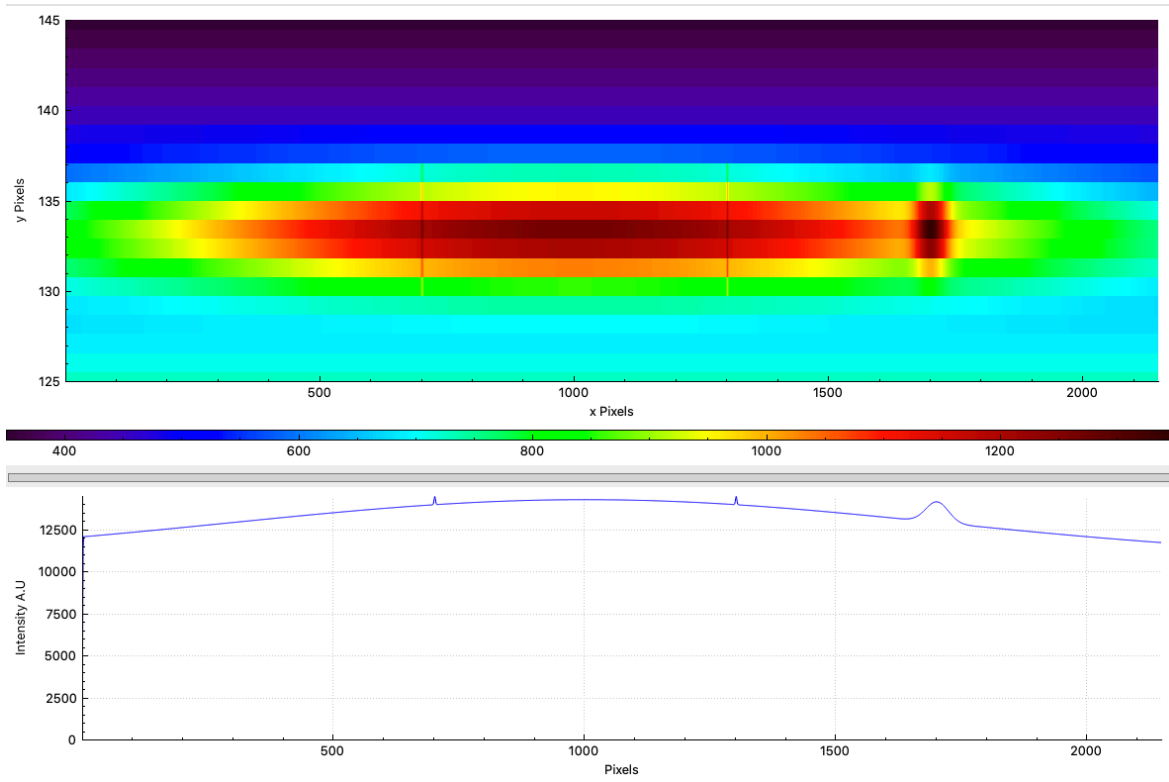


Figura 5.6-6 [TM de ciencia. Imagen NROI Raman simulada en el RLS EIS]

El SW de arranque RLS EIS (modo inicio) y ASW son casi similares al modelo RLS FM, ya que se basan en el mismas TCs/TMs. Esto significa que el modelo RLS EIS se puede operar de manera idéntica que el RLS FM y por ello en primer lugar, debe configurarse a través de TC.

Dado que no todos los elementos de RLS están incluidos en el diseño del EIS, para emular el comportamiento del instrumento se simulan algunas TM como hemos dicho antes. Los valores simulados se ajustaron a lo más realistas posibles considerando los valores alcanzados con RLS EQM.

El ASW fue sometido a un plan de verificación exhaustivo para su uso en el RLS EIS. El plan de ensayos y la ejecución de los mismos se hizo de la misma manera que en el RLS EQM (a través de plan de verificación específico software "Q2").

#### 5.6.4 VCD DE RLS: Verificación del RLS EIS

La **tabla 5.6-5** muestra el VCD asociado a los resultados obtenidos tras la verificación del modelo RLS EIS.

Todos los resultados obtenidos con el RLS EIS, fueron satisfactorios. El RLS EIS hoy en día, aún se está utilizando como herramienta de desarrollo de la IF de SW tanto entre RLS y el ALS.

VCD				
Modelo	Req. Id	Nombre Requisito	Estado	Comentario
RLS EIS Potencia	<b>RLS-ITS-ELC-19333</b>	Distribución de energía	C	
	<b>RLS-ITS-ELC-19444</b>	Compatibilidad con LCL	C	
	<b>RLS-ITS-ELC-20345</b>	Rango de voltaje de entrada	C	
	<b>RLS-ITS-IF-19443</b>	Asignación de potencia.	C	
RLS EIS Datos	<b>RLS-ITS-IF-19445</b>	I/F de Comunicaciones.	C	
RLS EIS ASW	<b>RLS-ITS-FUN-19346</b>	Interfaces RLS SW	C	
	<b>T-ASW-EIS-Q2-001</b>	T_SEND_TC	C	
	<b>T-ASW-EIS-Q2-002</b>	T_REGISTERS_INITIALIZATION	C	
	<b>T-ASW-EIS-Q2-003</b>	T_THERMAL_CONTROL	C	
	<b>T-ASW-EIS-Q2-004</b>	T_OPERATION_SAFE_TRANSITION	C	
	<b>T-ASW-EIS-Q2-005</b>	T_MODE_TRANSITION	C	
	<b>T-ASW-EIS-Q2-006</b>	T_HOUSEKEEPING	C	
	<b>T-ASW-EIS-Q2-001</b>	T_SEND_TC	C	
	<b>T-ASW-EIS-Q2-002</b>	T_REGISTERS_INITIALIZATION	C	
	<b>T-ASW-EIS-Q2-003</b>	T_THERMAL_CONTROL	C	
	<b>T-ASW-EIS-Q2-004</b>	T_OPERATION_SAFE_TRANSITION	C	
	<b>T-ASW-EIS-Q2-005</b>	T_MODE_TRANSITION	C	
	<b>T-ASW-EIS-Q2-006</b>	T_HOUSEKEEPING	C	
	<b>T-ASW-EIS-Q2-028</b>	T_MONITORING_HK	C	
	<b>T-ASW-EIS-Q2-029</b>	T_FDIS_REDUCED	C	
	<b>T-ASW-EIS-Q2-030</b>	T_IQH_MOVEMENT	C	

Figura 5.6-5 [VCD de los resultados obtenidos con el modelo EIS de RLS]

## 5.7 Verificación del Modelo RLS FM

El RLS FM es el modelo de RLS que volará alojado en el Rover Rosalind Franklin de la Misión ExoMars 2022. Este modelo, es el resultado final del proceso de ingeniería de sistemas aplicado en RLS y del proceso de definición, desarrollo y verificación de los requisitos que recogen las necesidades del IP y los condicionantes impuestos por la misión. Se trata del punto culminante de la filosofía de modelos presentada en esta tesis, que concluye con la fabricación y final aceptación del modelo de vuelo, el equipo que llevará a cabo la operación científica en Marte, el RLS FM.

El modelo de vuelo se fabrica e integra acorde a la configuración final "As-Design" de RLS. Esta configuración es la alcanzada y consolidada tras la verificación del RLS EQM, actualizada por las desviaciones surgidas durante los ensayos de calificación hasta la fabricación del RLS FM. (ver figura 5.7-1).

El principal objetivo de la verificación del RLS FM, ya no busca dar cumplimiento a los requisitos para determinar si el diseño es el adecuado, pues su cumplimiento se demostró en el RLS EQM, en este caso el objetivo es asegurar que la fabricación del producto o modelo es conforme al Diseño de Detalle (que el "As-Built" es lo más parecido al "As-Design"), y que está libre de defectos que hayan podido surgir de la fabricación e integración; En otras palabras, la verificación del FM ha de garantizar que el modelo fabricado es al fin y al cabo aceptable para su uso dentro del Rover de ExoMars.

Durante la campaña de aceptación es importante preservar lo máximo que se pueda este modelo, es decir, conservar su tiempo de vida y usarlo lo justo y necesario para demostrar que los procesos de fabricación e integración se han hecho según el Diseño Detallado y que está libre de defectos. Al fin y al cabo, el destino y objetivo final del RLS FM es volar y realizar las operaciones necesarias sobre la superficie de Marte.

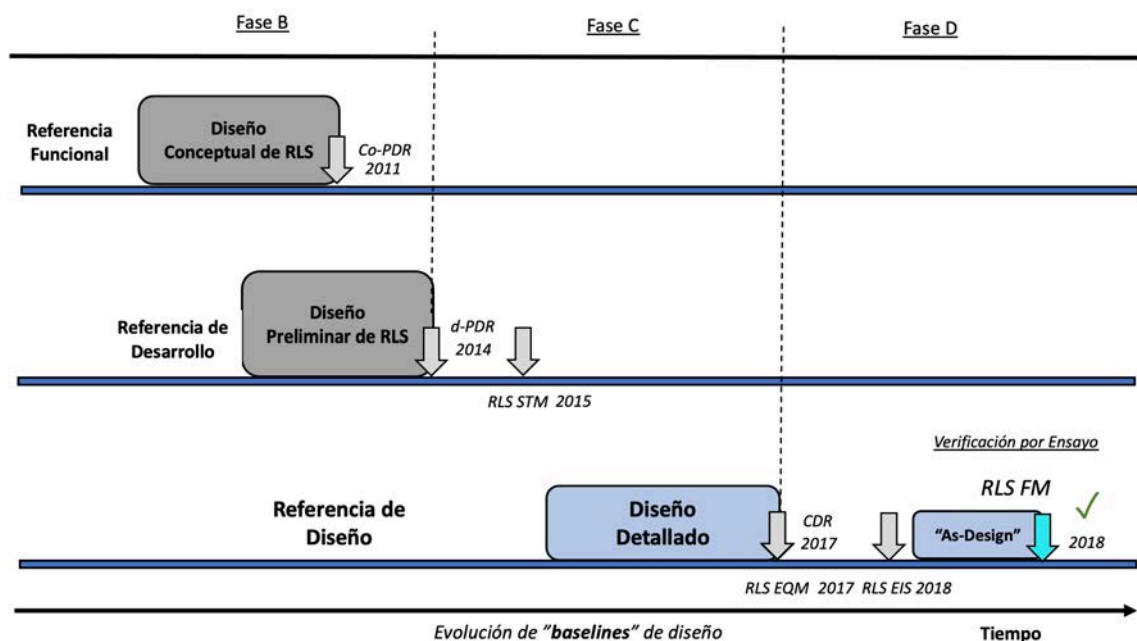


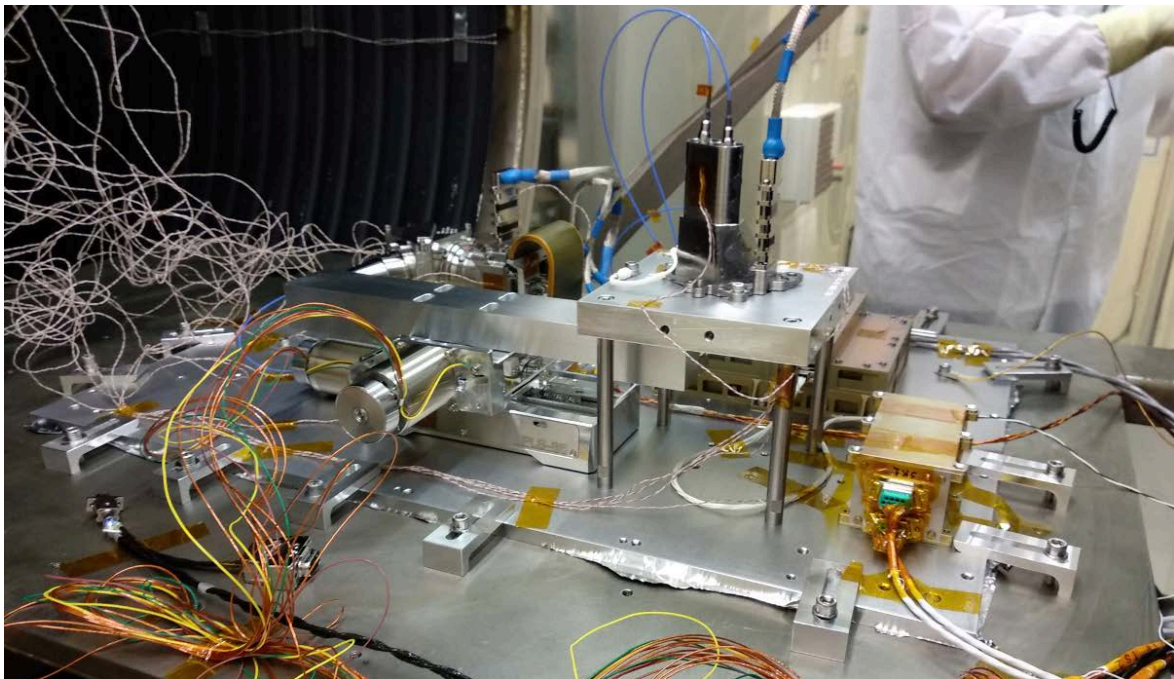
Figura 5.7-1 [Aceptación RLS FM. Diseño Detallado y configuración "As-Design" del RLS FM]

La estrategia de verificación de RLS contempla que, a nivel unidad, debe realizarse la aceptación sobre los entornos ambientales térmicos y mecánicos, completándolas con validaciones parciales de las funcionalidades.

A nivel de instrumento, se debe finalizar la campaña de aceptación con los ensayos de EMC, además de realizar todas las validaciones necesarias que permitan demostrar que el modelo FM funciona correctamente, pero sin sobre estresarlo. Tras la aceptación de las unidades es necesario validar todas las funcionalidades del RLS FM en ambiente representativo (ver **figura 5.7-1**) así como validar su funcionamiento con el RLS ASW.

Durante la campaña de aceptación es importante preservar lo máximo que se pueda este modelo, es decir, conservar su tiempo de vida y usarlo lo justo y necesario para demostrar que los procesos de fabricación e integración se han hecho según el Diseño Detallado, y esta libre de defectos. Al fin y al cabo, el destino y objetivo final del RLS FM es volar y realizar las operaciones necesarias sobre la superficie de Marte.

El RLS FM fue entregado a la ESA en diciembre del 2018 (ver **figura 5.7-2**) y actualmente se encuentra integrado actualmente en el ALD FM que a su vez se encuentra integrado en el Rover Rosalind Franklin completando con éxito su proceso de integración y verificación.



*Figura 5.7-2 [RLS FM durante ensayos ambientales a nivel Sistema en INTA]*

### 5.7.1 Configuración del RLS FM

El RLS FM está compuesto por todas las Unidades FM (SPU, iOH, EH, OH, ICEU y CT) y está fabricado de acuerdo a los estándares de vuelo y a la configuración de Diseño de Detalle, acordado y congelado tras la CDR (julio de 2017). Utiliza materiales, piezas y procesos calificados de acuerdo con todas las disposiciones de control de configuración y garantía del producto.

Antes de comenzar la fabricación del RLS FM, se debe congelar el Diseño de Detalle o el RLS FM "As-Design". Este diseño recoge todas las modificaciones -mínimas- necesarias desde el modelo RLS EQM hasta que se congela el Diseño de Detalle del RLS FM. A continuación, se resumen los cambios finales implementados en la configuración "as-design" del modelo de vuelo de RLS de forma secuencial.

### 5.7.1.1 Modificaciones desde el RLS EQM hasta el RLS FM "As-Design"

#### 1. Diseño del Control Térmico

##### 1.1 Diseño Térmico Del SPU

- Calentador("heater") del SPU. El RLS EQM implementaba dispositivos de calentamiento para optimizar la temperatura de la óptica del SPU: colector, cuerpo principal y colimador. Por problemas sobrevenidos, el equipo responsable de la unidad ICEU, encargada del control del calentador del SPU a través de la tarjeta de potencia, notificó que no disponía de espacio suficiente como para acomodar el controlador del calentador, por lo que la funcionalidad del calentador no estaba implementada.

Como resultado de la calificación con el EQM en ambiente térmico relevante se analizó que los calentadores no eran necesarios en el SPU. Por tanto, el controlador del calentador no se implementó tampoco en el FM, pero en base a los resultados de la campaña de pruebas con el RLS EQM, no se prevén degradaciones del rendimiento a nivel de instrumento.

- Implementación de un nuevo controlador del TEC en la ICEU. El controlador (o driver) de control de TEC se modificó para aumentar su rango activo del control y así realizar transiciones térmicas con una mayor precisión y seguridad, de tal forma que se puedan evitar gradientes térmicos innecesarios.

1.2 Implementación sensor redundante en el laser de RLS. El laser de RLS es uno de los subsistemas clave implementados en el instrumento RLS y sus prestaciones están directamente vinculadas a las del instrumento. Se implementa un sensor de temperatura PT-1000 redundante para el modelo FM en el conjunto de láser RLS Raman, eliminado uno alojado en el SPU (para el control térmico del heater).

1.2 Implementación de un sensor redundante en el láser de RLS. El láser de RLS es uno de los subsistemas clave implementados en el instrumento y sus prestaciones están directamente vinculadas a las del instrumento. Por tanto, se reaprovecha un sensor de temperatura PT-1000 previsto para el control de temperatura del SPU, de forma que se tiene un sensor adicional redundante para el modelo FM en el conjunto de láser RLS Raman.

1.3 Cambio de sensor de temperatura<sup>9</sup>: sensor del iOH por el sensor redundante del láser. Durante la integración de la ICEU en INTA se identificaron una serie de problemas térmicos relacionados con el control térmico del Láser, ya que se observaba una modificación de la temperatura medida cuando el láser estaba encendido. Se observó que la lectura del sensor térmico se encontraba lejos de la temperatura real debido a un incremento local de

---

<sup>9</sup> Este cambio se implementó a posteriori también en el RLS EQM (EQM "refurbished"), para mantener representatividad en el diseño funcional de ambos modelos. Recordemos que el RLS EQM será usado como modelo de pruebas y validación de la operación en Tierra en el Rover GTM.

temperatura en el interior de la ICEU motivado por el incremento de disipación de potencia al encender el láser. El circuito eléctrico encargado de la lectura de temperatura de ambos sensores del láser (en la tarjeta DC/DC) falseaba la lectura en el circuito del láser y por lo tanto sus prestaciones finales.

Al ser el control del láser un elemento crítico para RLS para garantizar una correcta emisión, se decidió realizar un nuevo cambio de diseño: la lectura del sensor del láser redundante se conectó a la electrónica de control del sensor térmico del iOH (alojado en la tarjeta procesadora y lejos del ambiente térmico que causaba el error), y la lectura del sensor iOH se asoció a la de la tarjeta DC/DC.

## 2. Diseño del Óptico

2.1 Filtrado en las señales ópticas del iOH. Los filtros internos de excitación y colección trabajan en el RLS EQM a 45° mientras que en el FM trabajan a 42°. Esto es debido a un problema de luz parásita detectado en la ruta de colección que requirió un aumento de 2 mm de altura en la envoltura iOH FM.

2.2 Redundancia del laser y ajuste de potencia de salida [9]. El láser FM implementa dos canales redundantes de excitación. Cada canal está optimizado para funcionar a una temperatura diferente, 29.6°C para el canal nominal con una salida de 31mw de potencia, y 24.0 para el canal redundante con 18mw. Ambos garantizan una emisión óptima en términos espectrales, con una anchura de pico de 60-70 pm para los dos canales, para dar respuesta a las necesidades científicas establecidas para el análisis de muestras en polvo (**ver figura 5.7-3**).

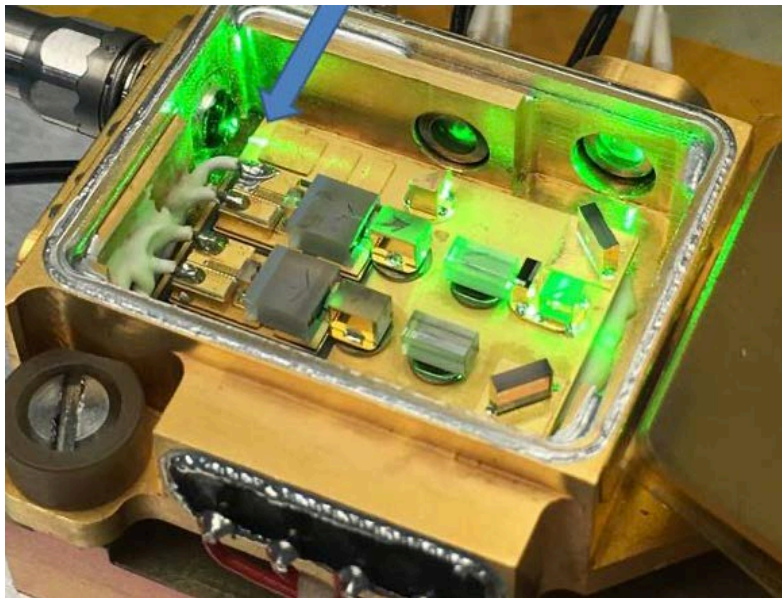


Figura 5.7-3 [Foto del laser FM con doble canal de excitación]

## 3. Diseño Eléctrico

3.1 Modificación del diseño de los cableados eléctricos. Durante la campaña del RLS EQM se realizó un análisis de efectividad de apantallamiento de los cableados, observando ciertos problemas de compatibilidad electromagnética surgidos en los ensayos de emisión radiada. Para los cableados EH#1 y EH#2 del modelo FM se implementó una pantalla ("Armolite") que



permitiría aumentar el grado de apantallamiento general del sistema (ver **figura 5.7-4**), solventando el problema.

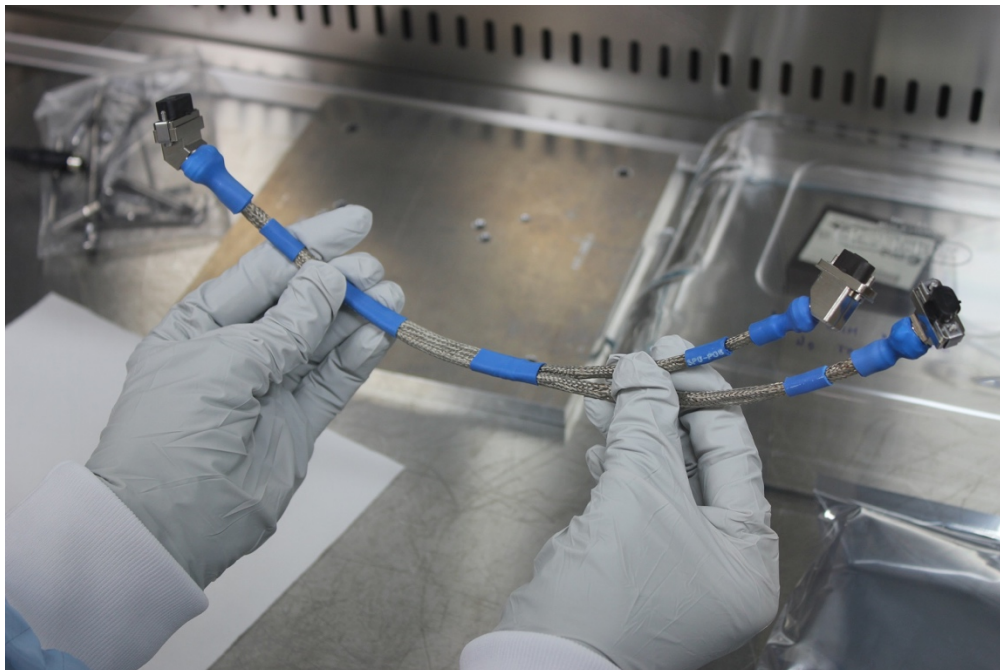


Figura 5.7-4 [Foto del cableado RLS FM]

#### 4. Diseño Muestra de Calibración (CT)

4.1 RLS CT nominal y CT redundante<sup>10</sup>, dedicado a la ciencia cooperativa [59]. Por varias razones relacionadas con la operatividad del carrusel de muestras, se acordó con la ESA implementar dos RLS CTs de forma que el sistema de aplanado no perturbara la superficie de la muestra si realizaba una calibración previa con el CT. El RLS CT1 está fijado en la posición "parking" del SPDS debajo del RLS iOH, y el segundo permite la adquisición de espectros de calibración sin perturbar la superficie de la muestra depositada en el carrusel. Adicionalmente, se solicitó la modificación de este segundo CT para facilitar la caracterización y correlación espacial entre los campos de visión del instrumento RLS y MicrOmega, permitiendo realizar ciencia cooperativa real mediante el análisis de muestras en los mismos puntos por ambos instrumentos. Para cumplir con esta modificación solicitada por la ESA, el RLS CT2 está marcado con láser y grabado con patrones mecánicos (ver **figura 5.7-5**) detectables por los instrumentos analíticos del ALD que posteriormente permitirán determinar su posición relativa. De esta manera, el RLS CT asegura la correlación espacial entre los tres analíticos instrumentos de laboratorio: MicrOmega, RLS y MOMA, facilitando la ciencia cooperativa y la capacidad de los instrumentos de analizar exactamente los mismos puntos de la muestra, una de las características que hacen única a esta misión.

---

<sup>10</sup> También en el ALD QM se han integrado dos RLS CTs (sin marcado), más un tercero marcado.



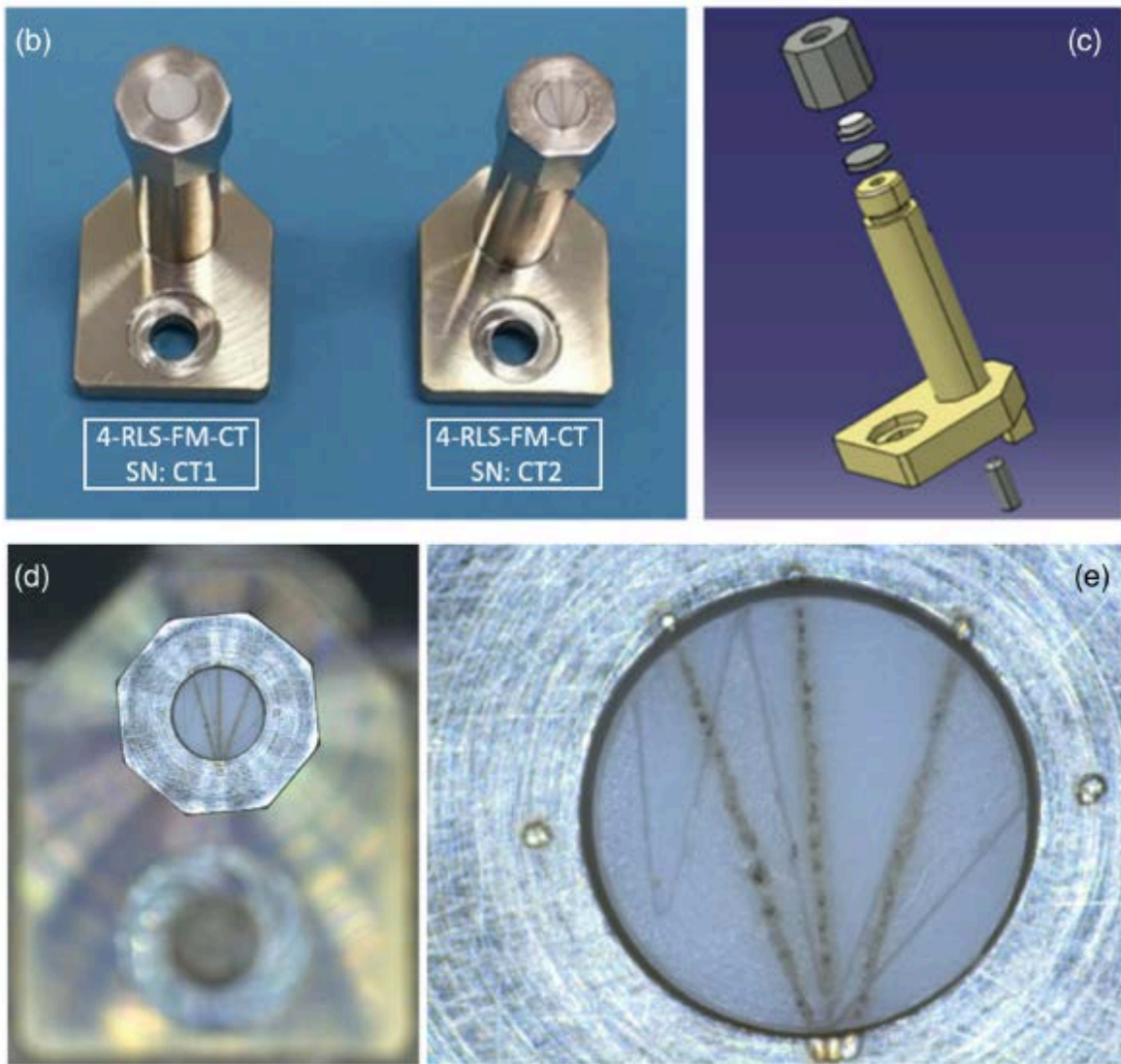


Figura 5.7-5 [Foto del RLS FM CT1 y CT2]

### 5.7.2 Requisitos del RLS FM

Las especificaciones de RLS, implementan un elevado número de requisitos aplicables al instrumento, entre requisitos de ciencia, de misión y de operación. Al igual que en el resto de los modelos de RLS, en esta sección solo se muestra una parte muy menor de los requisitos aplicables al RLS FM, pero son aquellos considerados como más relevantes y representativos y que mejor permiten reflejar el proceso y resultados de verificación sobre el RLS FM.

Los requisitos del Sistema y unidades de RLS han sido ya verificados con el RLS EQM. Ahora con el FM, es necesario hacer las verificaciones oportunas, pero justas para poder aceptarlo, asegurando que esta libre de defectos y tratando de conservar al máximo posible el tiempo de vida útil de todos los elementos que componen el modelo.

En el caso de los requisitos de los ensayos ambientales, se verán rebajados hasta niveles de aceptación (térmicos, mecánicas y EMC). Es decir, se tomarán niveles sin aplicarles los

márgenes de seguridad (niveles de calificación) que se implementaron durante su definición (sección 4.3), y que permitirán asegurar que los procesos de fabricación e integración han sido correctos, y que no se han cometido fallos en dichos procesos.

Por ello, en esta sección, sólo incluiremos los requisitos verificados durante la realización del ensayo funcional completo del Sistema [64], el cual se realizó tras la campaña completa de aceptación, que demostró y creó las evidencias oportunas de que el RLS FM respondía como era esperado, y por lo tanto el modelo estaba listo para su entrega a la ESA y TAS-I.

1. Control térmico RLS:

Req. Id. **RLS-ITS-THM-19340** - Provisión de control térmico RLS FM;

Req. Id. **RLS-ITS-FUN-20255** - Provisión de control térmico ICEU;

Req. Id. **RLS-ITS-FUN-19341** - Control térmico RLS SW;

Req. Id. **RLS-ITS-IF-19443** - Asignación de energía de RLS;

2. Motor RLS IOH y AF:

Req. Id. **RLS-ITS-FUN-19336**: Provisión y funcionalidad de enfoque IOH

Req. Id. **RLS-ITS-FUN-19314**: Acondicionamiento de señal de retroalimentación del AF

Req. Id. **RLS-ITS-FUN-20256**: Función de conducción de actuadores de enfoque ICEU;

Req. Id. **RLS-SSS-FUN-873**: Algoritmo de enfoque automático;

Req. Id. **RLS-ITS-MEC-19510**: Estado del monitor del mecanismo;

Req. Id. **RLS-ITS-PRF-19337**: rango de recorrido de enfoque automático para IOH;

Req. Id. **RLS-ITS-PRF-19338**: Resolución del mecanismo de enfoque;

3. Control RLS FEE y CCD:

Req. Id. **RLS-ITS-FUN-20250**: Funcionalidad de lectura de la unidad del espectrómetro;

Req. Id. **RLS-ITS-FUN-20254**: control y la polarización del CCD;

Req. Id. **RLS-SSS-FUN-1070**: Tamaños de ROI;

Req. Id. **RLS-ITS-OP-19329**: tiempo para la adquisición del espectro Raman;

4. Señal de Excitación Laser:

Req. Id. **RLS-ITS-FUN-19306**: Funcionalidad de la señal de excitación. La ICEU (Laser) proporcionará la señal de excitación para la espectroscopía Raman;

Req. Id. **RLS-ITS-PRF-19321**: La excitación del láser será redundante;

### 5.7.3 Resultados del RLS FM

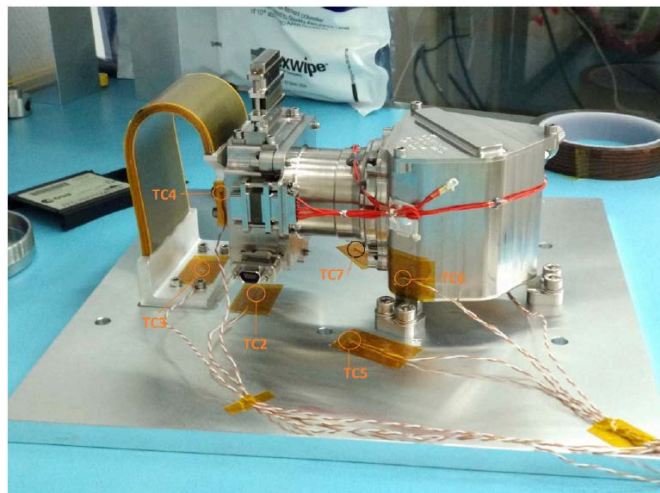
#### 5.7.3.1 Aceptación del RLS FM

El objetivo de estos ensayos de aceptación es detectar si existiese algún defecto producido durante la fabricación y/o integración de las unidades.

### 5.7.3.1.1 Ensayos de Aceptación Mecánica y Térmica

Las unidades pasaron con éxito los ensayos de aceptación, como era lo esperado por otra parte. Todas las pruebas mecánicas (seno, random) realizadas demostraron la validación de las unidades FM ya que no se detectaron cambios en las propiedades mecánicas o configuración geométrica con respecto al modelo EQM. Para la aceptación mecánica del RLS FM, no se realizan pruebas de choque para evitar sobreesfuerzos.

La aceptación térmica de las unidades FM contempló 4 ciclados térmicos para alcanzar las temperaturas operativas y no operativas con niveles de aceptación. Los resultados observados durante el encendido de las unidades fueron coherentes con las predicciones estimadas de los modelos térmicos. La **figura 5.7-6** representa el modelo SPU FM durante el ensayo de aceptación con la "Thermal Strap" integrada.



*Figura 5.7-6 [SPU FM antes del ensayo de aceptación térmico con "Thermal Strap" integrada]*

### 5.7.3.1.2 Aceptación final del sistema. Resultados de EMC

Una de las primeras pruebas con el RLS FM a nivel sistema tras la integración de las unidades fue el ensayo de aceptación de EMC, para asegurar que el equipo respondía en el entorno electromagnético establecido. Las pruebas realizadas fueron las mismas que al modelo RLS EQM con la salvedad de las pruebas ESD que no aplicaba para la aceptación del RLS FM.

Se comprobó, si las modificaciones implementadas en el cableado eléctrico habían surgido efecto en las pruebas de emisiones radiadas. Se observó que el apantallamiento de los cableados del RLS FM, conseguía reducir el nivel de ruido observado en el EQM, si bien el pico en la frecuencia de 439.99Hz seguía por encima de los 10dBs que exigía el requisito. Aun así, se había pasado de 26dBs con el EQM a 13dBs con el FM (ver **figura 5.7-7**) y los niveles fueron aceptados por la ESA y por lo tanto la aceptación ambiental del RLS FM se había completado.

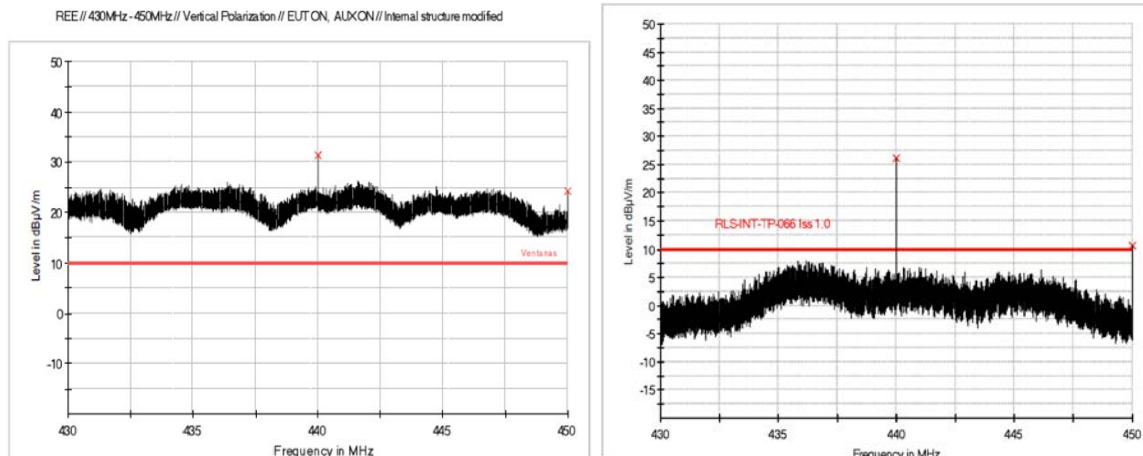


Figura 5.7-7 [Comparativa resultado de emisiones radiadas con RLS EQM (izada.) y RLS FM (drch.)]

### 5.7.3.2 Validación funcional del RLS FM

Tal y como hemos explicado, al modelo de vuelo hay que preservarlo, pero antes de su entrega a la ESA/TAS-i es necesario confirmar que es válido para el uso en el Rover.

Para completar la aceptación del RLS FM las funcionalidades básicas del modelo fueron validadas. El procedimiento (llamado “principales funcionalidades de RLS”) aplicado al RLS FM cubría los aspectos más relevantes funcionales del sistema, necesarios para crear las evidencias de que el modelo de vuelo funcionaba como debía. El mismo procedimiento se ejecutó dos veces, una con el láser nominal, y otra con el láser redundante, en ambos casos sobre el mismo RLS CT (CT9 modelo de repuesto del RLS CT destinado a los ensayos en INTA).

Todas las activaciones del láser (nominal y redundante) y movimientos del motor realizados durante los ensayos funcionales del RLS FM, quedaron registradas en un “log-book”, para monitorizar y controlar el tiempo de vida de estos elementos críticos para RLS.

Los resultados presentados a continuación, se muestran según el orden en la ejecución del procedimiento funcional del RLS FM.

#### 1. Encendido y chequeo de los sensores de ingeniería.

Tras el encendido del RLS FM era necesario comprobar que todos los sensores de ingeniería del instrumento (temperatura, corriente, tensiones) estaban en el rango establecido. De esta forma se comprobaba que las curvas de calibración implementadas en el HW final eran las correctas (ver **figura 5.7-8** HK térmico y **5.7-9** HK de potencia)

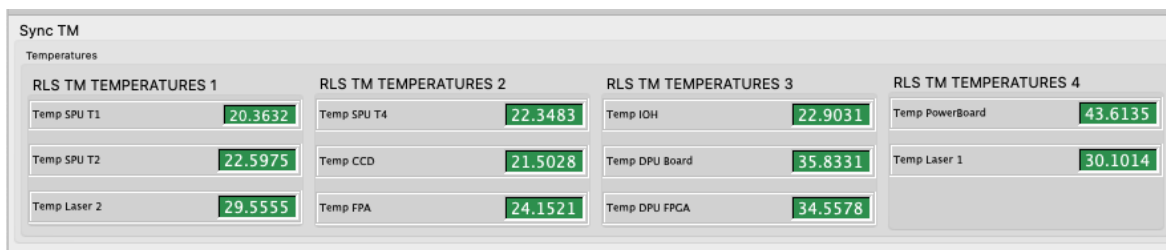


Figura 5.7-8 [HK térmico del RLS FM. Todos los parámetros correctos. VERDE]

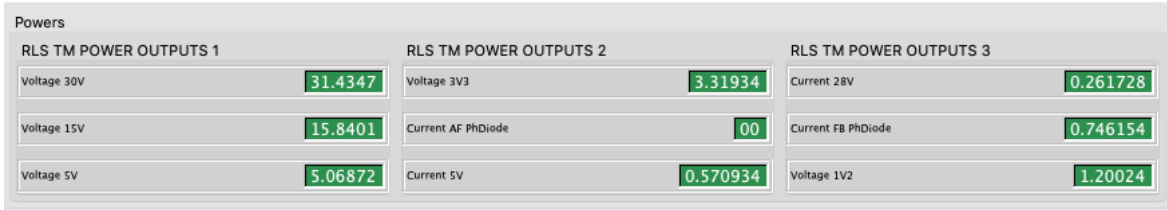


Figura 5.7-9 [HK de potencia. Corrientes y voltajes del RLS FM. Todos los parámetros correctos. VERDE]

## 2. Activar el control térmico del RLS FM<sup>11</sup>

El ASW encenderá automáticamente el TEM y el TEC para alcanzar las temperaturas ordenadas dentro de su tolerancia específica (implementada en el diseño del ASW). Una vez se alcanzan las condiciones térmicas, el ASW alcanza el modo "Preparado". Las **figuras 5.7-10** y **5.7-11** muestran el control del TEM (láser) y del TEC (CCD) respectivamente, alcanzando y estabilizando las temperaturas necesarias para el funcionamiento del láser nominal (29.6°C) y para el CCD (-25°C).

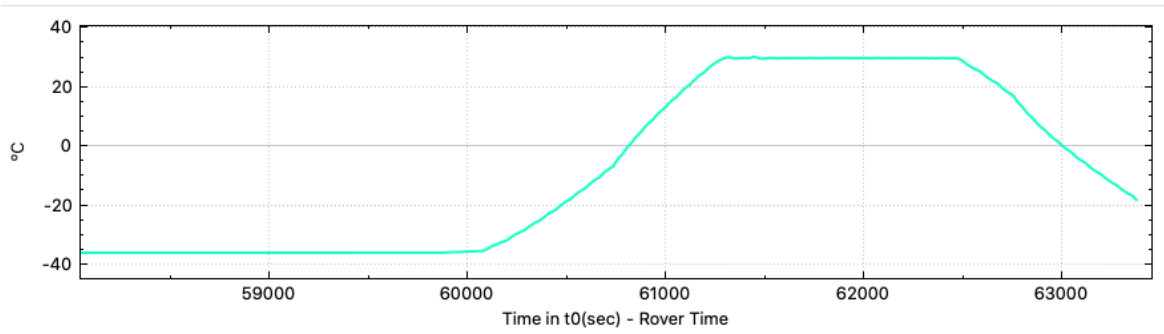


Figura 5.7-10 [Control térmico del TEM en el RLS FM]

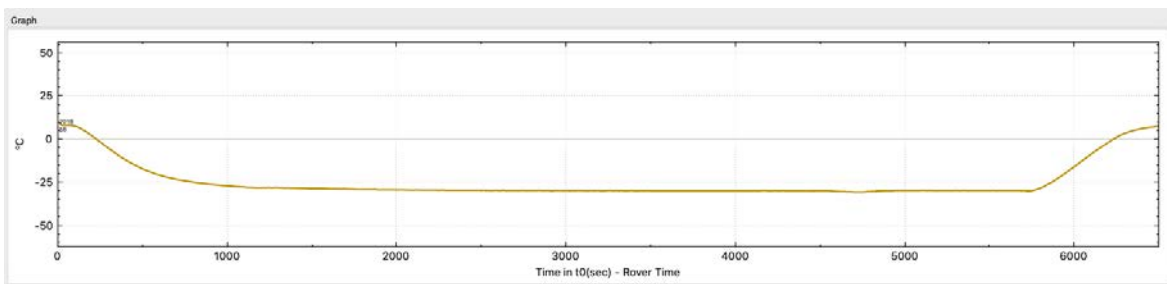


Figura 5.7-11 [Control térmico del TEC en el RLS FM]

## 3. Adquisiciones de imágenes "Darks" (sin láser).

Adquirir imágenes en los diferentes tamaños del ROI del sistema (NRoi, EROI, RROI y "Full Frame") con diferentes tiempos de integración (0s, 0.3s, 0.5s, 0.8s y 1s) para determinar la linealidad en la generación del ruido del sistema de CCD por corriente de oscuridad. A

<sup>11</sup> En función del láser configurado, el TEM se comandaba a 29.6°C para el canal nominal y 24.0 para el canal redundante.

continuación, se presenta la **figura 5.7-12** con todas las adquisiciones “darks” ejecutadas con los diferentes tiempos de integración, mostrando el resultado esperable.

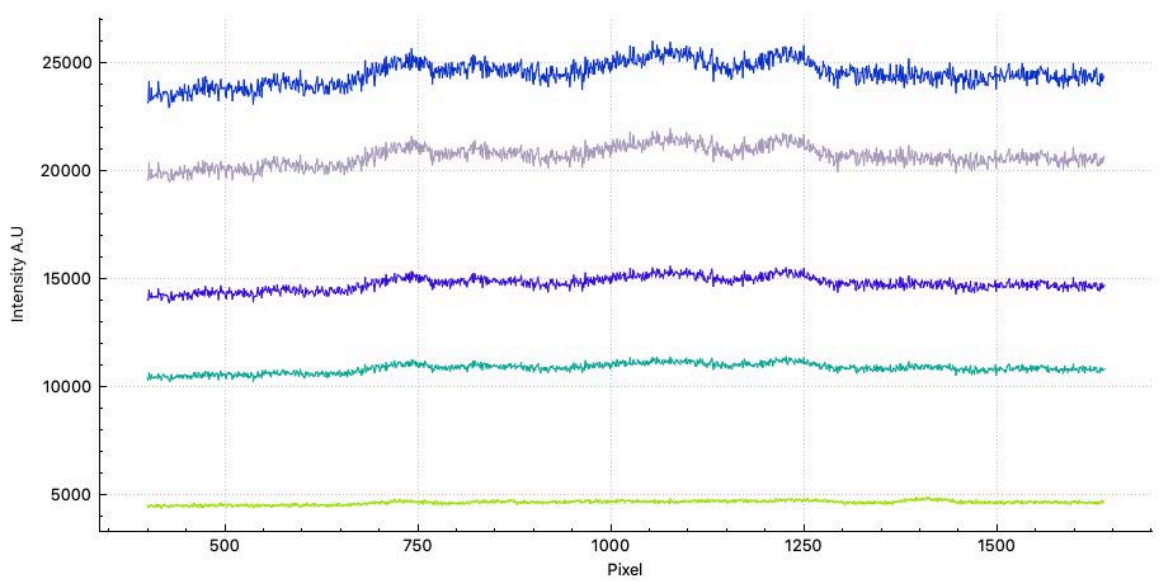


Figura 5.7-12 [NROIs del FM con diferentes tiempos de integración: 0s, 0.3s, 0.5s, 0.8s y 1s]

4. Activar el láser RLS configurado previamente.

Una vez encendido el láser, comprobar que el TEM es capaz de controlar el encendido y estabilizar ambos canales del láser, alcanzando de nuevo el modo “preparado” y que el láser proporciona la potencia suministrada esperada, 31mW para el canal nominal (LC1), y 18mW para el canal redundante (LC2). La **figura 5.7-13** muestra la potencia de salida del láser redundante (morado), mientras el control térmico del TEM actúa (azul). La variabilidad observada en la potencia medida de salida entra dentro de los parámetros esperables.

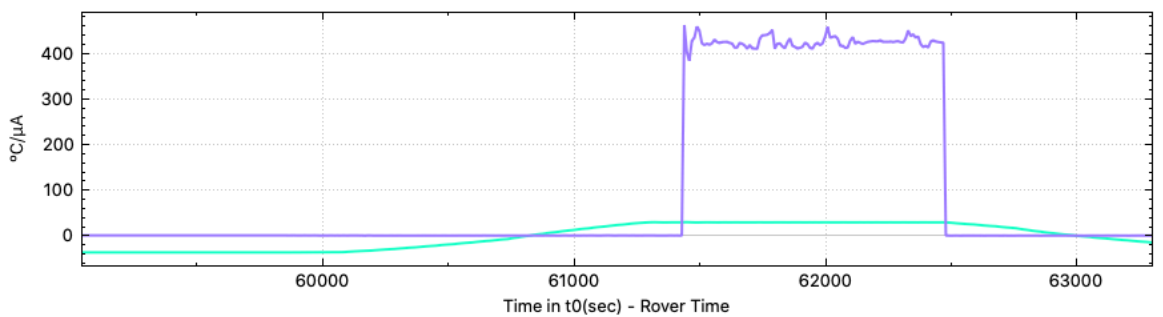


Figura 5.7-13 [Encendido y apagado del canal láser redundante en el RLS FM]

5. Ejecutar la función de AF para alcanzar la posición de enfoque correcta.

Comandar el RLS AF para lograr la posición de enfoque con la ganancia correcta (establecida por el algoritmo AF). Comprobar que la función de AF devuelve la TM correctamente de posición, “encoder” y curvas de ganancia obtenidas del fotodiodo de AF. El rango final del actuador se decidió limitar por SW para evitar el acceso a las zonas extremas ( $\pm 0.8$  mm) del “encoder” permitiendo una mejor preservación del actuador. La **figura 5.7-14** muestra cómo el



algoritmo de AF detecta la posición del máximo y posiciona el motor en la posición de máximo enfoque, verificando su correcto funcionamiento.

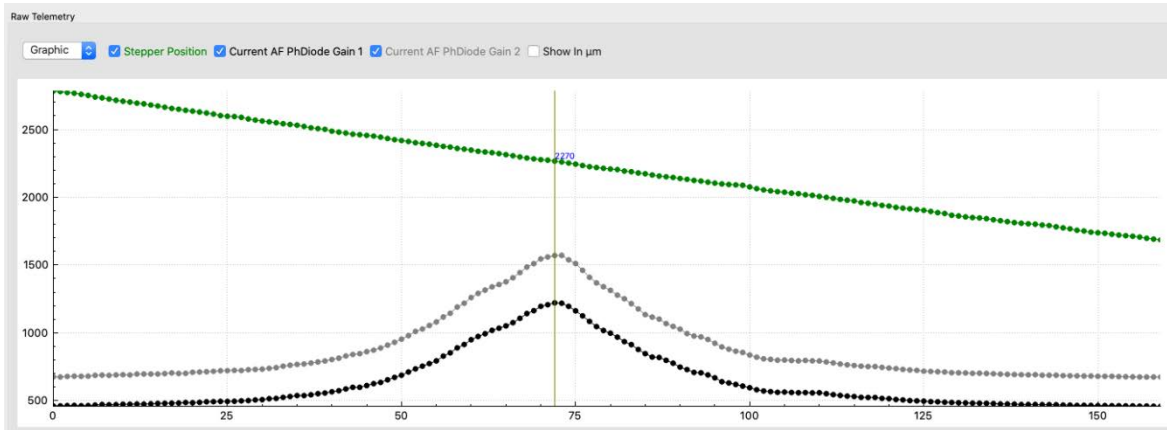


Figura 5.7-14 [Encendido y apagado del canal laser redundante en el RLS FM]

## 6. Adquisiciones Raman

Adquirir imágenes Raman en los diferentes tamaños de región de interés del CCD (NROI, EROI, RROI y "Full Frame") con diferentes tiempos de integración (0s, 0.3s, 0.5s, 0.8s, 1s y 2s) para determinar el ruido del sistema de CCD.

Imagen de un Full Frame (**figura 5.7-15**) sobre el CCD FM de RLS donde se puede observar la región espectral de interés (track en rojo oscuro horizontal). El "Full Frame" se utiliza para la calibración en Marte para asegurar que la ROI permanece en la misma posición tras el aterrizaje con el modulo de descenso.

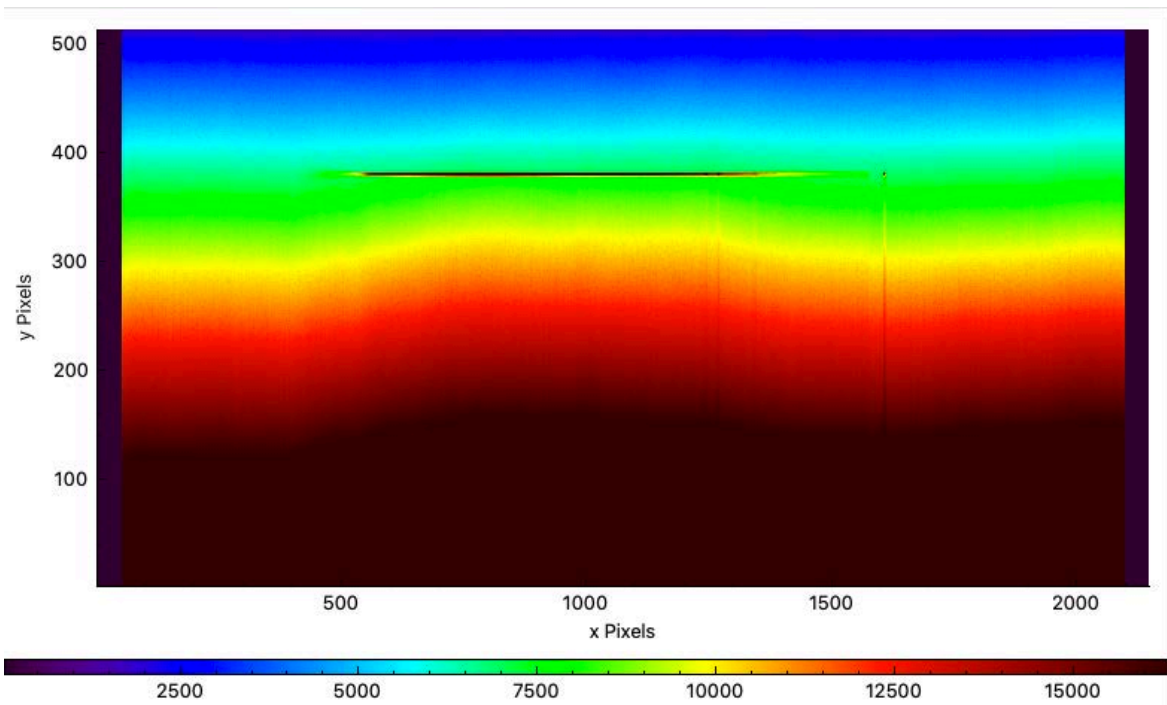


Figura 5.7-15 [Adquisición Raman "Full Frame" con el RLS FM]



Además, se muestran dos espectros del PET adquiridos durante dos ensayos con el canal nominal (LC1 - ver **figura 5.7-16**) y canal redundante del laser (LC2 - ver **figura 5.7-17**). Se puede observar que ambos láseres emiten correctamente en la misma longitud de onda al coincidir la emisión de los picos Raman en la misma frecuencia. Como era esperado debido a la mayor potencia del LC1, el espectro del RLS CT obtenido con el LC1 tiene mayor SNR que el espectro obtenido con el LC2.

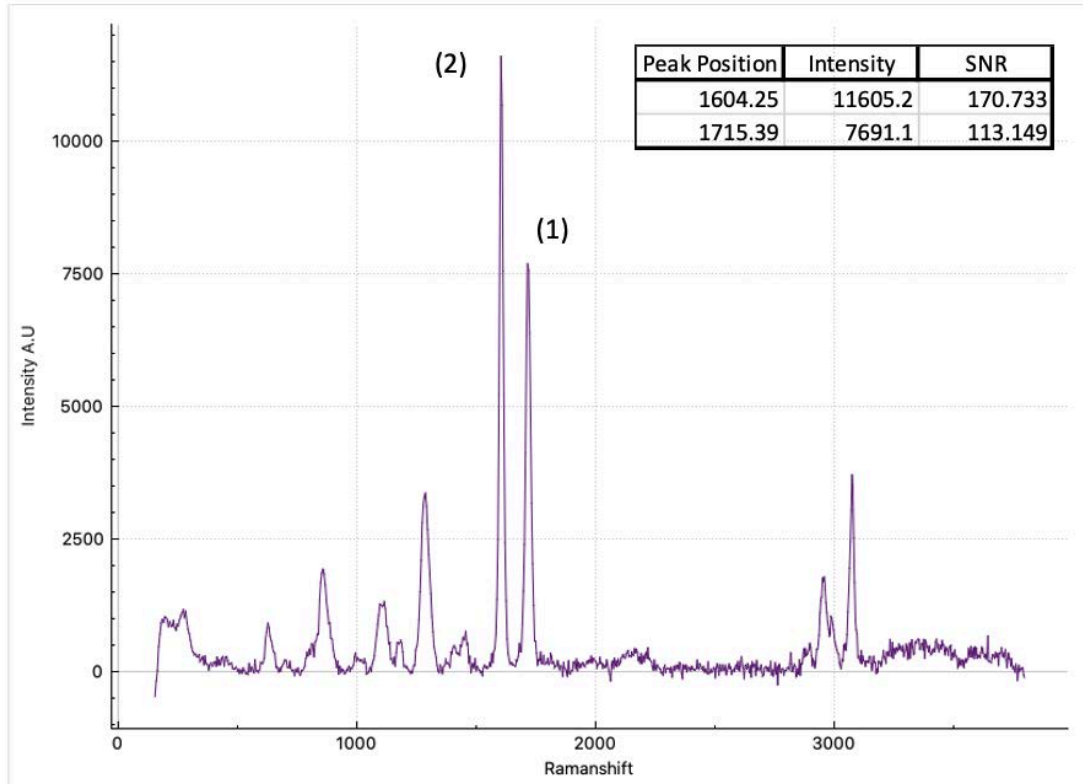


Figura 5.7-16 [PET láser nominal - Temperatura ambiente - 1s]

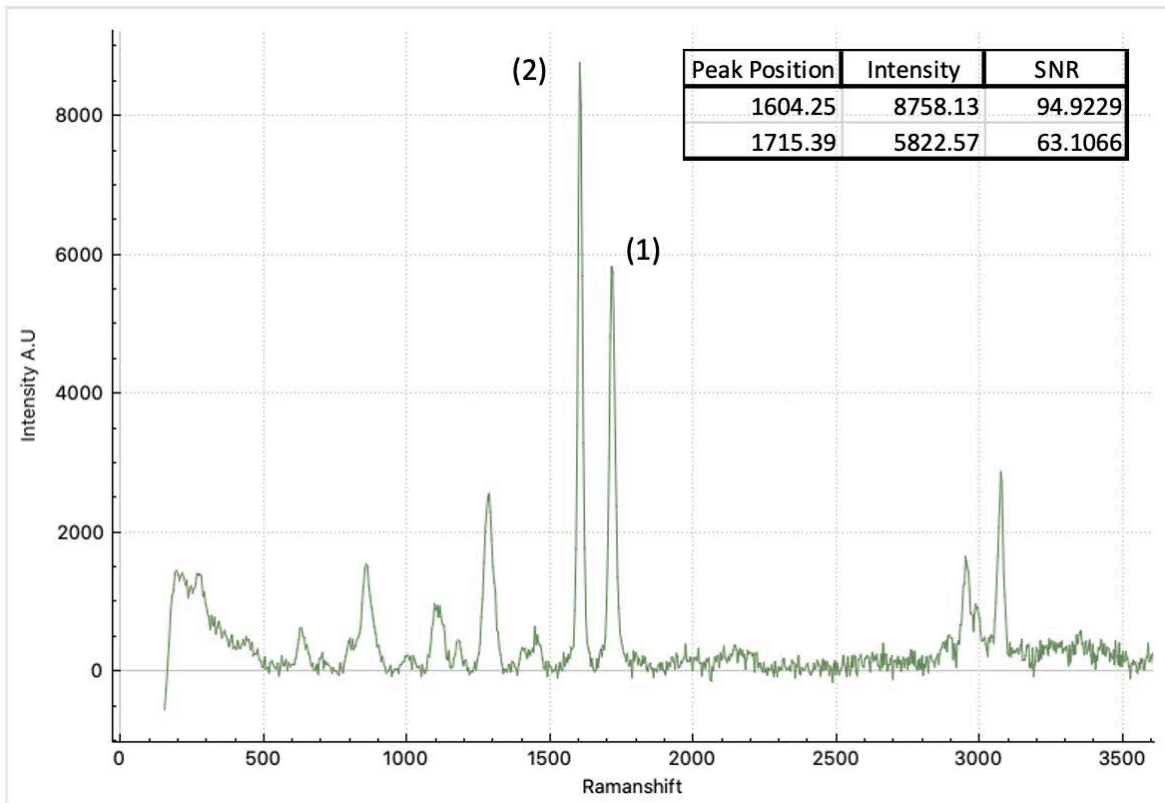


Figura 5.7-17 [PET láser nominal - Temperatura ambiente - 1s]

Con estos resultados obtenidos sobre PET (mismo lote del material del que se extrajeron los RLS CTs FM) culmina de forma satisfactoria la aceptación del modelo de vuelo de RLS.

### 5.7.3.3 Chequeos adicionales con el RLS FM: algoritmos científicos

Los algoritmos científicos de RLS [61] fueron implementados en su mayor parte en el modelo de vuelo RLS FM, con la excepción del ajuste automático del número de acumulaciones. En resumen, RLS implementa los siguientes algoritmos de ejecución automática con el objetivo final de optimizar los parámetros de adquisición:

- Evitar saturación: el ASW toma un espectro de referencia con un Ti predeterminado. Si dicho espectro está saturado, toma recursivamente espectros de referencia reduciendo el Ti hasta que deja de saturar o se alcanza una condición de escape.
- Eliminación de la fluorescencia mediante *quenching* manteniendo el láser encendido sobre la muestra. El ASW internamente adquiere espectros y cuando la diferencia entre dos espectros consecutivos es inferior a un límite configurable por el sistema, el algoritmo finaliza.
- Rayos cósmicos: detección de rayos cósmicos durante la ejecución de los algoritmos que invalide las medidas sobre los espectros de referencia.
- Calculo de Ti para optimizar SNR: el Ti del espectro de referencia no saturado, se ajusta hasta el 80% del FWC ("Full Well Capacity") del detector y así optimizar el rango dinámico.

Aunque no fueron suficientemente probados con el RLS FM, se realizaron las validaciones necesarias (a nivel SW y Sistema) para asegurar que estos funcionaban adecuadamente en ambiente relevante y con muestras representativas enviadas por el equipo científico de la Universidad de Valladolid.

Los algoritmos científicos son clave para la optimización de la operación y prestaciones de RLS. El equipo científico de la Universidad de Valladolid, a través del RLS Sim [67] ha desarrollado estos algoritmos científicos con el fin de ser implantados en el instrumento. La optimización de los algoritmos es un proceso que continúa con el modelo de RLS FS (Flight Spare) o de repuesto. Este modelo es idéntico al RLS FM y se ensayó en un entorno representativo para dar soporte a las actividades científicas y operaciones de RLS como veremos en la sección siguiente de esta tesis (sección 5.9).

A continuación, se presentan dos muestras ensayadas con el RLS FM, para la caracterización de los algoritmos como una de las últimas actividades antes de la entrega del FM a TAS-i/ESA. El primer espectro es de calcita (**figura 5.7-18**) y el segundo es Cuarzo (**figura 5.7-19**).

Para cada muestra, se representan dos espectros con intensidades diferentes. El de menos intensidad es el espectro de referencia obtenido como resultado de la ejecución del algoritmo de saturación. Durante la operación, este espectro podrá descargarse para la correcta evaluación de los algoritmos. Como ya se ha descrito, el espectro de referencia es utilizado por los algoritmos para poder calcular el tiempo de integración final calculado por el algoritmo de Ti. El segundo espectro con mayor SNR es el espectro adquirido con las condiciones de adquisición finales calculadas por los algoritmos, etiquetado como ESTIMATE.

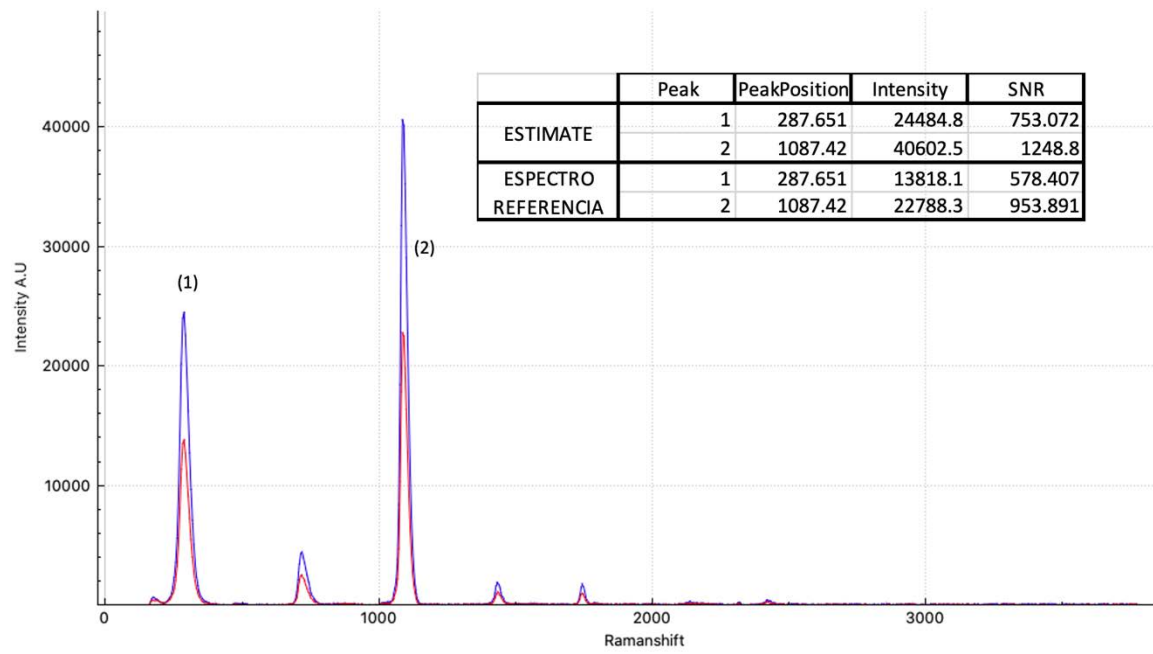


Figura 5.7-18 [Dos espectros consecutivos de Calcita Bruto. Azul ejecutado con "ESTIMATE y morado espectro de referencia del algoritmo de saturación]

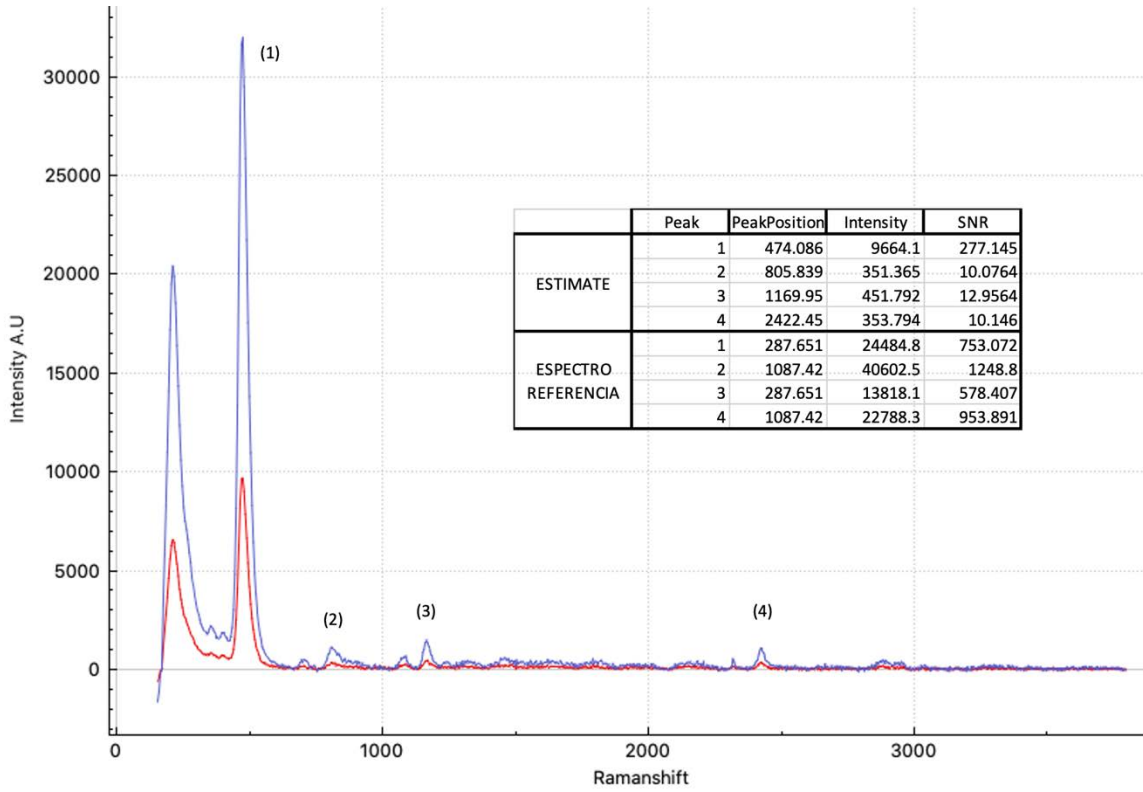


Figura 5.7-19 [Dos espectros consecutivos de Cuarzo Bruto. Azul ejecutado con "ESTIMATE y morado espectro de referencia del algoritmo de saturación]

#### 5.7.3.4 Actualización final de los presupuestos acorde a resultado del RLS FM

##### 1. Masa

El resultado de pesar las unidades FM de RLS durante la entrega al sistema se muestra en la tabla 5.7-1. La masa total del sistema está muy por debajo de la masa estimada (sin margen), cumpliendo con su requisito.

RLS FM Mass		Basic Mass (w/o cont)	Measured Mass
		(gr)	(gr)
11	Spectrometer Unit (SPU)	853.00	877.09
13	Internal Optical Head (IOH)	209.15	248.08
14	ICEU	1075.50	1024.50
15	Intrument Optical Harness	7.50	7.15
	OH#1		3.44
	OH#2		3.71
16	Electrical Interconnect	175.86	139.00
	EH#1		43.80
	EH#2		47.20
	EH#3		48.00
4	Calibration Target	8.00	4.04
	CT_1		2.04
	CT_2		2.00
<b>Total Mass</b>		<b>2329.01</b>	<b>2299.86</b>
<b>Total allocaiton</b>			<b>2500</b>

Tabla 5.7-1[Masa medida de las diferentes unidades de RLS FM]

## 2. Potencia disipada

Las siguientes tablas muestran las estimaciones de potencia del instrumento (potencia máxima) de una secuencia de operación de adquisición Raman típica presentada anteriormente, en los dos escenarios extremos esperables durante la misión: caso frío (ejecución en un entorno de temperaturas bajo como a primera hora de la mañana) y caso caliente (ejecución con temperaturas menos extremas).

La **figura 5.7-20** representa el consumo de energía para el caso operativo en caliente mientras que la **figura 5.7-21** representa el consumo de energía para el caso operativo en frío. En estas gráficas, la curva roja muestra el consumo permitido total y la curva azul el consumo de energía real. Como puede observarse en ambos casos el consumo real queda claramente por debajo del consumo permitido, siendo por tanto aceptable para su entrega.

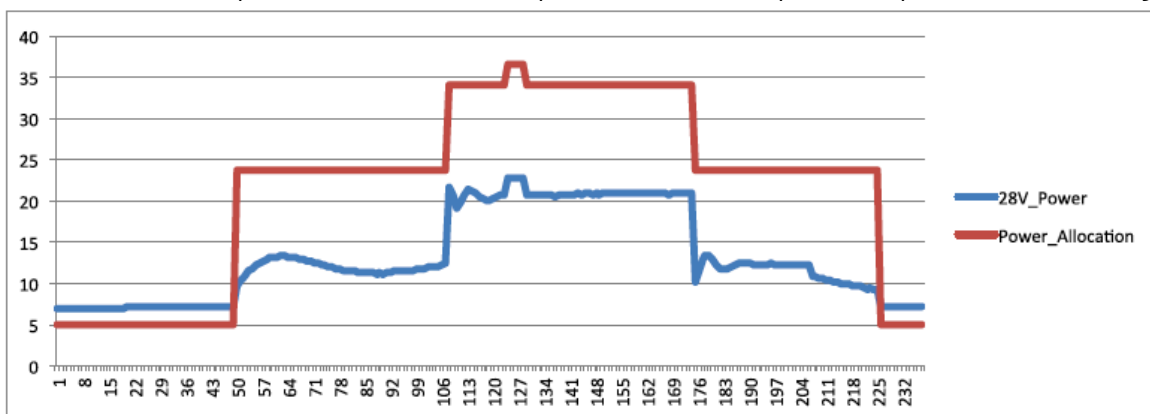


Figura 5.7-21[RLS EQM consumo potencia real vs estimada. Caso caliente. Ambiente a 10°C, TEM a 29°C y CCD a -10°C]

La curva roja de la **figura 5.7-21** representa el consumo de energía “estimado” para el caso operativo en frío RLS y la curva azul es el consumo de energía real del caso operativo en frío RLS

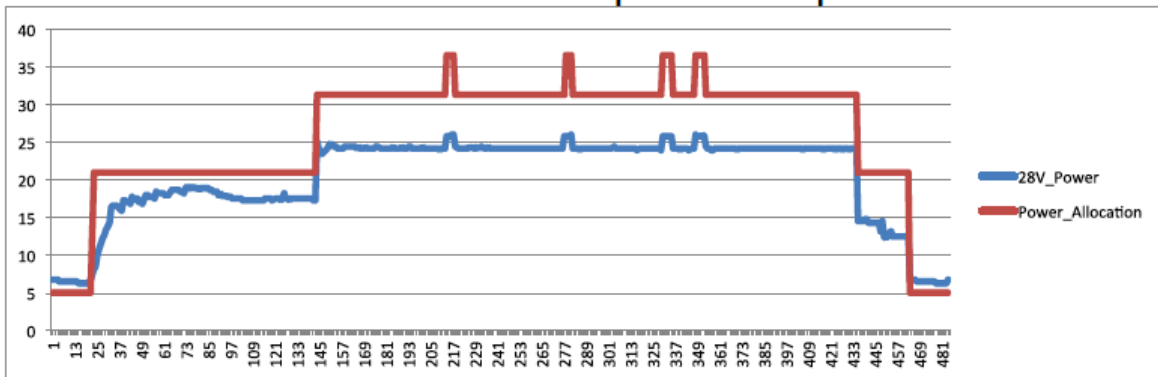


Figura 5.7-21 [RLS EQM consumo potencia real vs estimada. Caso Frío. Ambiente a  $-40^{\circ}\text{C}$ , TEM a  $24.7^{\circ}\text{C}$  y CCD a apagado]

### 3. Descarga de Datos

El análisis los datos generados por RLS tiene en consideración varios factores. Como sabemos el escenario operacional de RLS considera realizar una calibración del instrumento y seguidamente el análisis de la muestra con un número variable de entre 20 y 39 puntos por muestra. Para este análisis se consideró el peor caso que son 39 puntos.

Según los datos obtenidos del RLS el tiempo aproximado que RLS tarda en ejecutar esta operación es de 315 minutos. Esto es relevante porque el instrumento genera y envía al Rover datos de *housekeeping* cada 10 segundos. Los datos generados de HK en ese tiempo son los presentados en la **tabla 5.7-2**.

HOUSEKEEPING						
Time per sol (min)	Bytes PDO	Number of synchronous PDOs	Number of synchronous HK sent per sol	Synchronous uncompressed HK bytes per sol	HK estimation factor	Total uncompressed estimated HK
315	12	10	1890	221.5	2	443
90	12	10	540	63.3	2	127

Tabla 5.7-2 [Datos de HK generados por FM en secuencia operativa nominal]

Para realizar los cálculos del número de imágenes que RLS puede mandar en este escenario, utilizamos los tamaños de la ROI de las características del FM Los datos generados de HK. Ver tamaño de ROIs del RLS FM en **tabla 5.7-3**.

IMAGES				
	Width pixels	Height pixels	Bits per pixel	Uncompressed KB per image
NROI size	20	1100	16	43.0
EROI size	30	1400	16	82.0
RROI size	1	1100	24	3.2
FULL	512	2148	16	2148.0

Tabla 5.7-3 [Tamaño de ROIs del FM]

Para el "ratio" de compresión de las imágenes se aplica un factor 2, acorde a los análisis realizados por el instrumento RLS en configuración de compresión sin pérdidas ("lossless").

Finalmente, el análisis muestra el número de imágenes (y tamaños) que RLS puede enviar en el caso supuesto (39 puntos), ajustándose al máximo permitido por el Rover para la descarga diaria de datos, que es de 26Mb, superando dicho valor (ver **tabla 5.7-4**). Sin embargo, este análisis no considera la capacidad de RLS de ajustarse en vuelo a la descarga de datos diarios a través de la acumulación de imágenes, ni la capacidad del rover de almacenar imágenes para descarga en posteriores pases o soles.

DOWNLINK							
	Images NROI (Total)	Images EROI (Total)	Images RROI (Total)	Images FULL (Total)	Images NROI (per spot)	Images EROI (per spot)	Images RROI (per spot)
Downlink volume Raman cycle	144.6	75.7	1927.9	--	3.7	1.9	49.4
Downlink volume Calibration cycle	--	--	--	4.2			

Tabla 5.7-4 [Imágenes Raman para poder descargarse en una secuencia nominal, considerando el peor caso de 39 puntos y solo 26Mb]

### 5.7.4 Verificación del RLS FM en el ALD del Rover Rosalind Franklin

Tras la integración del RLS FM en el ALD FM, y alcanzar la aceptación a nivel ALD, el ALD FM fue integrado con éxito en el Rover Rosalind Franklin. A continuación, se presenta uno de los primeros espectros realizados con el modelo RLS FM sobre el RLS\_CT1 en el interior del Rover Rosalind Franklin (ver **figura 5.7-22**).

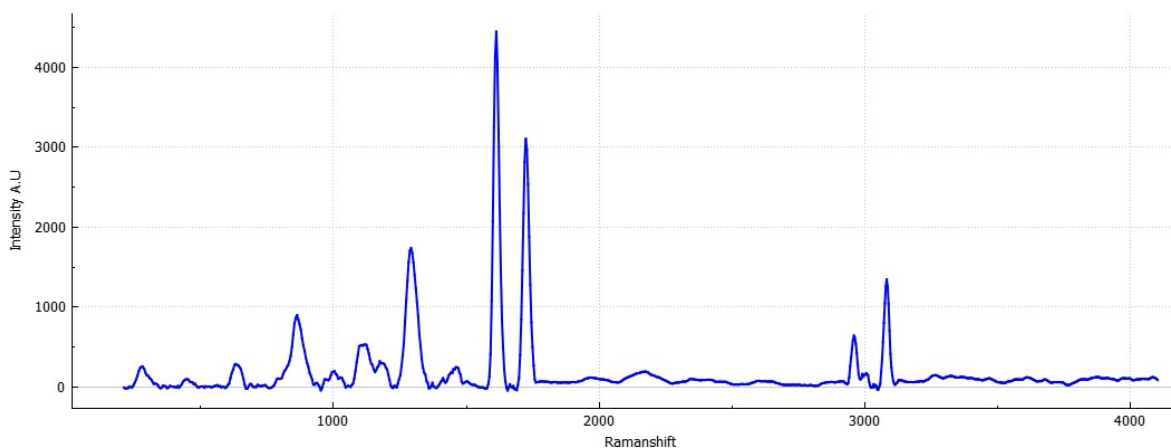


Figura 5.7-22 [Espectro del RLS FM CT\_1 bineado, calibrado, 35c con el RLS FM en el interior del Rover Rosalind Franklin]



### 5.7.5 VCD de RLS: Verificación del RLS FM

La **tabla 5.7-5** muestra el VCD asociado a los resultados obtenidos tras la verificación del modelo RLS FM.

Para mostrar el proceso de verificación realizado sobre RLS y mostrado en esta tesis en esta sección 5, la **tabla 5.7-5** muestra el recorrido de verificación realizado por RLS.

La verificación ha sido completada con la aceptación del RLS FM, alcanzando todos sus objetivos definidos por las partes interesadas, es decir, Fernando Rull como IP de RLS, y la ESA como responsable de la misión. La **tabla 5.7-5** muestra el cumplimiento de todos los requisitos especificados, y da como resultado un equipo, el instrumento RLS, listo para volar y ser operado en Marte dentro del Rover Rosalind Franklin de la misión ExoMars

VCD				
Modelo	Req. Id	Nombre Requisito	Estado	Comentario
RLS FM Termico	RLS-ITS-THM-19340	Provisión de control térmico RLS FM;	C	
	RLS-ITS-FUN-20255	Provisión de control térmico ICEU;	C	
	RLS-ITS-FUN-19341	Control térmico RLS SW;	C	
	RLS-ITS-IF-19443	Asignación de energía de RLS;	C	
RLS FM AF	RLS-ITS-FUN-19336	Provisión y funcionalidad de enfoque iOH	C	
	RLS-ITS-FUN-19314	Acondicionamiento de señal de retroalimentación del AF	C	
	RLS-ITS-FUN-20256	Función "Driver" del AF (ICEU)	C	
	RLS-SSS-FUN-873	Algoritmo de enfoque automático;	C	
	RLS-ITS-MEC-19510	Estado del monitor del mecanismo;	C	
	RLS-ITS-PRF-19337	Rango de recorrido del AF	C	
	RLS-ITS-PRF-19338	Resolución del mecanismo de enfoque;	C	
RLS FM CCD	RLS-ITS-FUN-20250	Funcionalidad deAdquisición;	C	
	RLS-ITS-FUN-20254	Control y la polarización del CCD;	C	
	RLS-SSS-FUN-1070	Tamaños de ROI;	C	
	RLS-ITS-OP-19329	Tiempo para la adquisición del espectro Raman;	C	
RLS FM Laser	RLS-ITS-FUN-19306	Funcionalidad de la señal de excitación.	C	
	RLS-ITS-PRF-19321	La excitación del láser será redundante;	C	

Tabla 5.7-5 [VCD de los resultados obtenidos con el modelo FM de RLS]

5.7.6 Configuración "As-Design" del RLS FM

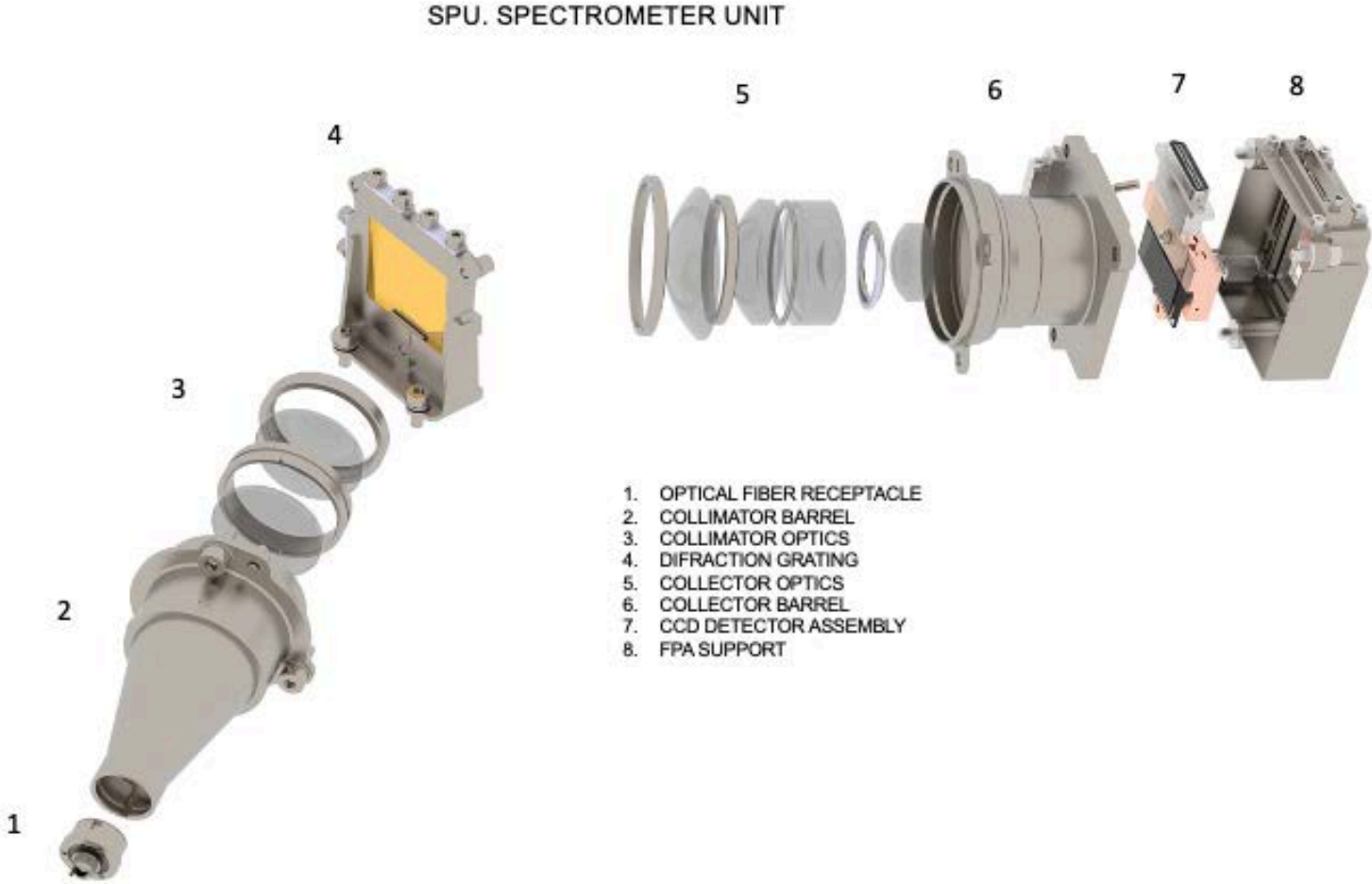


Figura 5.7-23 [RLS SPU configuración FM "As-Design"]

## IOH. INTERNAL OPTICAL HEAD

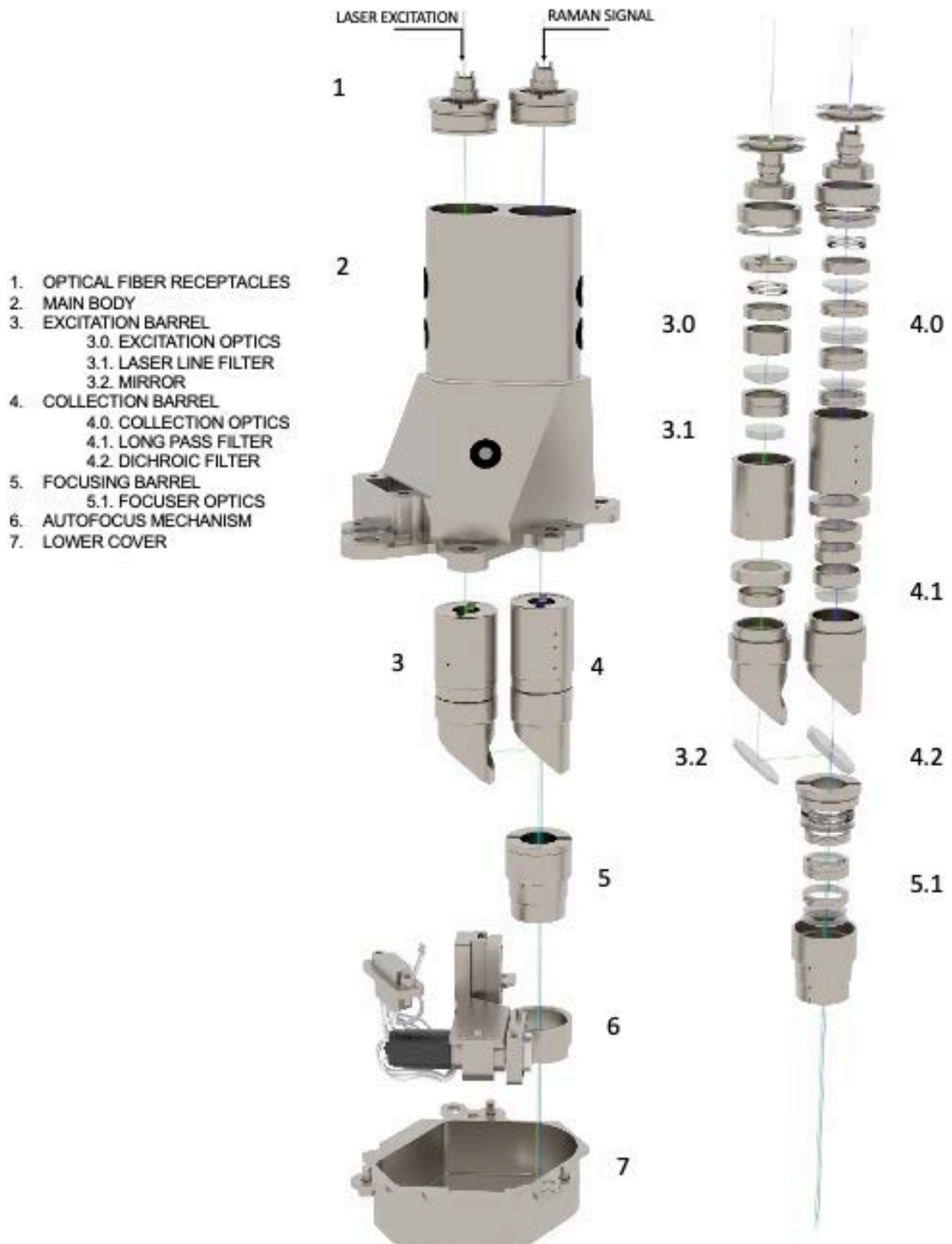


Figura 5.7-24 [RLS iOH FM configuración "As-Design"]

ICEU. INSTRUMENT CONTROL & EXCITATION UNIT

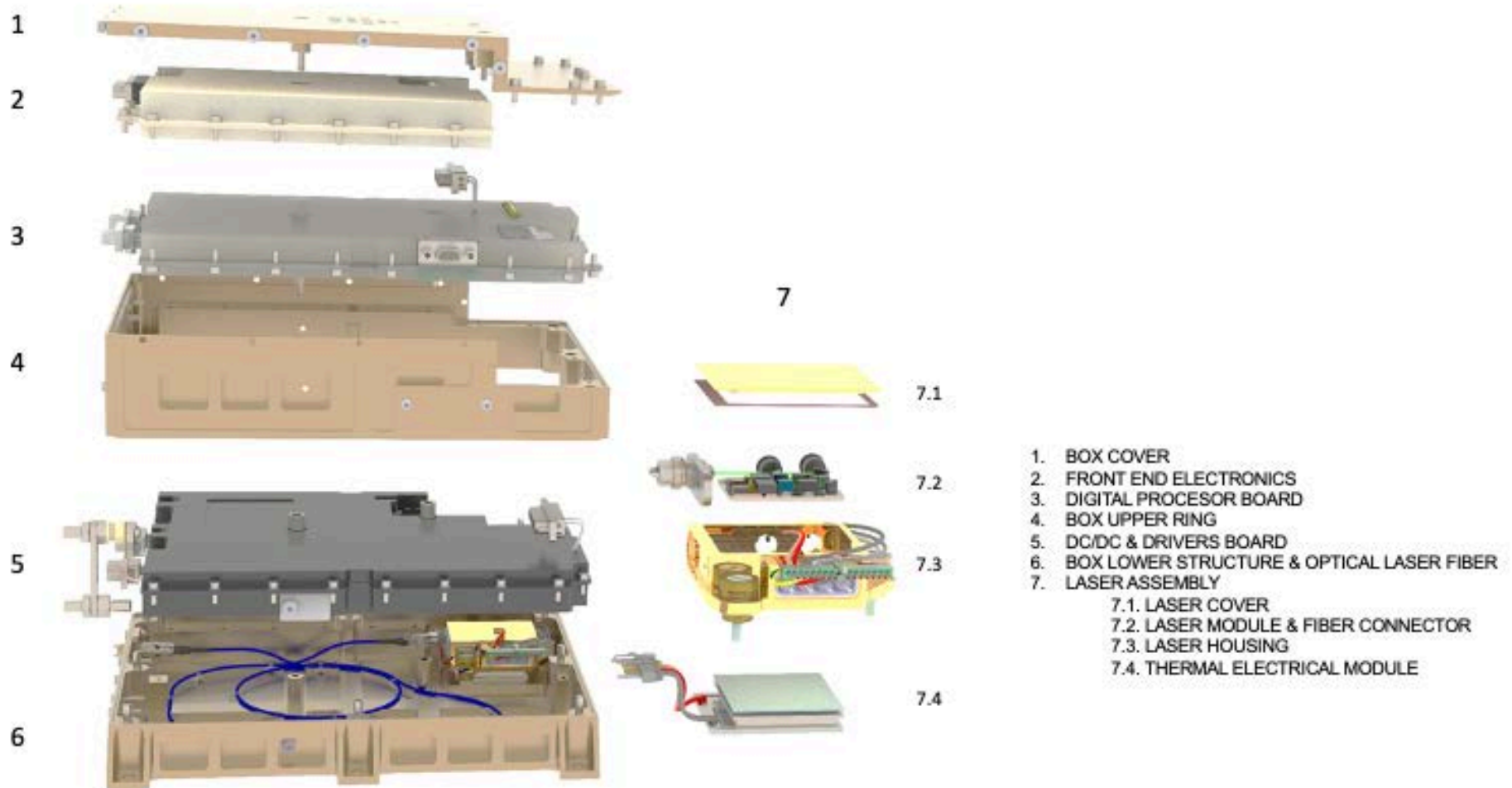


Figura 5.3-25 [RLS ICEU FM configuración "As-Design"]

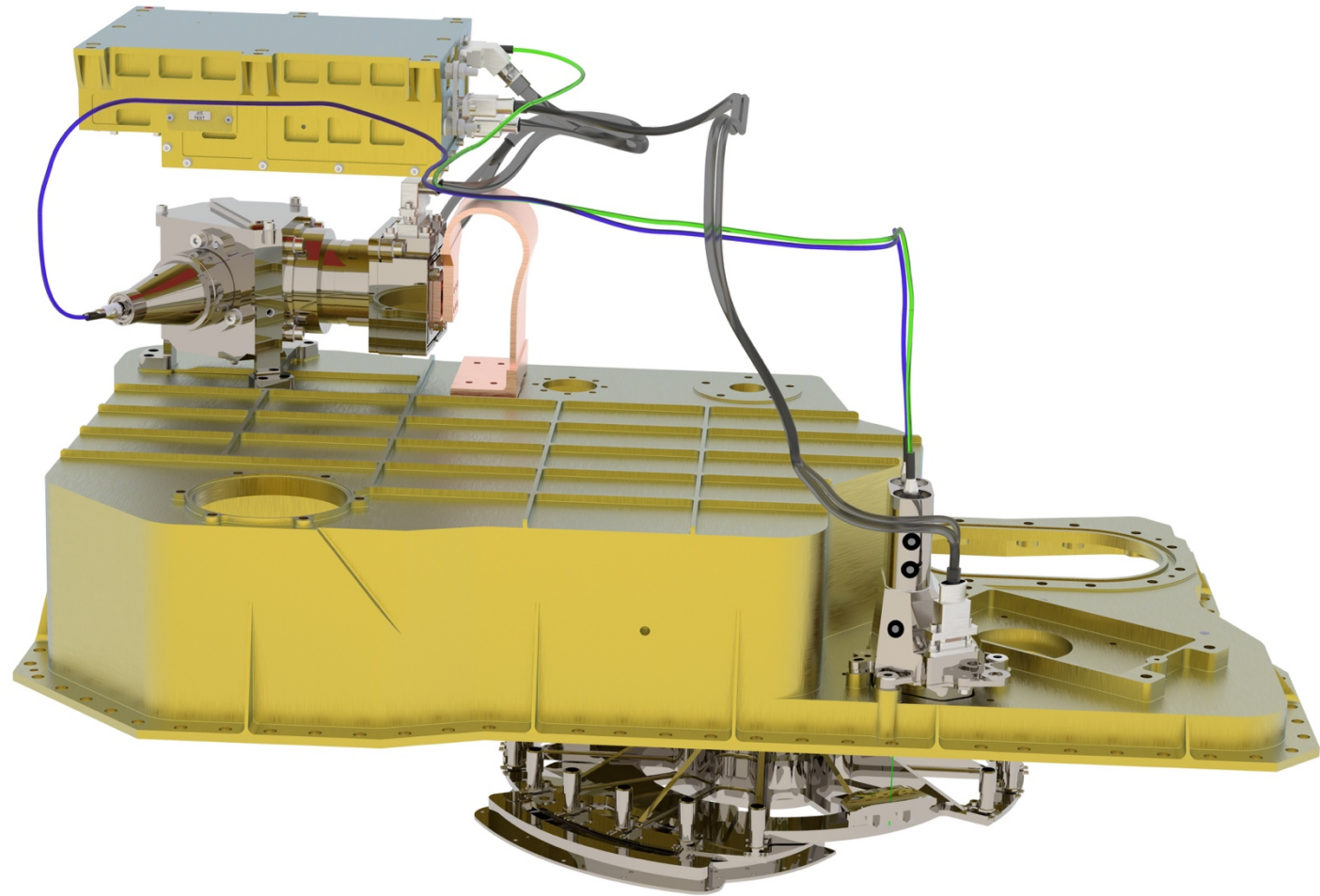


Figura 5.3-26 [RLS FM configuración "As-Design" integrado en el ALD]



### 5.7.7 Configuración "As-Built" del RLS FM

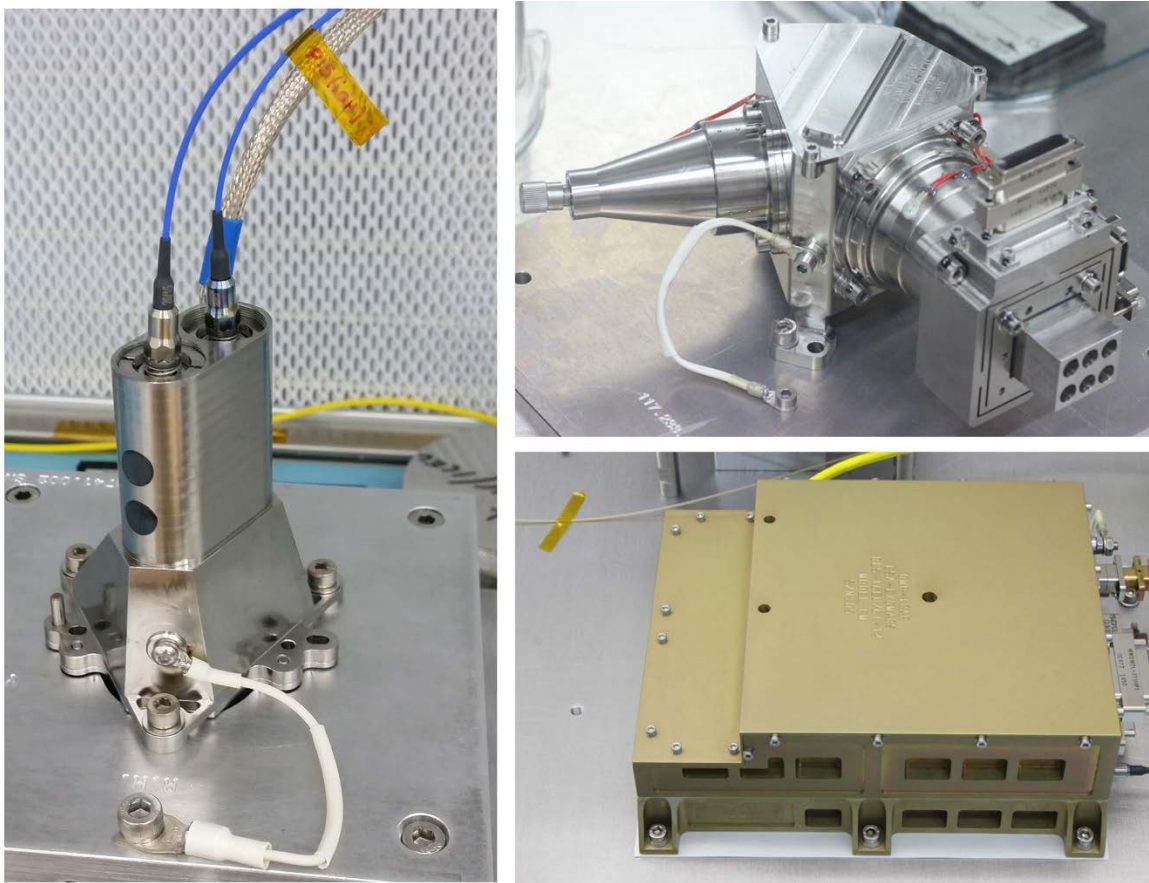


Figura 5.3-27 [Unidades RLS SPU, iOH e ICEU del RLS FM. Configuración "As-Built"]

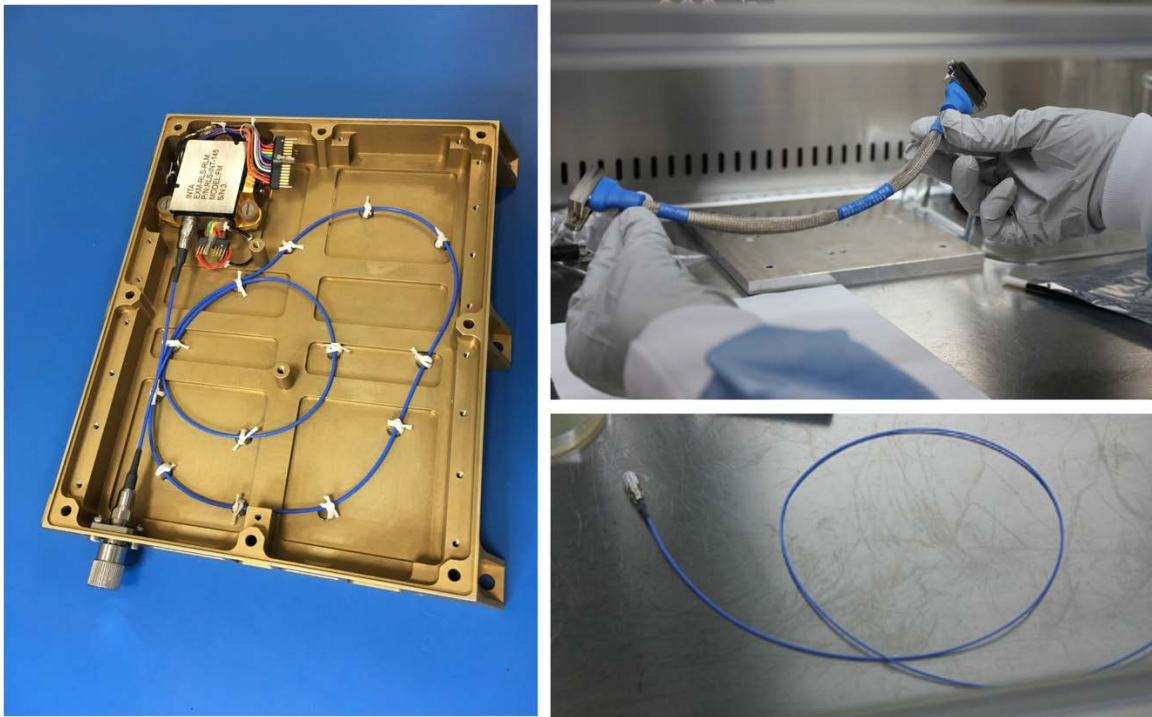


Figura 5.3-28 [Unidades RLS EH, Laser y OH del RLS FM. Configuración "As-Built"]

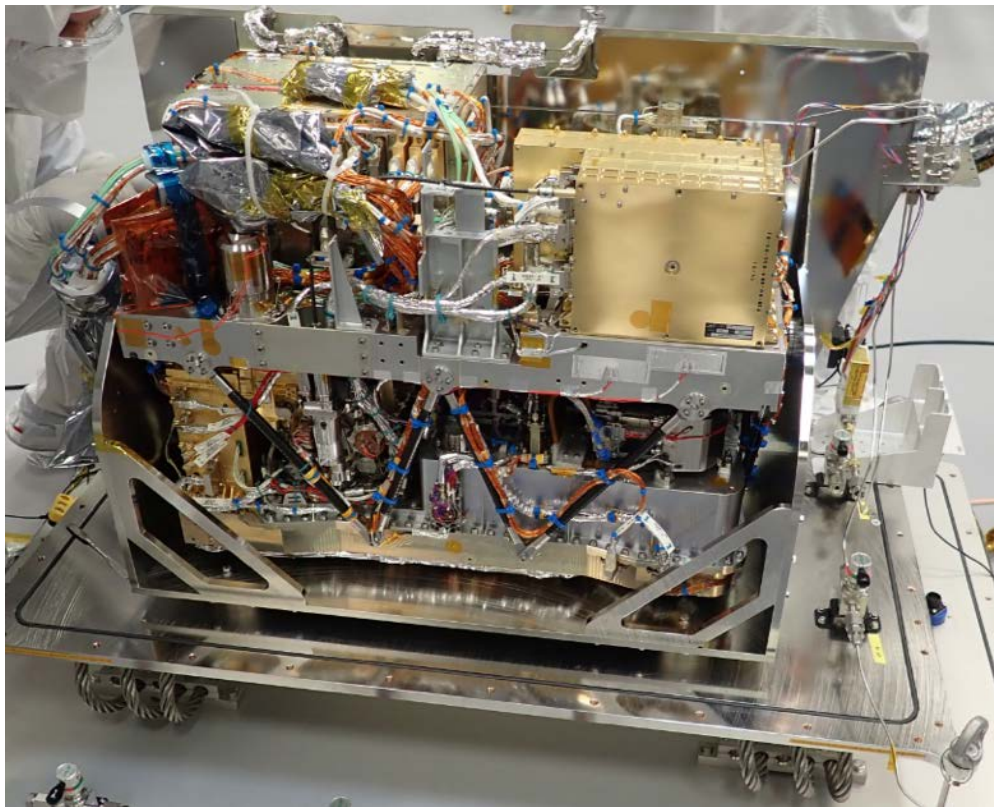


Figura 5.3-29 [RLS FM. Configuración "As-Built" integrado en el ALD. Cortesía de la ESA]





*Figura 5.3-30 [RLS ALD. Durante la integración en el Rover. Cortesía de la ESA]*

## 5.8 Verificación del Modelo RLS SWIS

El modelo SWIS-RLS (“*Software Interface Simulator*”) es una herramienta software que simula el comportamiento del instrumento RLS, y que permite verificar las interfaces de comunicación a través del SW del instrumento, con respecto a su interacción con el Rover OBSW (MMS). El RLS SWIS se integra en el simulador SW del Rover para validar la funcionalidad y el rendimiento del RLS acorde al Diseño Detallado de RLS durante las actividades de diseño, desarrollo, verificación y operaciones del Rover.

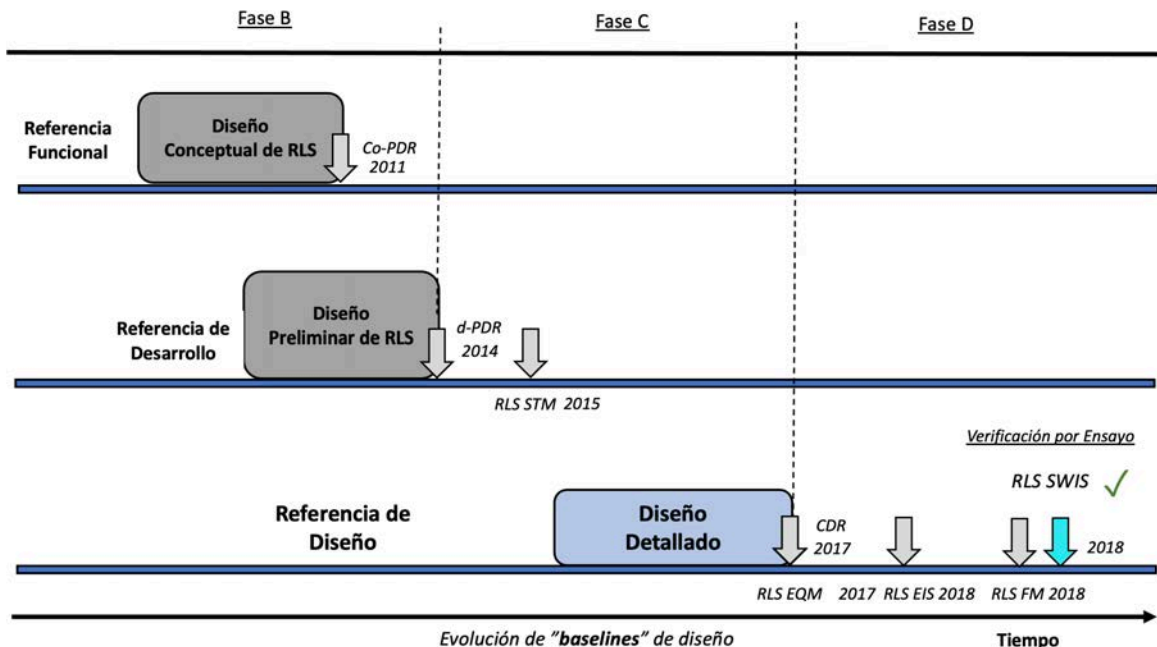


Figura 5.8-1[Verificación del SWIS. Diseño Detallado

Se desarrollaron dos versiones diferentes del SWIS y ambas se entregaron a la ESA:

- Una para ser integrada en RM-NSVF para validar la funcionalidad y el rendimiento de RLS con respecto al SW del Rover MMS. El RM-NSVF es el entorno de desarrollo del SW MMS del Rover que integra los modelos SWIS de las cargas Payloads.
- y la otra para ser integrada en Rosex-TAPS para validar el comportamiento físico de RLS (modos, consumos, tiempos y datos) y validar la operación de RLS en el contexto de la misión. El Rosex-TAPS es el simulador de operaciones alto nivel de la misión ExoMars donde se validan los tiempos, datos y consumos de los elementos del Rover para realizar una operación concreta.

El SWIS se utilizará como herramienta de verificación para el SW de alto nivel del Rover (desarrollo de OBS W MMS), y así permitir su desarrollo, integración y verificación, antes de integrarlo en el Rover y probarlos frente a elementos HW de RLS (RLS EQM o RLS FM).

Por otro lado, el RLS SWIS es muy importante para la estrategia de verificación de la operación, ya que servirá (integrado en el Rosex-TAPS) para validar los planes de actividad de RLS (secuencias de alto nivel para calibrar o realizar el ciclo de mediada de la muestra entre otras) como paso intermedio antes de ejecutar la operación con el Rover Rosalind Franklind.

El SWIS fue entregado a la ESA/TAS-i en noviembre del 2018 tras la verificación completa a nivel sistema.

### 5.8.1 Configuración del RLS SWIS

El RLS SWIS es un modelo SW que representa el comportamiento lógico de RLS sobre la I/F de datos y de comunicaciones del Rover. Simula el comportamiento al completo de RLS permitiendo el intercambio de TC/TM (científica y de ingeniería) entre el Rover OBSW (MMS) y el RLS SWIS.

El diseño del RLS SWIS simula el comportamiento del diseño de vuelo de RLS en términos de:

- IF de potencia eléctrica devolviendo el consumo del instrumento en la línea de alimentación para cada modo;
- IF de datos con el Rover a través de la implementación de las estructuras lógicas de recepción y envío de IF de comunicaciones a través de CANBus;
- Comportamiento térmico del instrumento y de potencia impulsada por las transiciones de la máquina de estado de RLS;
- Intercambio de TC y TMs: para la ejecución de los planes de actividad a través de las acciones y tareas comandadas desde el rover;
- Estructuras de integración SW en términos de secuencias, tiempos y sincronización;
- Datos generados por el instrumento RLS;
- Implementa la función FDIS (Aislamiento y protección de detección de fallos);

Las siguientes **figuras 5.8.2 y 5.8.3** muestran la máquina de estados de RLS implementada en el RLS SWIS y usada como base para ejecutar e interactuar con el SW del Rover y obtener un comportamiento lógico de RLS.

Esta máquina de estados, identifica las funciones que RLS puede ejecutar en cada modo. El sistema reacciona en función del tipo de TC recibido, activando el elemento comandado bajo esa función y simulando el comportamiento de dicho elemento. El RLS SWIS simula todos los elementos HW/SW y considera su potencia consumida, el tiempo de ejecución de la función y los datos necesarios.

Además, el RLS SWIS es capaz de responder ante una simulación de los ambientes representativos que RLS se puede encontrar durante las fases de la misión (caso frío o caso caliente), establecidos en función de los requisitos ambientales del instrumento. Los datos simulados de los elementos HW/SW de RLS implementados en el SWIS se obtienen de análisis realizados en el instrumento (térmicos, operacionales, etc) y están validados por IdS con los resultados obtenidos en el RLS EQM.

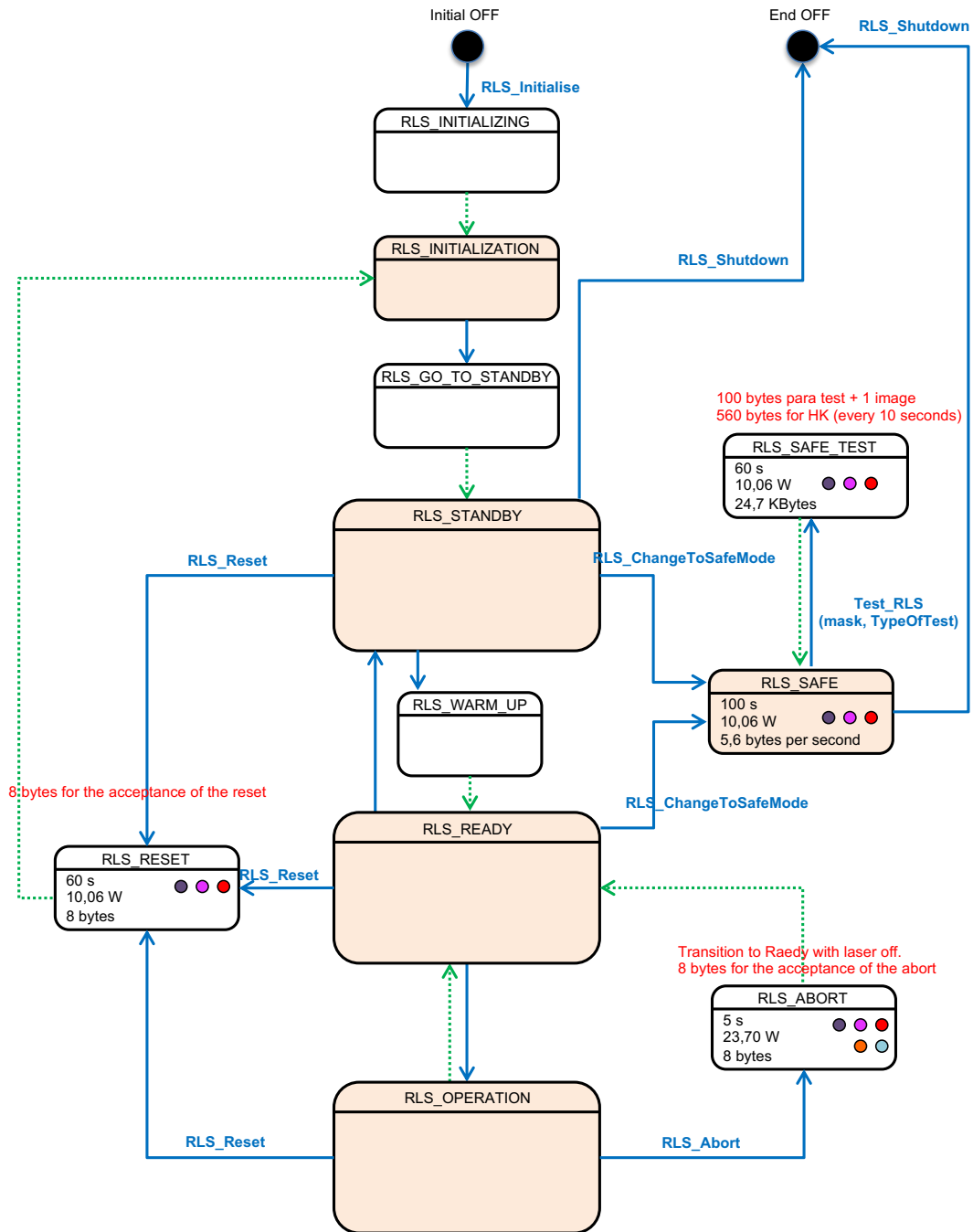


Figura 5.8-2 [Máquina de estados RLS SWIS para acciones de contingencias]

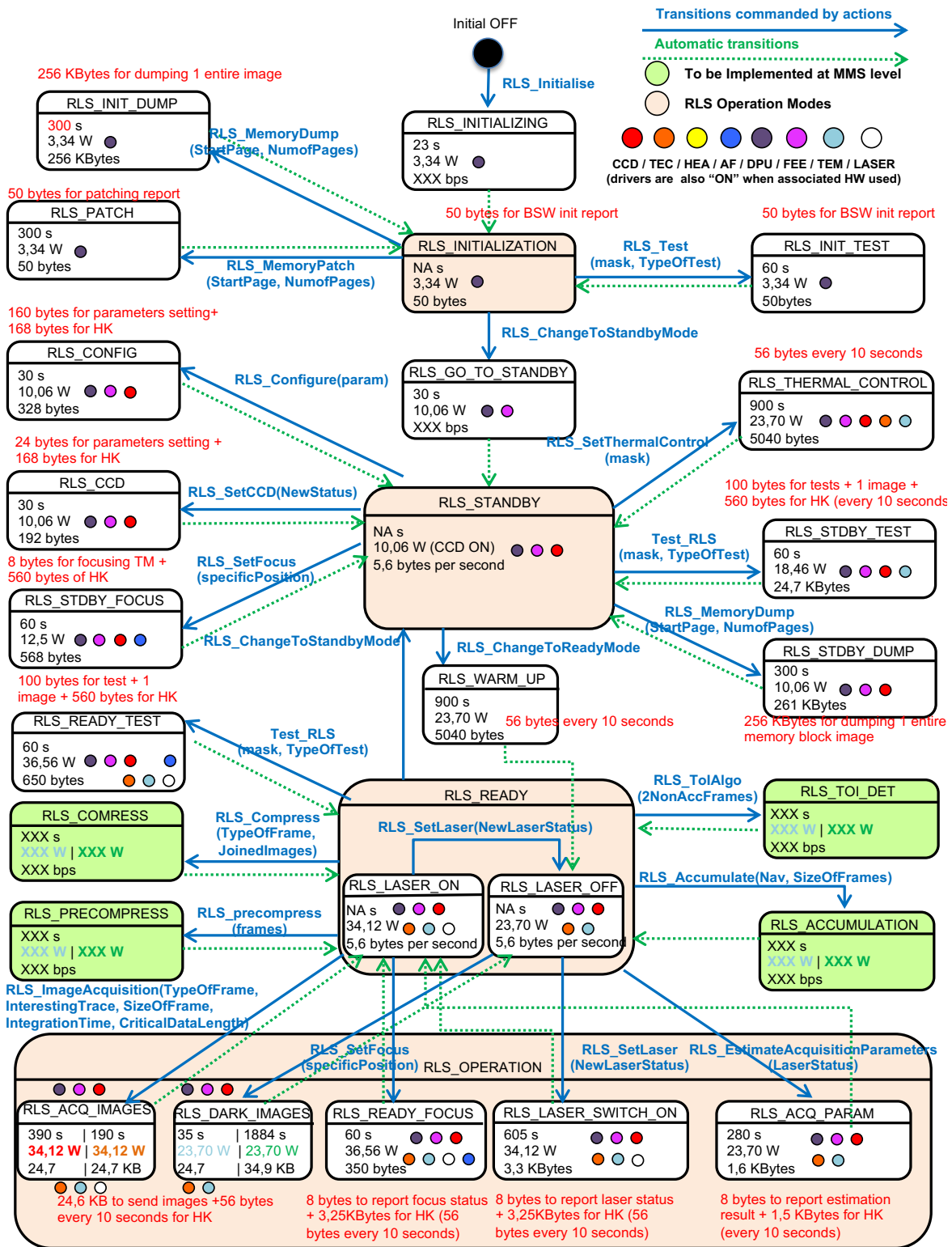


Figura 5.8-3 [Máquina de estados RLS SWIS para acciones nominales]

## 5.8.2 Requisitos del RLS SWIS

Este modelo no es una excepción, en cuanto al elevado número de requisitos a verificar, por lo tanto, los requisitos verificados con el RLS SWIS se resumen en la **tabla 5.8-1**, que además muestra la trazabilidad entre los requisitos SW de RLS y los tipos de test ejecutados.

La verificación del RLS SWIS estaba basada en la ejecución casos de usos, comandados a través de simples TCs desde el simulador o mediante acciones y tareas de RLS (ver sección 4.4). Cada caso de uso tenía un objetivo:

- Máquina de estados: El primer caso de uso "TC-RLS-SSS-VT-01". EL RLS SWIS debe responder igual que el sistema RLS acorde al diseño implementado en el Diseño Detallado (aceptando o rechazando) el TC en función del modo en el que el instrumento se encentrarse;
- Requisitos Funcionales: Caso de uso "TP-RLS-VT-02-FUN". *Cubre todos los requisitos funcionales de RLS, sin ceñirse a ninguna secuencia operativa de alto nivel;*
- Requisitos Operacionales: Caso de uso "TP-RLS-SSS-VT-02-OPE" cubre las secuencias operacionales de alto nivel definidas desde el equipo científico y implementadas desde IdS completar todas las fases nominales de operación de RLS.

Además, el SWIS también respondía desde el punto de vista del FDIS (Aislamiento y protección de detección de fallos) de RLS.

Modelo	Test name	Requirements Id INTA	Test Procedure Id
RLS SWIS TC-RLS-SSS-VT-01	TC's execution per RLS Mode	RLS-SSS-FUN-001 RLS-SSS-FUN-002 RLS-SSS-FUN-003 RLS-SSS-FUN-004 RLS-SSS-FUN-005 RLS-SSS-FUN-007 RLS-SSS-FUN-008 RLS-SSS-FUN-009 RLS-SSS-FUN-010 RLS-SSS-INT-001 RLS-SSS-INT-002 RLS-SSS-INT-003 RLS-SSS-INT-004 RLS-SSS-OPE-010 RLS-SSS-OPE-020 RLS-SSS-OPE-030 RLS-SSS-OPE-040	TP-RLS-SSS-VT-01-01_RLS_Init_Accepted TP-RLS-SSS-VT-01-02_RLS_Init_Rejection TP-RLS-SSS-VT-01-03_RLS_Standby_Accepted TP-RLS-SSS-VT-01-04_RLS_Standby_Rejected TP-RLS-SSS-VT-01-05_RLS_Ready_Accepted TP-RLS-SSS-VT-01-06_RLS_Ready_Rejected TP-RLS-SSS-VT-01-07_RLS_Operation_Accepted TP-RLS-SSS-VT-01-08_RLS_Operation_Rejected TP-RLS-SSS-VT-01-09_RLS_Safe_Accepted TP-RLS-SSS-VT-01-10_RLS_Safe_Rejected TP-RLS-SSS-VT-01-11_RLS_Modes_Flow
RLS SWIS TC-RLS-SSS-VT-02	RLS Operational activities	RLS-SSS-FUN-001 RLS-SSS-FUN-002 RLS-SSS-FUN-003 RLS-SSS-FUN-004 RLS-SSS-FUN-005 RLS-SSS-FUN-007 RLS-SSS-FUN-008 RLS-SSS-FUN-009 RLS-SSS-FUN-010 RLS-SSS-INT-001 RLS-SSS-INT-002 RLS-SSS-INT-003 RLS-SSS-INT-004 RLS-SSS-OPE-010 RLS-SSS-OPE-020 RLS-SSS-OPE-030 RLS-SSS-OPE-040 RLS-SSS-OPE-050	TP-RLS-VT-02-01_FM-1-1_MemPatch TP-RLS-VT-02-02_FM-1-2_MemDump TP-RLS-VT-02-03_FM-2-1_main_functionalities_room TP-RLS-VT-02-04_FM-2-2_main_functionalities_operative TP-RLS-VT-02-05_FM-2-3_FEE_and_CCD_Control TP-RLS-VT-02-06_FM-3-1_Calibration_act_Over_Ct_room TP-RLS-VT-02-07_FM-3-2_Calibration_act_Over_Ct_operative TP-RLS-VT-02-08_FM-3-3_Sample_Measurement_act_room TP-RLS-VT-02-09_FM-3-4_Sample_Measurement_act_operative TP-RLS-VT-02-12_FM-SW-1_Simple_AP_EQM2_room TP-RLS-VT-02-13_FM-SW-2_SampMea_AP_EQM2_room TP-RLS-VT-02-14_FM-SW-3_Calib_AP_EQM2_room TP-RLS-VT-02-15_FM-SW-4_Prepare4Science_AP_EQM2_room TP-RLS-VT-02-16_FM-SW-4_Prepare4Science_AP_EQM2_room_1 TP-RLS-VT-02-19_FM-SW-5_Complex_AP_EQM2_room TP-RLS-VT-02-20_FM-SW-6_FEE_PatchDump_AP ImageEROIssue ImageNROIssue ImageRROIssue ImageFFIssue.
RLS SWIS TC-RLS-SSS-VT-03	RLS FDIS	RLS-SSS-FUN-006	TP-RLS-SSS-VT-03-01_fdisSetCanNodeStateIssue TP-RLS-SSS-VT-03-02_fdisTMNoResponse TP-RLS-SSS-VT-03-03_fdisTCRejectedIssue TP-RLS-SSS-VT-03-04_fdisTMHeaderErrorIssue TP-RLS-SSS-VT-03-05_fdisTMScienceHeaderErrorIssue TP-RLS-SSS-VT-03-06_fdisForceMode TP-RLS-SSS-VT-03-07_fdisEvent TP-RLS-SSS-VT-03-08_fdisIgnoreChangeMode

Figura 5.8-1 [Requisitos y casos de Uso del RLS SWIS]

### 5.8.3 Resultados del RLS SWIS

A continuación, se presentan algunos de los resultados obtenidos tras la ejecución de los diferentes ensayos con RLS SWIS.

#### 5.8.3.1 Caso de Uso 1: "TC-RLS-VT-01"

La **tabla 5.8-2** muestra una parte del resultado extraído del log del SWIS donde se puede observar para cada modo ("Modes Tested") los TCs ejecutados ("TCs Tested") y el resultado, aceptado o rechazado en función de la máquina de estados de RLS implementada en el RLS SWIS.



ProcedureID	Title	Modes Tested	TCs Tested	Exec. time (s)
<b>TC-RLS-VT-01</b>	<b>TC's execution per RLS Mode</b>			
TP-RLS-VT-01-01	TP-RLS-VT-01-01_ RLS_Init_Accepted.xml	Initialization	TC_RET TC_RESET TC_DOWN_MEMORY TC_UP_MEMORY	776
TP-RLS-VT-01-02	TP-RLS-VT-01-02_ RLS_Init_Rejected.xml	Initialization	All (except this mode accepted TCs)	4019
TP-RLS-VT-01-03	TP-RLS-VT-01-03_ RLS_Standby_Accepted.xml	Standby	TC_RET TC_CHANGE_MODE TC_DOWN_FEE TC_UP_FEE TC_DOWN_MEMORY TC_UP_REGISTER TC_SET_PARAMETER TC_TEST_REPORT TC_NEW_SPOT	2056
TP-RLS-VT-01-04	TP-RLS-VT-01-04_ RLS_Standby_Rejected.xml	Standby	All (except this mode accepted TCs)	1938
TP-RLS-VT-01-05	TP-RLS-VT-01-05_ RLS_Ready_Accepted.xml	Ready (laser on, laser off)	TC_RET TC_CHANGE_MODE TC_TEST_REPORT TC_NEW_SPOT TC_SET_LASER	3783
TP-RLS-VT-01-06	TP-RLS-VT-01-06_ RLS_Ready_Rejected.xml	Ready (laser on, laser off)	All (except this mode accepted TCs)	2290

Tabla 5.8-2 [Resultado de ejecución del Caso de uso "TCs execution per RLS mode"]

### 5.8.3.2 Caso de Uso 2: "TP-RLS-VT-02-04"

Este caso de uso "TP-RLS-VT-02-04 RLS-FM-02-2\_RLS\_main\_functionalities" cubre todas las necesidades operacionales de RLS. Esta secuencia se utilizaba para la verificación funcional de los modelos HW de RLS (RL EQM y el RLS FM").

La secuencia ejecutada a través de las acciones y tareas de RLS se detalla en la **tabla 5.8-3**. El significado de cada acción y tarea se encuentra en la sección 4.3 de esta tesis.

<b>TP-RLS-VT-02-04 RLS-FM-02-2_RLS_main_functionalities</b>
<b>Action: RLS_Initialise</b>
<b>Action: RLS_ChangeToStandbyMode</b>
<b>Action: RLS_Configure: IOH</b>
<b>Action: RLS_Configure: CCD, TEC</b>
<b>Action: RLS_Configure: Laser, TEM</b>
<b>Action: RLS_Configure: Acquisition</b>
<b>Action: RLS_Test</b>
<b>Action: RLS_Move_SPDS</b>
<b>Action: RLS_ChangeToReadyMode</b>
<b>Action: RLS_ImageAcquisition</b>
<b>Action: RLS_ImageAcquisition</b>
<b>Action: RLS_SetLaser</b>
<b>Task: RLS_SingleSpotAcquisition</b>
<b>Action: RLS_Move_SPDS</b>
<b>Task: RLS_SingleSpotAcquisition</b>
<b>Action: RLS_Move_SPDS</b>
<b>Task: RLS_SingleSpotAcquisition</b>
<b>Action: RLS_SetLaser</b>
<b>Action: RLS_MakeSafe</b>
<b>Action: RLS_ShutDown</b>

Tabla 5.8-3[Caso de uso "RLS\_main\_functionalities\_operative\_environment" del RLS SWIS]

La secuencia considera:

1. Encendido;
2. Transición de modo inicialización a modo "espera";
3. Configuración: CCD -10°C, temperatura del laser, control térmico activo;
4. Movimiento del SPDS para posicionar la muestra;
5. Ejecución de "Darks" ("imágenes para extraer el ruido del sistema durante el procesado");
6. Cambio a modo "Ready": activación del control térmico y estabilización;
7. Encendido del laser y estabilización;
8. Ejecución de 3 ciclos de medida en 3 puntos de la muestra: Autofoco, Algoritmos científicos y adquisiciones;
9. Apagado del laser y del sistema. Apagado del control térmico controlado;

La siguiente **tabla 5.8-4** figura muestra el inicio del log de ejecución de la secuencia comandada y ejecutada. La tabla muestra la acción ejecutada, si hay un cambio de modo y el TC ha sido aceptado y el tiempo total de la secuencia, de una duración 2093.6 segundos. Este tiempo es muy representativo del tiempo que tardaba el instrumento RLS EQM en realizar una secuencia similar.

TP-RLS-VT-02-04_FM-2-2_main_functionalities_operative						
Execution duration (s): 20936						
Step	Action	Pass/Fail criteria	PCD ID	Requirements	PFC State	Result evidence
Step-010	RLS_Initialise	Power ON TM_CHANGE_MODE Initialization	PFC-010	RLS-OPE-90-A1	YES	25 VOLTAGE 28.000000 926 ----- RLS TELEMETRY ACCEPTED INITIALISE 1479 ----- RLS PDO TELEMETRY: [RLS_TM_CHANGE_MODE] 1479 RLS_TM_CHANGE_MODE: [Timestamp = 0017h] 1479 RLS_TM_CHANGE_MODE: [Mode = 00h] INIT
Step-020	RLS_ChangeToStandbyMode	TM_ACCEPTANCE TM_CHANGE_MODE Standby	PFC-020	RLS-OPE-90-A5	YES	1944 ----- MMS TELECOMMAND: [RLS_TC_CHANGE_MODE] 1944 RLS_TC_CHANGE_MODE: [Mode = 01h] STDBY 1950 ----- RLS TELEMETRY ACCEPTED RLS_TC_CHANGE_MODE 2654 ----- RLS PDO TELEMETRY: [RLS_TM_CHANGE_MODE] 2654 RLS_TM_CHANGE_MODE: [Timestamp = 004Ah] 2654 RLS_TM_CHANGE_MODE: [Mode = 01h] STDBY
Step-030	RLS_Configure general	TM_ACCEPTANCE TM_PARAMETER TBD	PFC-030	RLS-OPE-90-A6	YES	13089 SCRIPT - CAN Bus transfer PDO: TC_SET_PARAMETER -- 113093 ----- MMS TELECOMMAND: [RLS_TC_SET_PARAMETER] 113094 RLS_TC_SET_PARAMETER: [ParamChecksum = 0000h] 113096 RLS_TC_SET_PARAMETER: [ParamValue = F206h] 113096 RLS_TC_SET_PARAMETER: [ParamIndex = 07h] 113096 RLS_TC_SET_PARAMETER: [ParamIndex = 07h] 113103 ----- RLS TELEMETRY ACCEPTED RLS_TC_SET_PARAMETER 140451 ----- RLS PDO TELEMETRY: [RLS_TM_PARAMETER] 140451 RLS_TM_PARAMETER: [ParameterIndex = 0007h] 140452 RLS_TM_PARAMETER: [ParameterValue = F206h] 140452 RLS_TM_PARAMETER: [Timestamp = 0078h] 46097 SCRIPT - CAN Bus transfer PDO: TC_SET_PARAMETER -- 146100 ----- MMS TELECOMMAND: [RLS_TC_SET_PARAMETER] 146101 RLS_TC_SET_PARAMETER: [ParamChecksum = 0000h] 146102 RLS_TC_SET_PARAMETER: [ParamValue = F206h] 146102 RLS_TC_SET_PARAMETER: [ParamIndex = 08h] 146109 ----- RLS TELEMETRY ACCEPTED RLS_TC_SET_PARAMETER 173362 ----- RLS PDO TELEMETRY: [RLS_TM_PARAMETER] 173363 RLS_TM_PARAMETER: [ParameterIndex = 0008h] 173365 RLS_TM_PARAMETER: [ParameterValue = F206h] 173366 RLS_TM_PARAMETER: [Timestamp = 0090h]

Tabla 5.8-4 [Resultado de ejecución del Caso de uso "RLS\_main\_functionalities\_operative\_environment" del RLS SWIS]

### 5.8.3.3 Caso de Uso 3: "TP-RLS-VT-02-09"

Caso de uso "TP-RLS-VT-02-09\_FM-3-4\_Sample\_Measurement\_act\_operative" que cubre la secuencia operacional de alto nivel de RLS para ejecutar la calibración (o chequeo óptico) y seguidamente el ciclo nominal de análisis de muestras de RLS. Es el plan de actividad y secuencia nominal operacional de RLS.

La secuencia de acciones y tareas ejecutada detalla en la **tabla 5.8-5**. La descripción detallada de esta secuencia de alto nivel, se describe en la sección 4.4

RLS_FM_03_04_RLS_Sample_Measurement_activity_operative_environment
Action: RLS_Initialise
Action: RLS_ChangeToStandbyMode
Action: RLS_Configure: General system parameters
Action: RLS_Configure: IOH
Action: RLS_Configure: CCD, TEC
Action: RLS_Configure: Laser, TEM
Action: RLS_ChangeToReadyMode
Task: RLS_GenericCalibration
Task: RLS_SampleMeasurement
Task: RLS_Terminate

Tabla 5.8-5 [Caso de uso "RLS\_Sample\_Measurement\_act\_operative" del RLS SWIS]

La secuencia considera:

1. Encendido;
2. Transición de modo inicialización a modo "espera";
3. Configuración: CCD -10°C, temperatura del laser, control térmico activo;
4. Movimiento del SPDS para posicionar la muestra;
5. Cambio a modo "Ready": activación del control térmico y estabilización;
6. Tarea "Generic Calibration": Darks y 2 puntos sobre el RLS PT;
7. Tarea "Sample Measurement": 20 puntos sobre la muestra. Considera el apagado del laser y 20 Darks después;
8. Apagado del sistema. Apagado del control térmico controlado;

Como resultado se muestran tres capturas del log de ejecución de la secuencia. Primera tabla **5.8-6** secuencia donde el instrumento se inicia y configura, la segunda **tabla 5.8-7** cuando se ejecuta la tarea "Generic\_Calibration" y la tercera **tabla 5.8-8** cuando se ejecuta la tarea "Sample\_Measrument". El tiempo total de la secuencia, de una duración 26035 segundos. Este tiempo es algo superior comparado con las aproximaciones obtenidas con los modelos anteriores (entorno a 18000 segundos) y con el tiempo que tardaba el instrumento RLS EQM en realizar una secuencia similar.

EL simulador SWIS, necesitaba adaptarse para mejorar la precisión en los tiempos de ejecución simulados a los reales. Este hecho, no resulta muy crítico, ya que recursos utilizados en el Rosex (donde esta implementado el LS SWIS) para estimar la viabilidad de los AP de RLS (tiempos, potencias, etc) aun son configurables.

TP-RLS-VT-02-09_FM-3-4_Sample_Measurement_act_operative						
Execution duration (s): 26025						
Step	Action	Pass/Fail criteria	PCD ID	Requirements	PFC State	Result evidence
Step-010	RLS_Initialise	Power ON TM_CHANGE_MODE Init	PFC-010	RLS-OPE-90-A1	YES	10 SCRIPT Test Switch ON 10 VOLTAGE 28.000000 26015 SCRIPT - NMT Start Remote message --- 27056 SCRIPT - SYNC message CYCLE --- 27115 ----- RLS TELEMETRY ACCEPTED INITIALISE 49392 ----- RLS PDO TELEMETRY: [RLS_TM_CHANGE_MODE] 49392 ----- RLS_TM_CHANGE_MODE: [Timestamp = 0017h] 49392 ----- RLS_TM_CHANGE_MODE: [Mode = 000] INIT
Step-020	RLS_ChangeToStandbyMode	TM_ACCEPTANCE TM_CHANGE_MODE Standby	PFC-020	RLS-OPE-90-A5	YES	69085 SCRIPT - CAN Bus transfer PDO: TC_CHANGE_MODE STANDBY --- 69085 ----- MMS TELECOMMAND: [RLS_TC_CHANGE_MODE] 69085 ----- RLS_TM_CHANGE_MODE: [Mode = 010] STANDBY 69115 ----- RLS TELEMETRY ACCEPTED RLS_TC_CHANGE_MODE 98200 ----- RLS PDO TELEMETRY: [RLS_TM_CHANGE_MODE] 98200 ----- RLS_TM_CHANGE_MODE: [Timestamp = 0049h] 98200 ----- RLS_TM_CHANGE_MODE: [Mode = 010] STANDBY
Step-030	RLS_Configure general	TM_ACCEPTANCE TM_PARAMETER tbd	PFC-030	RLS-OPE-90-A6	YES	110100 SCRIPT - CAN Bus transfer PDO: TC_SET_PARAMETER --- 110100 ----- MMS TELECOMMAND: [RLS_TC_SET_PARAMETER] 110100 ----- RLS_TC_SET_PARAMETER: [ParamChecksum = 0000h] 110100 ----- RLS_TM_SET_PARAMETER: [ParamValue = F206h] 110100 ----- RLS_TM_SET_PARAMETER: [ParamIndex = 07h] 110124 ----- RLS TELEMETRY ACCEPTED RLS_TC_SET_PARAMETER 139295 ----- RLS PDO TELEMETRY: [RLS_TM_PARAMETER] 139295 ----- RLS_TM_PARAMETER: [ParameterIndex = 0007h] 139295 ----- RLS_TM_PARAMETER: [ParameterValue = F206h] 139295 ----- RLS_TM_PARAMETER: [Timestamp = 0073h]

Tabla 5.8-6 [Resultado inicialización de la ejecución del caso de uso "RLS\_Sample\_Measurement\_act\_operative" del RLS SWIS]



Modelo	Test name	Requirements Id INTA	Estado	Comentario
RLS SWIS TC-RLS-SSS-VT-01	TC's execution per RLS Mode	RLS-SSS-FUN-001 RLS-SSS-FUN-002 RLS-SSS-FUN-003 RLS-SSS-FUN-004 RLS-SSS-FUN-005 RLS-SSS-FUN-007 RLS-SSS-FUN-008 RLS-SSS-FUN-009 RLS-SSS-FUN-010 RLS-SSS-INT-001 RLS-SSS-INT-002 RLS-SSS-INT-003 RLS-SSS-INT-004 RLS-SSS-OPE-010 RLS-SSS-OPE-020 RLS-SSS-OPE-030 RLS-SSS-OPE-040	C	
RLS SWIS TC-RLS-SSS-VT-02	RLS Operational activities	RLS-SSS-FUN-001 RLS-SSS-FUN-002 RLS-SSS-FUN-003 RLS-SSS-FUN-004 RLS-SSS-FUN-005 RLS-SSS-FUN-007 RLS-SSS-FUN-008 RLS-SSS-FUN-009 RLS-SSS-FUN-010 RLS-SSS-INT-001 RLS-SSS-INT-002 RLS-SSS-INT-003 RLS-SSS-INT-004 RLS-SSS-OPE-010	PC	EL SWIS necesitaba adaptar los tiempos de ejecución simulados a los reales.
RLS SWIS TC-RLS-SSS-VT-03	RLS FDIS	RLS-SSS-FUN-006	C	

Figura 5.3-9 [VCD de los resultados obtenidos con el modelo SWIS de RLS]

## 5.9 Verificación del Modelo RLS FS

El modelo RLS FS es el modelo de repuesto del RLS FM, compuesto por unidades idénticas y con el mismo nivel de "usabilidad" que las unidades FM. Esto significa que el RLS FS se ha fabricado con respecto al mismo Diseño Detallado, mismo "As-Design", con el que se fabricó el RLS FM (ver **figura 5.9-1**).

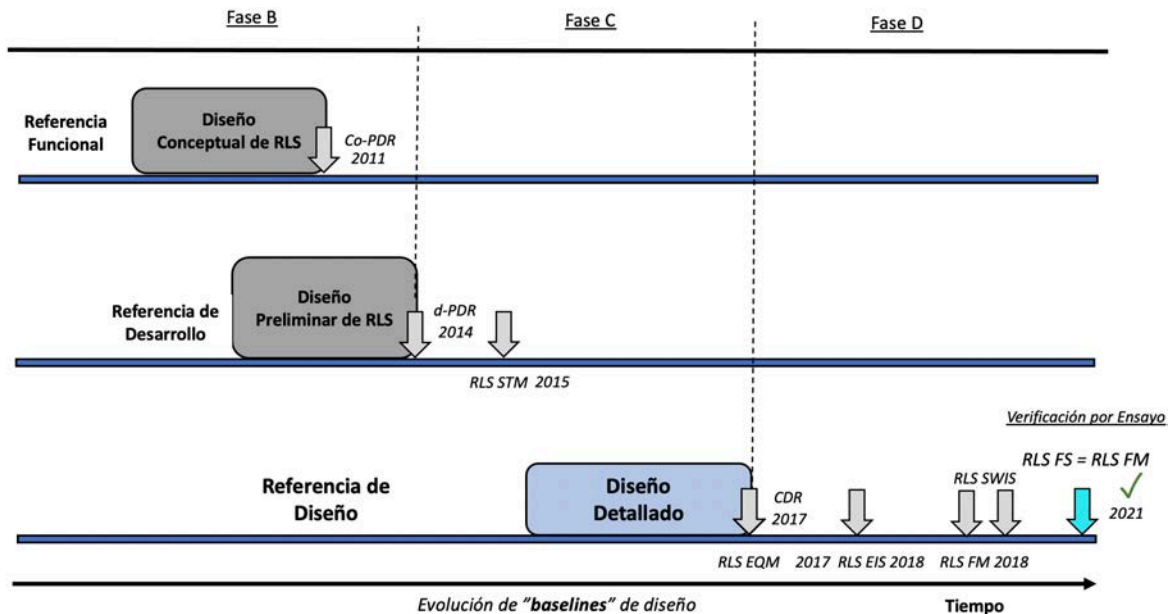


Figura 5.9-1 [Verificación del RLS FS. El RLS FS tiene el mismo diseño que el RLS FM]

El RLS FS se fabricó, tal y como establecen en los estándares ECSS y la filosofía de modelos del instrumento, con el objetivo de ser utilizado como recambio en caso de que sucediera alguna anomalía con el FM durante las pruebas de integración y ensayos a nivel ALD y Rover. Dado que este hecho no se ha dado, y que el RLS FM está completamente integrado en el Rover Rosalind Franklin y funcionando de manera correcta, el RLS FS se está utilizando, en las instalaciones de INTA, como herramienta para el desarrollo de actividades científicas y de operación.

Es decir, la optimización del diseño de RLS a través del ASW y de la operación aún continúa con el RLS FS, el cual está estudiando, analizando y ensayando para encontrar posibles mejoras del diseño implementado. No solo eso, sino que la limitada caracterización científica realizada sobre el RLS FM debido a los apretados plazos de entrega, se está parcialmente subsanando con campañas de caracterización dedicadas con el RLS FS para la correcta parametrización y optimización de los análisis científicos.

Por tanto, hasta que el FM alcance la superficie Marciana, el RLS FS se utilizará como herramienta (ver **figura 5.9-2**) para el desarrollo, optimización y validación de las actividades científicas y de operación. Esto significa:

- Poder validar secuencias operacionales de alto nivel (ciclo de medida, calibración, etc) de RLS en un entorno representativo y con muestras representativas;
- Optimización de la configurabilidad operativa del Instrumento RLS, para optimizar el rendimiento científico (SNR) y la ejecución de la operación;



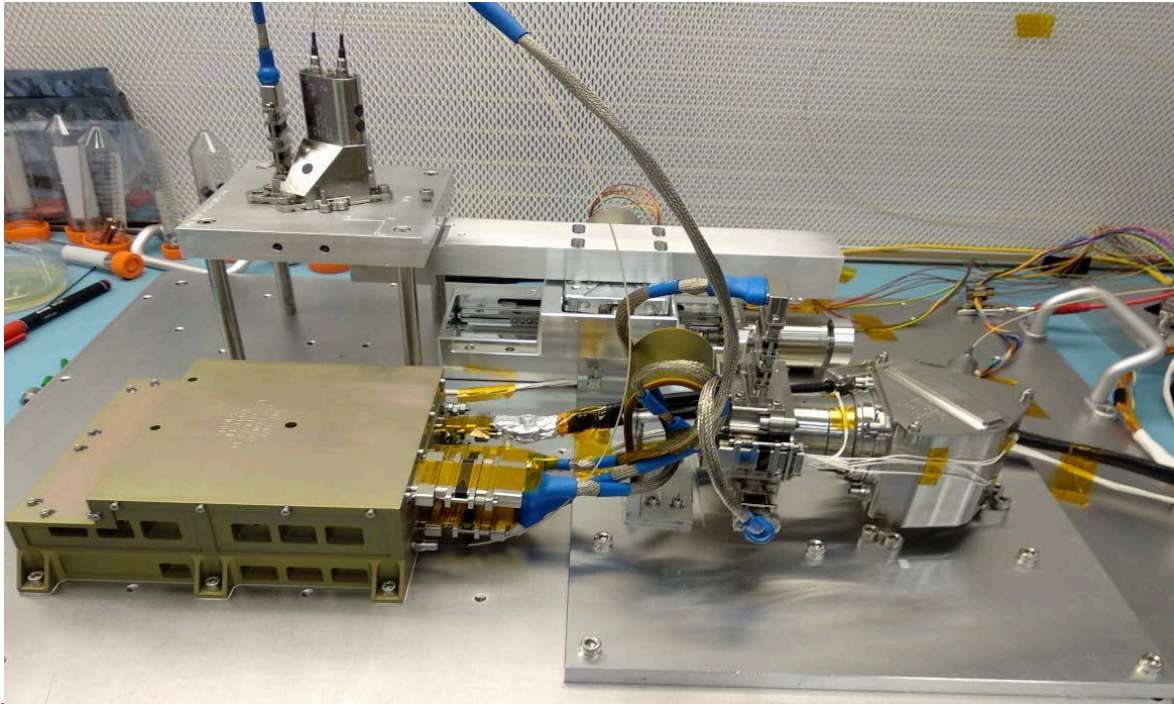


Figura 5.9-2 [RLS FS en el INTA]

Además, una vez que el RLS FM esté operando en Marte, el RLS FS será una pieza fundamental para la interpretación de los resultados científicos y técnicos que se vayan obteniendo, y para continuar validando futuras secuencias a comandar en el RLS FM.

Numerosos ensayos se han realizado con el RLS FS hasta el momento, campañas científicas con muestras representativas, caracterización espectral, caracterización del láser, validación de algoritmos, validación de las secuencias operacionales, etc. Y muchos de ellos siguen en evolución para consolidar los resultados obtenidos.

### 5.9.1 Requisitos del RLS FS

A continuación, se presentan, dos de estas campañas realizadas, para verificar los requisitos. Sólo se muestran los requisitos aplicables a estas campañas.

#### 5.9.1.1 Requisitos Operacionales

RLS ha sido diseñado para cumplir con las restricciones operativas de la misión y del instrumento (duración de las secuencias operacionales, la potencia (energía) consumida por RLS y los datos generados). Durante la campaña de prueba de FS se han simulado los escenarios operacionales de alto nivel con el fin de estudiar el comportamiento del instrumento y así también validar todos los cálculos de los presupuestos del sistema (sección 4.4) entregados durante las fases de diseño.

Es importante conocer el comportamiento real de RLS, ya que muchas de las entradas de diseño implementadas en los modelos de desarrollo representativos de RLS (RLS EIS y SWIS principalmente) estaban basadas en cálculos o estimaciones, que se fueron validando parcialmente durante el proceso desarrollo y verificación de RLS.

Usando el RLS FS en un entorno de pruebas representativo es posible aproximar estos cálculos. Además, con los resultados obtenidos, será posible ajustar y optimizar los Planes de Actividad de referencia, en función de las futuras restricciones planteadas por la ESA para un sol nominal de operación.

Los requisitos de RLS en relación a las secuencias operacionales se detallan a continuación.

#### 5.9.1.1.1 Requisitos. Secuencia “Ciclo de Medida”

Req. Id. **RLS-ORD-MIS-51**. Operaciones de RLS en un “Experiment Cycle”.

El requisito operacional de alto nivel de RLS establece que un ciclo de medida completo de RLS, debe comenzar con una “calibración” del sistema, seguido de la “medida” sobre la muestra. El requisito establece que RLS al menos deberá poder realizar 20 puntos sobre la muestra.

Desde IdS, se obtuvieron las estimaciones oportunas para poder dimensionar la operación del sistema en términos principalmente de consumo de datos y de tiempos, que dependían de muchos factores:

- La naturaleza de la muestra. Fluorescente o no;
- Las transiciones térmicas para alcanzar las condición o modo “preparado”, atendiendo a las peores condiciones ambientales, calientes o frías,
- Las funciones que RLS debe ejecutar en cada punto:
  - Autofoco;
  - Algoritmos científicos;
  - Adquisiciones Raman;
- El número de imágenes Raman en cada punto;

Todas estas estimaciones se plasmaron en varios requisitos técnicos usados durante las fases de desarrollo principalmente para dimensionar el sistema RLS. Estos requisitos son:

Req. Id. **RLS-ITS-MIS-2909**. Descarga de datos de RLS. El máximo permitido para la descarga de datos de RLS para un sol de operación es 26 Mbits

	Crítico + Esencial
Ciclo de calibración	36 Mbits
Ciclo Raman	26 Mbits

Tabla 5.9-1 [Requisito de máxima descarga de datos críticos en un sol de RLS]

Req. Id. **RLS-ITS-MIS-2605**. Tiempo máximo de operación en un sol (ver **tabla 5.9-2**)

Sample Measurement Activity	Time (s) - ESTIMATED
Initialization	23,0
Standby/Warming up	930,0
Ready/ Laser ON	625,0
Execution/Focussing	1200,0
Execution/CCD Op	13515,3
Standby/Warming up	10,0
Execution/ Background Adquisition	740,9
Safe	61,0
<b>TOTAL</b>	<b>17105,2</b>

Tabla 5.9-2 [Requisito de tiempo Máximo de operación en un sol de RLS]

#### 5.9.1.1.2 Requisito. Secuencia Fase de Crucero.

El equipo RLS pretendía durante la fase de crucero ejecutar un ensayo funcional reducido que consideraba encender el laser y adquirir espectros sobre el RLS CT y así determinar que el instrumento estaba en condiciones nominales tras el lanzamiento.

La asignación de energía para RLS durante la fase de crucero estaba limitada a 20W por la Misión. Sin embargo, estas necesidades no podían ser satisfechas por el Rover, al no disponer de potencia suficiente en sus baterías, reservadas para las operaciones de arranque tras el aterrizaje en Marte cuando sus paneles solares aun no estuvieran desplegados. Por lo tanto, RLS tuvo que proponer una secuencia alternativa teniendo en cuenta las nuevas limitaciones en la asignación de potencia.

Req. Id. **RLS-ITS-IF-19558**. Asignación de energía / tiempo para la fase de crucero de RLS. (~20 min / 4 Wh).

#### 5.9.1.2 Requisito. NA sobre un mismo punto.

Dado que el cálculo automático del número de acumulaciones NA no fue incluido en el ASW como uno de los algoritmos de ejecución a bordo para poder cumplir con los plazos de entrega, RLS se configuró para utilizar únicamente un parámetro de sistema que fija, para todos los puntos durante la ejecución del sol, el número de imágenes máximas (acumulaciones) adquiridas en cada punto de la muestra. Por tanto, el equipo científico estableció un nuevo requisito de medida, que requería la optimización de la operación con respecto a la SNR obtenida de cada punto analizado. Este requisito complementa el requisito de SNR que hasta ese momento se había definido para una muestra tipo (calcita, hematita ...) para una sola adquisición y con un tiempo determinado.

El ASW permite cambiar algunos ajustes del instrumento mediante telecomando. Es posible plantear escenarios representativos operacionales (ensayos de fin a fin) con los cuales poder trabajar con estos parámetros del sistema que permiten optimizar la ciencia obtenida por RLS para así definirlos de la forma más optima posible.

Uno de los parámetros más influyentes tanto en calidad del sistema (SNR), como en la propia operación (consumo de tiempos y de datos) es el número de acumulaciones o número de espectros Raman realizados sobre un mismo punto.

Req. Id. **RLS-ORD-MIS-107** – NA sobre un mismo punto. El requisito establecía, que el NA (o número de acumulaciones) fijado de forma nominal, para realiza adquisiciones Raman sobre un mismo punto de la muestra, debería estar optimizado, para maximizar la SNR, sin penalizar otros requisitos del sistema (i.e poder analizar 20 puntos sobre la muestra).

### 5.9.2 Escenario operacional de laboratorio en INTA

Para continuar con la campaña de pruebas realizada sobre el FM, el modelo de RLS FS se está operando y caracterizando en un entorno de pruebas de laboratorio [63], completamente representativo (ver **figura 5.9-3**) desarrollado especialmente para RLS y que ha permitido ensayar y verificar todos los modelos de RLS (EQM, EIS y FM). Este entorno simula todas las interfaces de RLS con respecto al ALD: operativas, de potencia, de datos y preparación de muestras de forma que los resultados obtenidos son representativos.

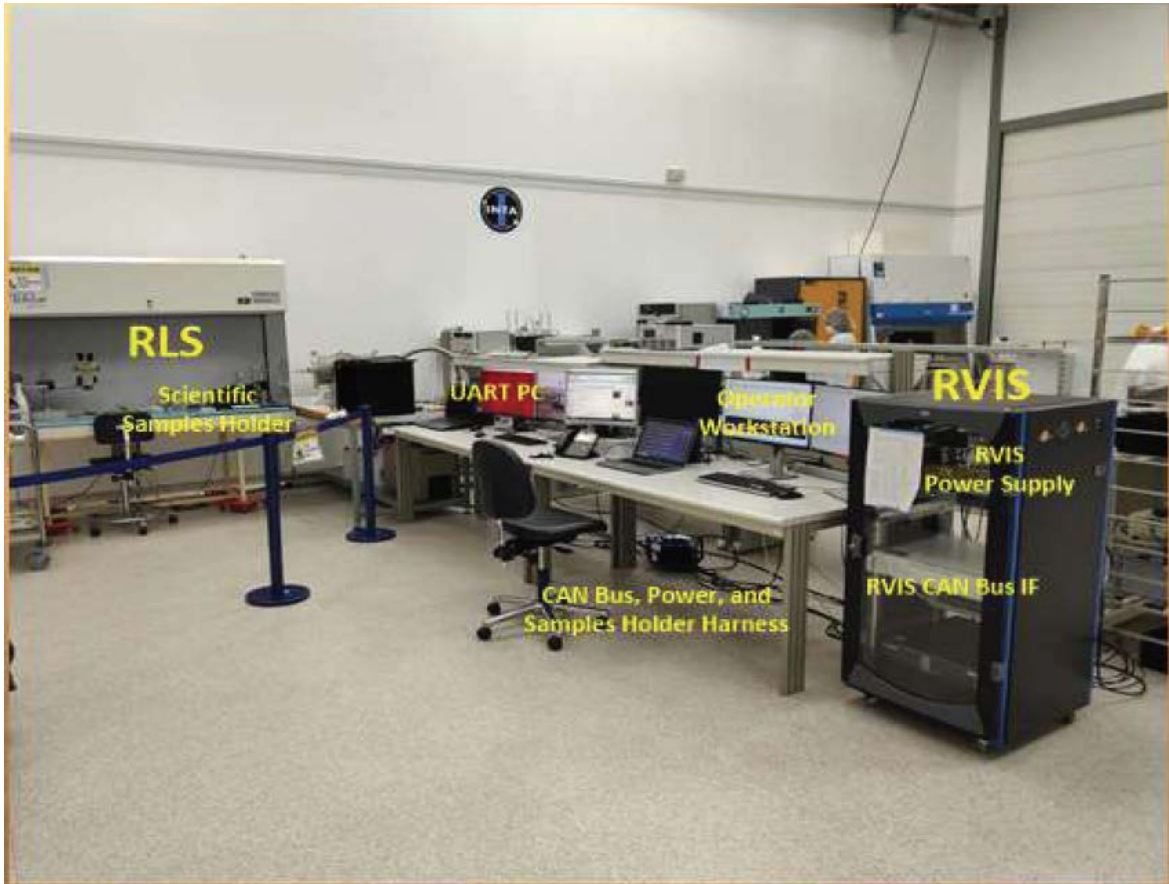


Figura 5.9-3 [Escenario de Laboratorio en INTA. Rover Vehicle Simulator (RVIS)]

Las Unidades RLS FS (ICEU, SPU e IOH) se han instalado siguiendo la configuración ALD, permitiendo al RLS IOH analizar las muestras a través de una ventana, para reproducir el escenario de operación de RLS al completo en Marte. Para el posicionamiento de las muestras se está utilizando un soporte para colocar las muestras trituradas, con un sistema

automatizado de posicionamiento en dos ejes que se utilizar para emular los movimientos de la muestra en el SPDS.

Para ajustar las muestras en altura, con el mecanismo de enfoque automático del iOH colocado en la posición "Inicio" (posición: 0 mm - rango medio), el plano del soporte del sistema de muestras (Z) se colocó de manera que la posición de adquisición alcanzada en cada muestra se pueda ajustar mediante el mecanismo de enfoque RLS iOH ( $\pm 1\text{mm}$ ).

El procedimiento preciso para el escaneo de las muestras necesita la coordinación del sistema RLS con el motor de muestras. Los movimientos de la muestra se sincronizaron con la secuencia operativa del instrumento moviendo el eje Y del motor en pasos de 100 micras.

Para el control y emulación de las interfaces software del instrumento se utiliza el RLS RVIS, que puede comandar el instrumento de varias maneras posibles:

1. Manualmente a través de un conjunto de scripts dedicados, variando la disposición de algunos parámetros del sistema de tal forma que se pueda reproducir una secuencia lógica de operación.
2. De manera automática a través de un "Plan de Actividad" completo y representativo, para simular la operación real de RLS. Es decir, el RVIS también se ha programado con la lógica de control del OBSW MMS que permite comandar el instrumento de la misma manera en que lo hará el Rover. La **figura 5.9-4** muestra la app creada "Activity Plan Generator" [64] para desarrollar y cargar los planes de actividad de RLS en el entorno de pruebas.

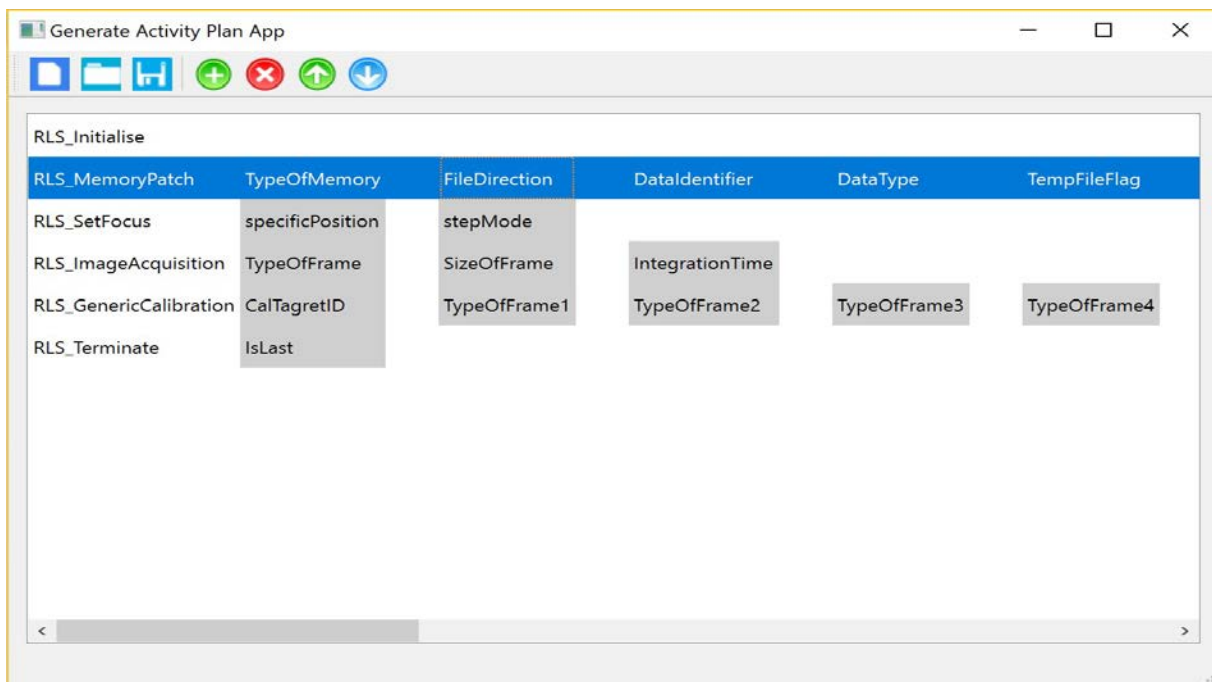


Figura 5.9-4 [App del RVIS para desarrollar y ejecutar Planes de Actividad de RLS FS en el INTA] Cada uno de los requisitos descritos, se verifica acorde una secuencia operativa dedicada.



### 5.9.2.1 AP. "Ciclo de Medida sobre la muestra"

Se preparó un Plan de Actividad representativo de la secuencia "Ciclo de Medida" que fue creado desde el "AP Generator" (ver **figura 5.9-5**). Dicho plan se desarrolla como una secuencia de las Acciones y Tareas de RLS descritas en la figura, y se ejecutó sobre muestras potencialmente representativas de lugar de aterrizaje previsto para RLS: una serie de filosilicatos (montmorillonita) dopadas con diferentes concentraciones de orgánicos. A continuación, se detalla la parametrización de las tareas que permiten configurar y realizar la adquisición científica:

1. Tarea "Prepare For Science". Es una tarea que incluye una secuencia de telecomandos con el objetivo de configurar el instrumento para la operación. En este caso, se utilizaron los siguientes parámetros:
  - Control térmico nominal: TEM y TEC comandados a sus temperaturas objetivos nominales;
  - Un número de acumulaciones sobre cada punto en el RLS CT de 20 (parámetro "Na\_For\_Calib");
  - Un número de acumulaciones sobre cada punto de la muestra de 20 (parámetro "Na");
  - Algoritmos científicos activados, con parámetros nominales;

Como resultado de esta tarea, el control térmico transita de manera controlada hacia el encendido, se enciende el láser y cuando se estabiliza se alcanza el modo "preparado" y finaliza la tarea.

2. Tarea: "Generic\_Calibration". Tarea ejecutada para analizar el RLS CT, se configuró de la siguiente manera:
  - Ejecución de dos Darks (NROI) con tiempos fijos de 50 centisegundos;
  - Ejecución de dos puntos sobre el RLS CT con tiempos fijos de 50 centisegundos (2 x "Na\_For\_Calib");

Como resultado, se adquieren dos puntos de la muestra de calibración, con sendos Darks de tiempos fijos de 50 cs.

3. Tarea: "Sample\_Measurement". Esta tarea realiza la adquisición automática de los diferentes puntos de la muestra. En este caso la configuración se estableció de la siguiente manera:
  - 20 puntos ejecutando "ESTIMATE" (Algoritmos científicos). Se ejecutan los algoritmos, haciendo quenching de fluorescencia y calculando el tiempo de integración óptimo para cada punto.
  - 20 "Darks" con el mismo tiempo estimado;

Como resultado, esta tarea analiza 20 puntos sobre la muestra, con 20 acumulaciones cada uno (tal y como se define en la tarea 1), y adquiere "Darks" con el mismo tiempo de integración que los espectros Raman adquiridos anteriormente.

Activity	Parameter	Value
1 RLS_Initialise		
2 RLS_Prepare_For_Science	ConfigurationMask	1
3 RLS_ImageAcquisition	TypeOfFrame	2
4 RLS_GenericCalibration	CalTagretID	1 (CALIB_TARGET_2)
5 RLS_SampleMeasurement	SpotMaxTime	100
6 RLS_Terminate	IsLast	0x01

Figura 5.9- 5 – Secuencia “Sample Measurement Activity” ejecutada en el RLS FS

### 5.9.2.2 AP. “Fase de crucero” (viaje a Marte)

La secuencia de fase de crucero (ver **figura 5.9-6**) estaba diseñada para realizar las medidas necesarias y adaptarse a los recursos establecidos, asegurando que algunos de los elementos críticos de RLS no han sufrido daños durante el lanzamiento:

- Realizar un test sobre el motor del iOH en el modo “espera”;
- Transitar a modo “Preparado” sin la activación del control térmico de RLS (para no consumir potencia);
- Mover el motor a su posición “Home” tras el test;
- Ejecutar adquisiciones “Darks” (tamaño EROI) con diferentes tiempos de integración para determinar la funcionalidad del CCD;

Como parte de la ejecución nominal del instrumento, durante la ejecución de la secuencia, RLS enviará el HK (temperatura y potencias) cada 10 segundos mostrando el estado de salud de RLS.



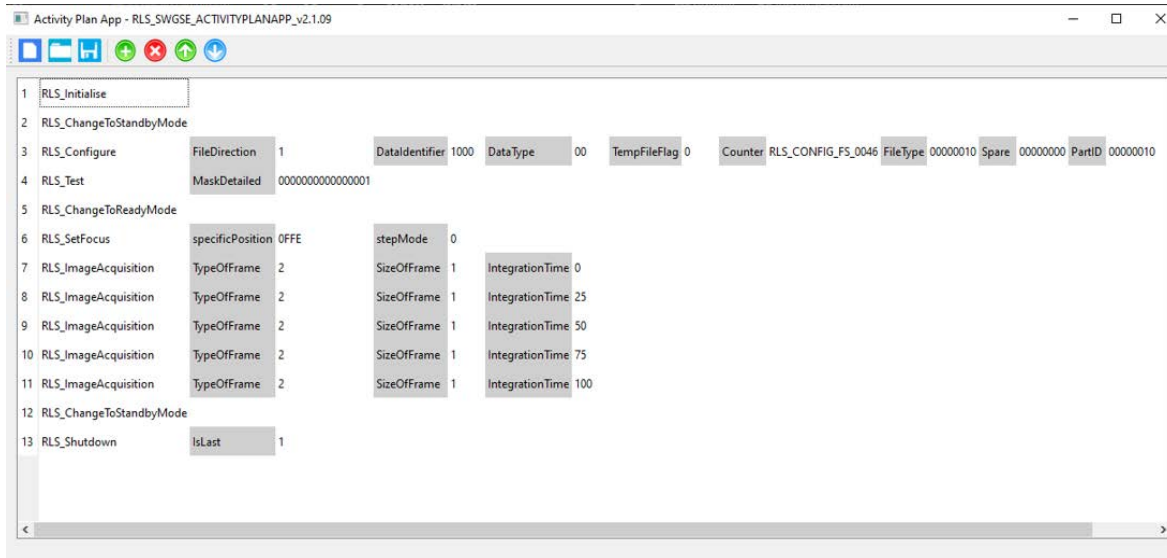


Figura 5.9-6 – Secuencia “CRUISE CHECK OUT” ejecutada en el RLS FS

### 5.9.2.3 AP. Optimización SNR

Se planteó un ensayo con algunas muestras representativas (calcita, diamante, olivino, serpentina y vermiculita), entregadas por el equipo científico de la Universidad de Valladolid, para optimizar el número de acumulaciones necesario para una operación óptima en términos de consumo de tiempo, energía y datos frente a mejora de SNR por el efecto de la acumulación de imágenes. Para ello se analizaron varios puntos sobre cada una de las muestras ejecutando una secuencia nominal con un alto número de acumulaciones (100) para poder realizar evaluar la evolución de la SNR en función del número de acumulaciones.

Con el control térmico activo, en cada punto alcanzado por el motor de muestras se procede de la misma manera:

1. Primero se ejecuta el algoritmo de Autofoco;
2. Seguidamente, los algoritmos científicos de RLS principalmente para ajustar el tiempo de integración final al máximo de intensidad (80% del rango dinámico del CCD);
3. Finalmente, para cada punto se adquieren 100 acumulaciones como espectros individuales (sin promediar).

## 5.9.3 Resultados del RLS FS

### 5.9.3.1 Verificación de las Secuencias Operacionales de RLS

#### 5.9.3.1.1 Secuencia Ciclo de Medida

1. Tiempo. Los tiempos de ejecución de la secuencia realizada con el RLS FS se presenta en la **tabla 5.9-3** donde se comparan los valores obtenidos del ensayo con los cálculos estimados por IdS. Estos tiempos son muy parecidos a los tiempos entregados a TAS-I (ver sección 4.3) para el dimensionamiento de la operación de RLS donde se estimaba el tiempo total de la secuencia “Sample Measurement” en un total de 17105 segundos para la misma secuencia operativa, lo que equivale a 4 horas y 45 minutos.

Sample Measurement Activity	Time (s) - ESTIMATED	Time (s) - FS
Initialization	23,0	36,0
Standby/Warming up	930,0	498,0
Ready/ Laser ON	625,0	111,0
Execution/Focussing	1200,0	13095,0
Execution/CCD Op	13515,3	
Standby/Warming up	10,0	376,0
Execution/ Background Adquisition	740,9	296,0
Safe	61,0	5,0
<b>TOTAL</b>	<b>17105,2</b>	<b>14417,0</b>

Tabla 5.9-3 [Comparación valores de tiempo estimados vs medidos del RLS FS. Secuencia "Sample Measurement"]

El resultado de los "scripts" del RVIS muestran el tiempo total de ejecución del "Activity Plan", llamado "RLS\_FS\_Sample\_Measurement\_Simulation", en un tiempo de 4 horas y 29 segundos. Teniendo en cuenta la incertidumbre asociada al tipo de muestra analizada, y que los valores proporcionados por IdS han de ser de máximos para garantizar el funcionamiento global del rover, este ensayo demostró que las estimaciones realizadas se encontraban bien alineadas con la realidad analítica del instrumento.

2. Descarga de datos. Para las restricciones de descarga de datos, la comparativa tiene en cuenta una ratio de compresión con un factor 2, el tiempo total de las operaciones (estimada 17105s vs medida con el RLS FS 1441s) para la generación de TM de HK (ingeniería) que el instrumento envía cada 10s y el número total de imágenes enviadas durante la operación y el tamaño de la ROI del CCD (NROI) según se define en el plan:
  - 2 puntos sobre el PET ("Na\_for\_Calib" = 20);
  - 20 puntos sobre la muestra ("Na" = 20);
  - 20 "Darks" enviados en total;

Para este caso concreto, RLS necesitaría una capacidad de descarga de datos de 75Mb (ver **tabla 5.9-4**), valor muy por encima del requisito de 26Mb. Sin embargo, esta situación se produce porque la secuencia no hace uso de la capacidad del instrumento de adaptarse al ancho de banda establecido. Durante la operación del FM con el rover, se implementan los mecanismos necesarios para que no se exceda el límite diario establecido y sin perder prestaciones científicas. En concreto, el rover promediará el número mínimo de las imágenes Raman adquiridas en las mismas condiciones y de un mismo punto de la muestra para cumplir con el ancho de banda designado. Además, es posible almacenar las imágenes individuales en el rover para posterior descarga.

<b>DOWNLINK</b>						
	Compressed Mb	Compressed KB	Uncompress ed KB	Uncompress ed KB for Science	<b>Images NROI (Total)</b>	<b>Images NROI (per spot)</b>
Downlink volume Raman cycle (ESTIMATED)	26	3328	6656	6213	<b>144.6</b>	<b>3.7</b>
Downlink volume Raman cycle (FS)	75	9600	19200	18863	<b>439.0</b>	<b>20.0</b>

Tabla 5.9-4 [Comparación valores de datos estimados vs medidos del RLS FS. Secuencia "Sample Measurement"]

### 5.9.3.1.2 Secuencia de Crucero

Los resultados obtenidos, reflejados en la **tabla 5.9-5**, muestra la secuencia y resultados de "RLS Cruise Check Out", el tiempo, y la potencia consumida obtenida tras la ejecución del AP con el RLS FS. Estos datos fueron entregados a TAS-i para la integración de la secuencia en la planificación de la operación del Rover durante la fase de crucero.

RLS Cruise Check Out FM / FS 002		Time operation (seconds)	Current (mA)	Power (W)	Energy (KJ)
1	1. Load activity plan "RLS-FM-02-1_RLS_Cruise_Check_Out" with the appropriate configuration according RD6				
2	<b>Action: Initialise:</b> 2. Power on to Init mode.  No wait time is needed. Change to Stand-by immediately to receive RLS HK.	10	210	5.88	0.0588
3	<b>Action: RLS_ChangeToStandbyMode</b>  3. Change from Init to Stand-by mode. Verify the both modes are achieved and the Synchronous HK is sent every 10 seconds.	5	250	7	0.035
4	<b>Action: RLS_Configure</b>  4. Configuration  Thermal Control Mask (TEC off, TEM off) Default position Test Motor Parameters: - Number of Samples: 320; - Samples Frequency: 1000;	20	250	7	0.14
5	<b>Action: RLS_Test</b>  5. Perform motor test in Stand-by mode	60	250	7	0.42
6	<b>Action: RLS_ChangeToReadyMode</b>  6. Change to Ready achieving Laser TEM thermal conditions with the appropriate configuration.	5	250	7	0.035
7	<b>Action: RLS_SetFocus</b>  7. Move the iOH motor to home position	10	250	7	0.07
8	<b>Action: RLS_ImageAcquisition</b> (Loop until)  7. Acquire 5 Darks EROI size and different integration time	150	250	7	1.05
9	<b>Task: Terminate</b>  9. Action: RLS_ChangeToStandbyMode 10. Action: RLS_Shut Down: power Off	5	251	7.028	0.03514
<b>Total</b>		265			1.84

Tabla 5.9-5 [Secuencia "Cruise Check Out" de RLS verificada con el RLS FS]

1. Tiempo. El tiempo máximo de la operación no superaba los 5 minutos como muestran los resultados de los scripts, al utilizar un tiempo de 4 minutos y 45 segundos.
2. Potencia. La ejecución de la secuencia en el RLS FS muestra que el instrumento no pasaría de los 7 vatios de potencia (0.25A) y un máximo total de consumo de energía de 1.84KJ.
3. Datos. Los datos generados por el RLS FS fueron analizados, tras la ejecución de la secuencia. RLS no excedería los 217 KB extrapolada (**ver tabla 5.9-6**).

HOUSEKEEPING		SDOs			IMAGES				Total (KB)
Number of synchronous HK sent	Total uncompressed estimated HK (KB)	Number	KB uncompressed KB	KB Compressed KB	Number of Images	Type Of Frame	Uncompressed KB	Compressed KB	KB
28	6.33	3.0	2.7	1.3	-	-	419.53	209.77	<b>217.43</b>

Tabla 5.9-6 [Datos generados durante ejecución del "Cruise Check Out" verificada con el RLS FS]

El resultado de este análisis permitió establecer que la secuencia diseñada cumple con las necesidades de tiempo, energía y datos requeridos durante la fase de cruce (20 minutos,

4Wh). Teniendo en cuenta que el tiempo requerido es menor de 5 minutos, y que el consumo de potencia era de 7W, el consumo total es menor de  $5/60 \text{ h} * 7 \text{ W} < 0.6 \text{ Wh}$ , posible ya que el instrumento no activaba el control térmico, fuente principal de consumo del instrumento.

### 5.9.3.2 Optimización de la SNR con el NA

El objetivo de esta actividad era alcanzar un compromiso entre mejora de la calidad espectral por el aumento del número de acumulaciones (NA) en cada punto con respecto a los consumos de energía, tiempo y datos. De esta forma se podría aproximar o definir un valor optimizado de NA para ser implementado como parámetro del sistema en la configuración nominal del instrumento antes de ejecutar cualquier secuencia nominal sobre muestras.

#### 5.9.3.2.1 Definición y cálculo de la SNR

El método de cálculo de la SNR establecida en el proyecto RLS contempla tres acciones fundamentales, y se representa gráficamente en la **figura 5.9-7**:

1. Primero se elimina la línea de base del espectro. Este procedimiento ha de ser la más similar posible en todos los espectros obtenidos, y así eliminar la incertidumbre de este proceso. Por tanto, se utiliza un método automático incluido en el software de análisis espectral IDAT/SpectPro [65].
2. Se calcula el ruido. Para ello se calcula la desviación estándar de una región espectral de  $200 \text{ cm}^{-1}$  en el espectro de ruido en la que no hay picos Raman. En la **figura 5.9-7** se representa en la zona encuadrada roja.
3. Se calcula la intensidad máxima en la región del pico. Zona encuadrada azul en la **figura 5.9-7**.
4. Finalmente, se obtiene la SNR como el cociente entre la intensidad del pico y el valor calculado de desviación estándar del ruido.

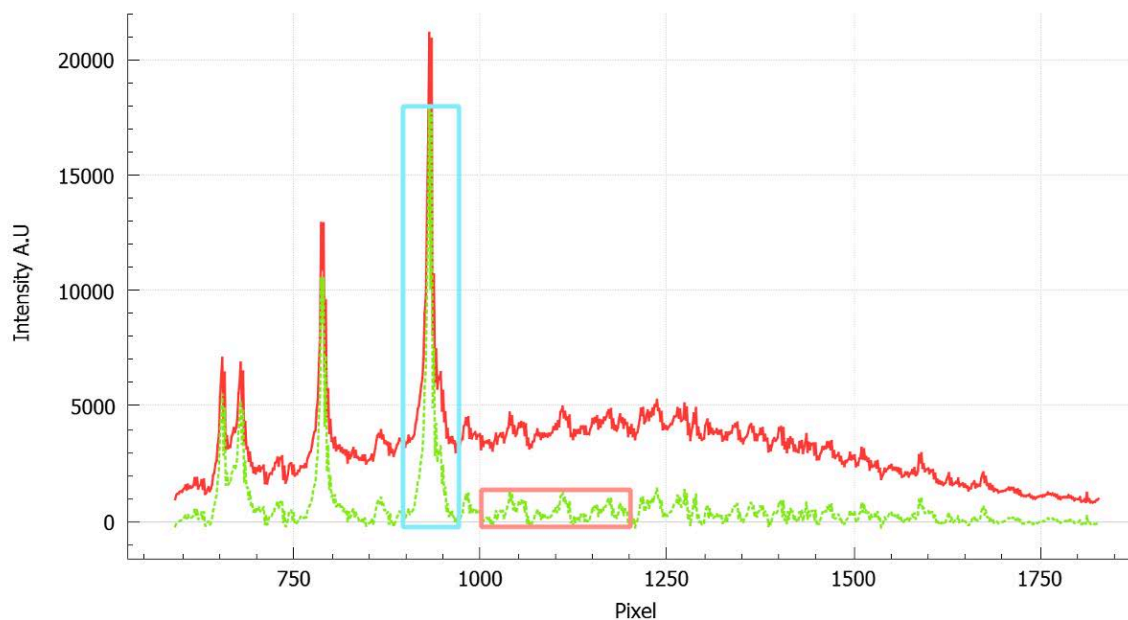


Figura 5.9-7 [Cálculo de SNR método 1]

### 5.9.3.2.2 Resultados obtenidos

Aplicando este método de cálculo de la SNR, y utilizando los 100 espectros obtenidos sobre un mismo punto con el mismo tiempo de adquisición para las diferentes muestras, se calculan espectros acumulados mediante el promedio de un número creciente de espectros. De esta forma, se obtiene el valor de SNR de espectros desde 1 hasta 100 acumulaciones. La **figura 5.9.-8** presenta la evolución de los valores calculados de SNR en función del número de acumulaciones. Por otro lado, la **figura 5.9.-9** representa el incremento de SNR en valor relativo (%) de cada muestra para poder comparar las curvas de forma más eficaz en el mismo rango. Esta figura muestra por tanto el incremento de SNR producido por cada nueva acumulación.

Como se explicaba anteriormente, el objetivo de este análisis es obtener un valor de NA que maximice la SNR sin penalizar las limitaciones operacionales de datos, energía y tiempo. Hay que considerar que cuantas más imágenes se envíen al Rover, más recursos del sistema son consumidos. Es decir, el análisis debe tener en cuenta el tiempo de transmisión de cada imagen, el tiempo total dedicado al análisis de un punto, el consumo de energía asociado y la descarga de datos de diferentes números de espectros.

La representación gráfica permite observar que el incremento de SNR con el número de acumulaciones se aproxima bastante al crecimiento teórico de la raíz cuadrada del número de acumulaciones. De esta forma, las primeras acumulaciones incrementan más la SNR que las últimas, como claramente se puede observar en las curvas de todas las muestras. Teniendo en cuenta las restricciones previamente mencionadas, se acuerda con el equipo científico el limitar el número de acumulaciones a un valor que aproveche la zona de la curva con un crecimiento lineal, estableciendo el valor óptimo de NA en 20, ya que es en esa zona donde todas las muestras (especialmente las de menor SNR como la vermiculita y la serpentina), comienzan a mostrar un cierto agotamiento a la mejoría con cada nueva acumulación.

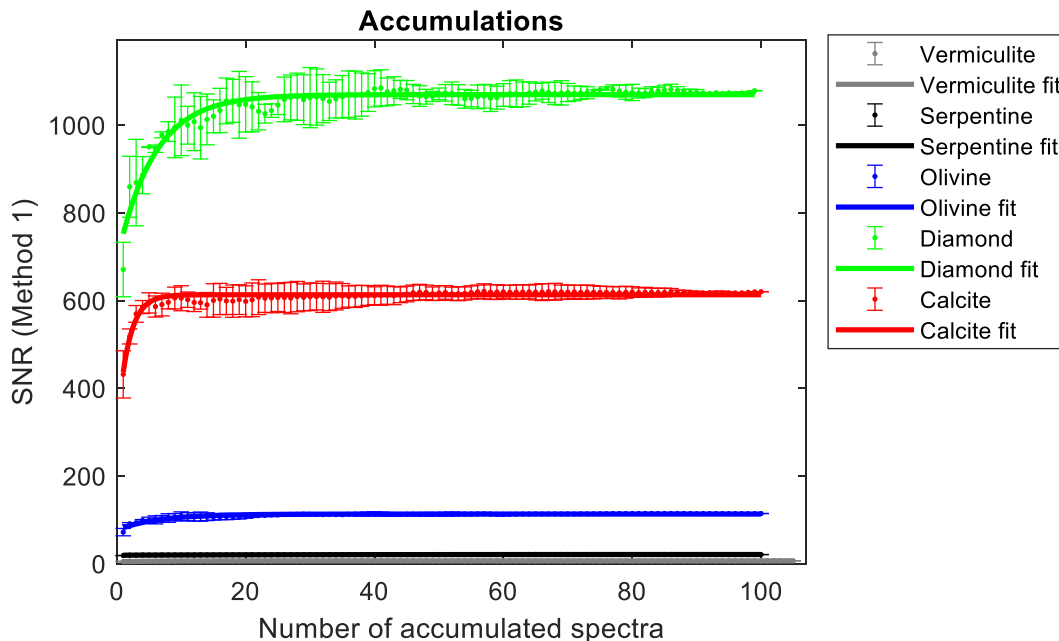


Figura 5.9-8 [Número de espectros acumulados vs SNR]

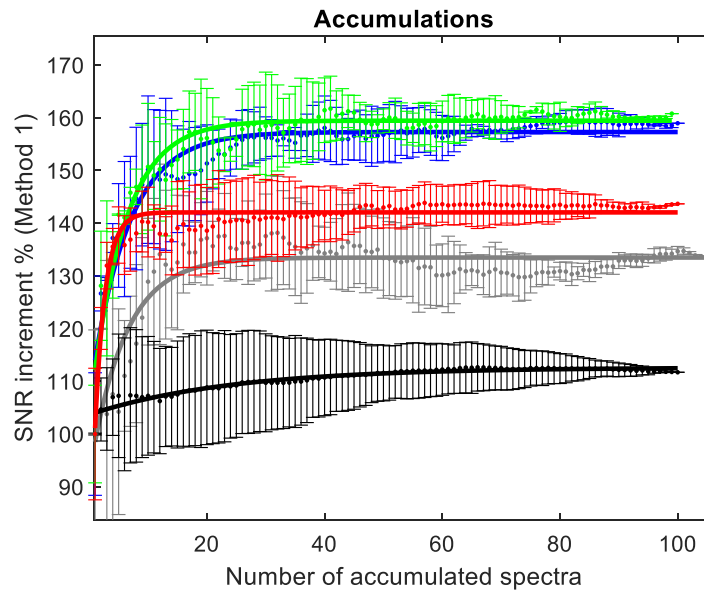


Figura 5.9-9 [Número de espectros acumulados vs SNR incremento de SNR %]

#### 5.9.4 VCD de RLS: Verificación del RLS FS

La **tabla 5.9-7** muestra el VCD asociado a los resultados obtenidos tras la verificación del modelo RLS FS y en relación a los resultados mostrados en esta tesis.

Tal y como hemos explicado, el no cumplimiento del requisito de descarga de datos, no es tal ya que las figuras comparadas, no reflejaban la capacidad del Rover y de RLS de adaptarse a Budget diario de descarga mediante la acumulación de imágenes.

VCD				
Modelo	Req. Id	Nombre Requisito	Estado	Comentario
FS Ciclo de Medida	<b>RLS-ORD-MIS-51.</b>	Operaciones de RLS en un "Experiment Cycle"	C	
	<b>RLS-ITS-MIS-2909.</b>	Descarga de datos de RLS.	PC	
	<b>RLS-ITS-MIS-2605.</b>	Tiempo máximo de operación en un sol	C	
FS Crucero	<b>RLS-ITS-IF-19558.</b>	Asignación de energía / tiempo para la fase de	C	
FS NA	<b>RLS-ITS-IF-19558.</b>	NA sobre un mismo punto.	C	

Tabla 5.9-7 [VCD de los resultados obtenidos con campaña de FS de RLS]





## CAPÍTULO 6. Conclusiones

El estudio del estado del arte para el trabajo desarrollado en esta tesis, y presentado en las primeras secciones del escrito, introduce el desarrollo histórico de la Misión ExoMars, donde se detalla la evolución de las configuraciones conceptuales asociadas a los objetivos científicos de ExoMars. La gestión de todas estas incertidumbres desembocó en la definición conceptual del instrumento RLS durante la revisión diseño RLS Co-DR. Dicha configuración se convierte en la configuración de referencia que da inicio al ciclo de vida del instrumento RLS, estableciéndose como punto de partida de este proyecto de tesis.

El capítulo 4 da respuesta al objetivo 1, al demostrar cómo la aplicación de la IdS al instrumento RLS ha permitido captar las necesidades de RLS establecidas en el Diseño Conceptual y ser trasladadas a un Diseño Preliminar de RLS, paso previo necesario al inicio del proceso de verificación.

El capítulo 5 está directamente relacionado con el objetivo 2, y se centra en el proceso de verificación completo de RLS a partir del Diseño Preliminar alcanzado en la fase de definición. El proceso de verificación mediante la aplicación de la IdS a RLS ha permitido evaluar los diferentes modelos desarrollados de forma secuencial, sistemática y satisfactoria para verificar el cumplimiento de todos sus requisitos, hasta alcanzar la fabricación y aceptación del modelo RLS FM.

Finalmente, las tareas de control de IdS ejercidas sobre el sistema RLS son de aplicación constante durante todo el ciclo de desarrollo de RLS, permitiendo la continua monitorización de su estado, pero también su adaptación a los cambios imprevistos. Para ello, a lo largo de todo ese proceso se han utilizado de manera transversal una serie de herramientas de IdS que han servido para evaluar el progreso de RLS y controlar la ejecución técnica hasta su finalización. Puesto que estas herramientas se utilizan desde el inicio del desarrollo del proyecto, la consecución del objetivo 3 se ha demostrado a lo largo de los capítulos 4 y 5, demostrando la capacidad de control y asimilación de cambios en el desarrollo del instrumento RLS.

A continuación, se desarrolla como se han alcanzado estos objetivos concretos a lo largo de esta tesis.

Objetivo 1: Trasladar las necesidades científicas del instrumento RLS a un diseño real

Para la captación y traslación de necesidades científicas, y operacionales a un diseño concreto, se ha realizado un proceso secuencial en el que primero se han estudiado las necesidades científicas, operacionales y de misión, obteniendo un conjunto de necesidades de referencia de RLS capaces de impulsar su ciclo de vida, adquiriendo también una idea clara de las necesidades e interfaces en juego. Luego se presenta el análisis funcional y su implementación, que culmina con la descomposición funcional y física de RLS en su árbol de funciones, de producto y árbol de especificaciones.

Esta descomposición ha permitido asignar todas las necesidades globales a requisitos técnicos concretos a nivel sistema, pero también a los subsistemas necesarios para usarse como referencias para el proceso de diseño y de verificación de RLS. Adicionalmente, ha permitido dimensionar el sistema al completo, para ajustarse a las restricciones planteadas

desde el Rover, e identificar todas las IF externas/internas para finalmente desarrollar y alcanzar un Diseño Preliminar trasladado posteriormente a un conjunto completo de especificaciones que desgranar las necesidades científicas iniciales en una serie de requisitos realizables y verificables que permiten implementar los diseños de todos los componentes de RLS.

### Objetivo 2: Verificación completa del sistema RLS desarrollado

Para poder realizar la verificación del sistema completo, se definió una estrategia y secuencia de verificación que a partir del Diseño Preliminar de RLS y sus correspondientes especificaciones técnicas del sistema y Unidades (RLS SPU, IOH, ICEU; EH, OH y CT), así como una filosofía de modelos que diera una respuesta óptima a las necesidades de verificación durante el desarrollo del proyecto.

La filosofía de modelos definida para RLS ha permitido demostrar de forma incremental (desde nivel unidad a nivel sistema) y secuencial (con arreglo a las necesidades del desarrollo de la misión y en respuesta a la verificación de los requisitos necesarios en cada etapa del proyecto) cómo el diseño del instrumento RLS cumplía en respuesta a todas las especificaciones aplicables al Sistema y Unidades, alcanzando con éxito la aceptación del modelo RLS FM con todas las garantías de que va a poder cumplir con las necesidades establecidas dentro del Rover de ExoMars. Esta secuencia se resume a continuación.

El Diseño Preliminar se alcanza mediante verificación por análisis estructural y térmico en etapas tempranas de desarrollo con la finalidad de reducir la incertidumbre en el diseño, dando respuesta y verificando aquellos requisitos que puedan ser validados por análisis. A continuación, se continúa con el desarrollo y fabricación de los modelos físicos de RLS, así como las tareas asociadas para verificación por ensayo:

- RLS BB: verificación de las funcionalidades críticas conceptuales de RLS
- RLS STM: Verificación del diseño e IFs Térmicas y Estructurales. Correlación de los Modelos Analíticos
- RLS EQM: Verificación del diseño completo de RLS, con todas sus funcionalidad y prestaciones, incluidos los de PP
- RLS EIS: Verificación de las IFs eléctricas, de potencia (28V) y de datos (CANBus)
- RLS FM: Aceptación del Modelo de vuelo de RLS, demostrando que estaba libre de defectos producidos por procesos de fabricación e Integración;
- RLS SWIS: Verificación de las IFs SW con respecto al OBSW MMS (SW del Rover)
- RLS FS: optimización de las secuencias operacionales y prestaciones científicas

El proceso de verificación de cada modelo se considera exitoso mediante la generación de las matrices de verificación para cada modelo en un documento de verificación (VCD), incluyendo la justificación de los requisitos verificados en cada uno de ellos. La verificación de todos los modelos desarrollados para RLS se ha presentado con detalle en este manuscrito, demostrando que el trabajo basado en IdS permite obtener un instrumento que da cumplimiento a sus necesidades.

### Objetivo 3: Control eficaz de la ejecución técnica de RLS a lo largo de todo su ciclo de vida

Las tareas de control en RLS han estado presentes todo el ciclo de vida de RLS, desde el primer momento que la IdS actúa sobre RLS, cuando comienza captando las necesidades de las partes interesadas, hasta el momento en que entrega el Modelo FM. Por eso, alcanzar el objetivo 3, está estrechamente ligado a la consecución de los objetivos 1 y 2, ya que sin control no se desarrolla un sistema con la calidad exigida. Sin embargo, dada la importancia de esta capacidad de la IdS de adaptar el diseño de forma controlada a los cambios requeridos durante el proceso, es crítico hacer hincapié en la manera en que ha sido posible realizar este control, dotándolo de entidad propia como objetivo independiente.

En RLS la gestión de requisitos ha cubierto todo el ciclo de vida, desde la generación y edición de requisitos técnicos a partir de unas necesidades muy concretas de RLS, pasando por la asignación de requisitos (trazabilidad) para alcanzar todos los niveles del sistema RLS. A través del control de presupuestos del sistema (masa, potencia, datos,..) hemos podido evaluar a lo largo del ciclo de vida completo de RLS de forma iterativa y progresiva, las características del diseño de RLS, frente a estas restricciones planteadas desde la misión. Esta evaluación ha permitido tomar las decisiones oportunas en cada momento en aquellos casos en los que el diseño de RLS presentaba alguna desviación.

Los trade-offs mostrados a lo largo de esta tesis (reducción de masa, muestras en polvo...) son claros ejemplos de cómo la IdS permite realizar un control del desarrollo en la gestión de un sistema espacial, facilitando el poder realizar un diseño adaptable a necesidades o problemas cambiantes pero siempre manteniendo bajo control las implicaciones en otros sistemas o subsistemas, garantizando en el fondo la fluencia del diseño sin poner en riesgo la seguridad del producto, manteniendo el sistema estable a través del proceso de toma de decisiones.

El control de las configuraciones de diseño implementado en RLS, ha permitido de manera muy sencilla proporcionar una representatividad real de cada configuración Conceptual, Preliminar o de Detalle de RLS evaluada en cada etapa de diseño o de verificación, de tal forma que se pudo controlar los cambios entre cada una de ellas, para mantener un seguimiento sobre el diseño implementado.

### Conclusiones finales

El espectrómetro RLS fue seleccionado desde los inicios de ExoMars como uno de los instrumentos fundamentales para la misión. Para poder mantenerse como parte de la carga Pasteur del Rover, en esta tesis hemos mostrado que una gestión eficaz utilizando la metodología de la IdS, que ha permitido diseñar, implementar, fabricar y adaptar el instrumento y sus capacidades a necesidades e incertidumbres imprevistas.

Este trabajo ha mostrado que el proceso realizado por el equipo técnico de RLS y coordinado por el responsable de IdS de RLS, ha sido capaz de transformar las necesidades particulares del instrumento RLS y las condiciones proporcionadas por el Rover Rosalind Franklin en un producto, el RLS "Flight Model" capaz de cumplir con todas las entornos ambientales, limitaciones y restricciones operacionales derivados de la misión y además, cumplir con todas aquellas necesidades científicas establecidas por el IP y el equipo científico del instrumento.

Alcanzar con éxito la aceptación del RLS FM es el mayor mérito y objetivo final de este trabajo. Es decir, cómo a través de la metodología de IdS aplicada para el instrumento RLS hemos sido capaces de alcanzar un producto, el RLS FM con una configuración "As-Built", verificada ante los requisitos del sistema y apta para ser usado en el Rover Rosalind Franklin y la operación en Marte.



## CAPÍTULO. Acrónimos

<b>ADRON</b>	<i>Autonomous Detector of Radiation of Neutrons Onboard Rover at Mars</i>	
<b>AF</b>	<i>AutoFoco</i>	
<b>AIV</b>	<i>Assembly Integration and Verification</i>	Ensamblaje, Integración y Verificación
<b>ALD</b>	<i>Analytical Laboratory Drawer</i>	Cajón de Laboratorio Analítico
<b>AO</b>	<i>Anuncio de Oportunidad</i>	
<b>ASW</b>	<i>Application Software</i>	Software de la aplicación
<b>ATB</b>	<i>Avionic Test Bench</i>	Banco de pruebas de aviónica
<b>BB</b>	<i>Bread Board</i>	Prototipo
<b>BoL</b>	<i>Beginning of life</i>	Comienzo de la vida
<b>BSW</b>	<i>Boot SW</i>	Software de inicialización
<b>CCD</b>	<i>Couple Charged Devide</i>	
<b>CCIPC</b>	<i>CANopen Controller IP Core</i>	
<b>CD</b>	<i>Crushing Station</i>	Estación de trituración
<b>CDR</b>	<i>Critical design Review</i>	Revisión de diseño crítico
<b>CH</b>	<i>Carbono Hidrógeno</i>	
<b>CI</b>	<i>Configuration Item</i>	Elemento de configuración
<b>CLUPI</b>	<i>CLose-UP Imager</i>	
<b>CNES</b>	<i>Centro Nacional de Estudios Espaciales</i>	
<b>Co-DR</b>	<i>Conceptual Design Review</i>	Revisión de diseño conceptual
<b>CoG</b>	<i>Center of Gravity</i>	Centro de gravedad
<b>ConOps</b>	<i>Concepto de Operaciones</i>	
<b>COTS</b>	<i>Commercial Off-The-Shelf</i>	Comercial listo para usar
<b>CSHS</b>	<i>Core Sample Handling System</i>	Sistema de manipulación de muestras principales
<b>CT</b>	<i>Calibration Target</i>	Objetivo de calibración
<b>CTE</b>	<i>Coefficient of Thermal Expansion</i>	Coefficiente de Expansión Térmica
<b>d-PDR</b>	<i>Delta-Preliminary Design Review</i>	Revisión Delta preliminar del diseño
<b>DHMR</b>	<i>Dry heat microbial reduction</i>	Reducción microbiana por calor seco
<b>DHS</b>	<i>Data Handling System</i>	Sistema de gestión de datos
<b>DLR</b>	<i>Centro aeroespacial alemán</i>	
<b>DM</b>	<i>Descent Module</i>	Módulo de descenso
<b>DOORS</b>	<i>Dynamic Object Oriented Requirements System</i>	
<b>EBB</b>	<i>Elegant Bread Board</i>	Prototipo Elegante

<b>EC</b>	<i>Experiment Cycle</i>	Ciclo de experimento
<b>ECSS</b>	<i>European Cooperation for Space Standardization</i>	Cooperación europea para la normalización espacial
<b>EDL</b>	<i>Entry Descent Landing</i>	Entrada, Descenso y Aterrizaje
<b>EEPROM</b>	<i>Electrically Erasable Programmable Read-Only Memory</i>	Memoria de sólo lectura programable y borrrable eléctricamente
<b>EH</b>	<i>Electrical Harness</i>	Arnés eléctrico
<b>EICD</b>	<i>Experiment Interface Control Document</i>	Documentación de control de interfaz de experimento
<b>EIRD</b>	<i>Experiment Interface Requirement Document</i>	Documento de requisitos de interfaz de experimento
<b>EIS</b>	<i>Electrical Interfaces Simulator</i>	Simulador de interfaces eléctricas
<b>ELIPS</b>	<i>European Life and Physical Sciences in Space</i>	Programa Europeo de Ciencias Físicas y de la Vida en el Espacio
<b>EMC</b>	<i>Electromagnetic Compatibility</i>	Compatibilidad electromagnética
<b>EMF</b>	<i>Exobiology Multi-User Facility</i>	Instalación Multi-Usaria de Exobiología
<b>EoL</b>	<i>End of Life</i>	Fin de la vida
<b>EQM</b>	<i>Engineering Qualification model</i>	Modelo de calificación de ingeniería
<b>ERA</b>	<i>Exobiology and Radiation Assembly</i>	Asamblea de Exobiología y Radiación
<b>EROI</b>	<i>Extended ROI</i>	ROI extendido
<b>ESA</b>	<i>European Space Agency</i>	Agencia Espacial Europea
<b>ESD</b>	<i>Electrostatic Discharge</i>	
<b>ESWG</b>	<i>Exomars Science Working Group</i>	Grupo de trabajo científico de Exomars
<b>EURECA</b>	<i>European Retrievable Carrier</i>	Portador Recuperable eEuropeo
<b>EXLIBRIS</b>	<i>EXomars Laser Induced Breakdown Spectroscopy-Raman Integrated Spectrometers</i>	
<b>FDIS</b>	<i>Failure Detection Isolation and Safing</i>	Aislamiento y protección de detección de fallos
<b>FEE</b>	<i>Front End Electronics</i>	Electrónica de front-end
<b>FEM</b>	<i>Finite Elements Model</i>	Modelo de elementos finitos
<b>FF</b>	<i>Full Frame</i>	Fotograma completo
<b>FM</b>	<i>Flight Model</i>	Modelo de Vuelo
<b>FPA</b>	<i>Focal Plane Assembly</i>	Plano focal ensamblado
<b>FPGA</b>	<i>Field-Programmable Gate Array</i>	Puertas Lógicas Programables
<b>FS</b>	<i>Flight Spare</i>	Repuesto de vuelo
<b>FT</b>	<i>Functional Tree</i>	Arbol de Funciones
<b>FWC</b>	<i>Full Well Capacity</i>	Capacidad total del pozo



<b>FWHM</b>	<i>Full Width at Half Maximum</i>	Ancho a la mitad del máximo
<b>GEP</b>	<i>Geophysics &amp; Environment Package</i>	Paquete de Geofísica y Medio Ambiente
<b>GPR</b>	<i>Ground Penetrating Radar</i>	
<b>GSE</b>	<i>Ground Support equipments</i>	Equipos de apoyo en tierra
<b>GTM</b>	<i>Ground Testing Module</i>	Módulo ensayos de Tierra
<b>HK</b>	<i>HouseKeeping</i>	Limpieza interna
<b>HW</b>	<i>Hardware</i>	
<b>ICEU</b>	<i>Instrument Control &amp; Excitation Unit</i>	Unidad de excitación y control de instrumentos
<b>IdS</b>	<i>Ingeniería de Sistemas</i>	Ingeniería de Sistemas
<b>IF</b>	<i>Interfaz</i>	Interfaz
<b>IMO</b>	<i>Inverted Mode</i>	Modo invertido
<b>INCOSE</b>	<i>INternational COuncil on Systems Engineering</i>	Organización Internacional de Ingeniería en Sistemas
<b>INTA</b>	<i>Instituto Nacional de Tecnica Aeroespacial</i>	
<b>iOH</b>	<i>Internal Optical Head</i>	Cabezal óptico interno
<b>IP</b>	<i>Investigador Principal</i>	
<b>IR</b>	<i>Referencias Informativas</i>	Referencias Informativas
<b>IRAP</b>	<i>Instituto de Investigación en Astrofísica y Planetología</i>	
<b>ISEM</b>	<i>Infrared Spectrometer for ExoMars</i>	Infrared Spectrometer for ExoMars
<b>ISS</b>	<i>Estación Espacial Internaional</i>	
<b>ITS</b>	<i>Instrument Technical Specification</i>	Especificación técnica del instrumento
<b>LC</b>	<i>Laser Channel</i>	Canal láser
<b>LCL</b>	<i>Latching Current Limiter</i>	Limitador de corriente de enclavamiento
<b>LIBS</b>	<i>Laser Induced Breakdown Spectroscopy</i>	Espectroscopia de Inducida de láser
<b>LIPS</b>	<i>Laser Induced Plasm Spectroscopy</i>	Espectrometría de plasma inducida por láser
<b>LMC</b>	<i>Life-Marker Chip</i>	
<b>LMS</b>	<i>Laser Mass Spectroscopy</i>	Espectrometría de masas por láser
<b>MA</b>	<i>Matriz de aplicabilidad</i>	
<b>Ma_Miss</b>	<i>Mars Multispectral Imager for Subsurface Studies)</i>	
<b>MARS-XRD</b>	<i>X-Ray Diffractometer</i>	
<b>MC</b>	<i>Measurement Cycle</i>	Ciclo de medición
<b>MEJI</b>	<i>Mars Exploration Joint Initiative</i>	
<b>MICD</b>	<i>Mechanical Interface Control Dóccument</i>	Documento de IF mecánico
<b>micrOme ga</b>	<i>Vis+IR Spectrometer</i>	

<b>MMS</b>	<i>Software Mission Management</i>	Gestión de la misión del software
<b>MMS-IL</b>	<i>Software Mission Management – Instrument Layer</i>	Gestión de misión de software: capa de instrumentos
<b>Mol</b>	<i>Moment of Inertia</i>	Momento de inercia
<b>MOMA</b>	<i>Mars Organic Molecule Analyser</i>	
<b>MRD</b>	<i>Measurements requirements document</i>	Documento de requisitos de medición
<b>MSL</b>	<i>Mars Science Laboratory</i>	
<b>MSR</b>	<i>Mars Sample Return</i>	
<b>MT</b>	<i>Matriz de trazabilidad</i>	
<b>NA</b>	<i>Número de acumulaciones</i>	
<b>NASA</b>	<i>National Aeronautics and Space Administration</i>	Administración Nacional de Aeronáutica y el Espacio,
<b>NCR</b>	<i>No conformance</i>	
<b>NIMO</b>	<i>Non Inverted Mode</i>	Modo no invertido
<b>NR</b>	<i>Normative References</i>	Referencias Normativas
<b>NROI</b>	<i>Nominal ROI</i>	ROI nominal
<b>OBDH</b>	<i>On-Board Data Handling</i>	Manejo de datos a bordo
<b>OBSW</b>	<i>On-Board Software</i>	Software a bordo
<b>OH</b>	<i>Optical Harness</i>	Arnés óptico
<b>OH</b>	<i>Hidróxido</i>	
<b>OHB</b>	<i>Otto Hydraulic Bremen</i>	
<b>ORD</b>	<i>Operational requirements Documents</i>	Documentos de requisitos operativos
<b>PA</b>	<i>Product Assurance</i>	Calidad de Producto
<b>PanCam</b>	<i>Panoramic Camera System</i>	
<b>PCR</b>	<i>Payload Confirmation Review</i>	Revisión de Confirmación de Carga Útil
<b>PDR</b>	<i>Preliminary Design Review</i>	Revisión preliminar del diseño
<b>PET</b>	<i>Tereftalato de polietileno</i>	
<b>PID</b>	<i>Proportional, Integrative and Derivative</i>	Proporcional, Integral y Derivado
<b>PP</b>	<i>Planetary Protection</i>	Protección Planetaria
<b>PPLs</b>	<i>Pasteur Payloads</i>	Cargas Útiles Pasteur
<b>PSDS</b>	<i>Positioning Station and Dosing Station</i>	Estación de posicionamiento y estación de dosificación
<b>PSHS</b>	<i>Powdered Sample Handling System</i>	Sistema de manipulación de muestras en polvo
<b>PT</b>	<i>Product Tree</i>	Arbol de Producto
<b>QM</b>	<i>Qualification Model</i>	Modelo de calificación
<b>RAM</b>	<i>Random Access Memory</i>	Memoria de acceso aleatorio

<b>RC</b>	<i>Refilable Container</i>	Contenedor de muestras rellenable
<b>RLS</b>	<i>Raman Laser Assembly</i>	
<b>RLS</b>	<i>Raman Laser Spectrometer</i>	
<b>RM</b>	Rover Module	Módulo Rover
<b>RMS</b>	Media Cuadrática	
<b>ROCC</b>	<i>Rover Operation Control Centre</i>	Centro de Control de Operaciones de Rover
<b>ROI</b>	<i>Region of interest</i>	Region de interes
<b>ROM</b>	<i>Read-Only Memory</i>	Memoria de solo lectura
<b>ROSCOS</b>	Agencia Espacial Federal Rusa	
<b>MOS</b>		
<b>RROI</b>	Reduced ROI	ROI reducido
<b>RSM</b>	<i>Reference Surface Mission</i>	Misión de superficie de referencia
<b>RVIS</b>	Rover Vehicle Simulator	Simulador de vehículo Rover
<b>SMM</b>	Structural Mathematical Model	Modelos Matemáticos Estructurales
<b>SNR</b>	<i>Signal to Noise Ratio</i>	Ratio Señal Ruido
<b>SPDS</b>	<i>Sample Preparation and Distribution System</i>	Sistema de preparación y distribución de muestras
<b>SPU</b>	<i>Spectrometer Unit</i>	Unidad de espectrómetro
<b>SRD</b>	<i>Specification Requirements Document</i>	Documento de requisitos del sistema
<b>SRR</b>	<i>Specification Requirements Review</i>	Revisión de especificación de requisitos
<b>SSS</b>	<i>Software System Specification</i>	Especificación del sistema de software
<b>STM</b>	<i>Structural Thermal Model</i>	Modelo térmico estructural
<b>SW</b>	Software	
<b>SWIS</b>	<i>Software Interface Simulator</i>	Simulador de interfaz de software
<b>TAS-i</b>	Tales Alenia Italia	
<b>TC</b>	Telecomando	Telecomando
<b>TEC</b>	<i>Thermo Electrical Cooler</i>	Enfriador termoeléctrico
<b>TEM</b>	<i>Thermo Electrical Module</i>	Módulo termoeléctrico
<b>TGO</b>	Trace Gas Orbiter	
<b>Ti</b>	Tiempo de integracion	
<b>TM</b>	Telemetría	
<b>TMM</b>	<i>Thermal Mathematical Model</i>	Modelo matemático térmico
<b>TRL</b>	<i>Technology Readiness Levels</i>	Nivel de madurez tecnológica
<b>TRP</b>	<i>Thermal reference Ppoint</i>	Ppoint de referencia térmica
<b>TSC</b>	<i>Thermal System Control</i>	Sistem de Control Térmico
<b>TT&amp;C</b>	<i>Telemetry, Tracking, and Command</i>	Telemetría, seguimiento y comando

<b>UCZ</b>	<i>Ultra Clean Zone</i>	Zona Ultralimpia
<b>UV</b>	Ultravioleta	
<b>UVA</b>	Universidad de Valladolid	
<b>VCD</b>	<i>Verification Control Document</i>	Documento de Control de Verificación
<b>VM</b>	<i>Verification Method</i>	Método de verificación
<b>VS</b>	<i>Vertical Survey</i>	Mapeo vertical
<b>WisDOM</b>	<i>Water Ice and Subsurface Deposit Observation On Mars</i>	

## CAPÍTULO. Referencias

- [1] F. Rull, S. Maurice, I. Hutchinson, A. Moral, C. Perez, C. Diaz, M. Colombo, T. Belenguer, G. Lopez-Reyes, A. Sansano, O. Forni, Y. Parot, N. Striebig, S. Woodward, C. Howe, N. Tarcea, P. Rodriguez, L. Seoane, A. Santiago, J. A. Rodriguez-Prieto, J. Medina, P. Gallego, R. Canchal, P. Santamaría, G. Ramos, J. L. Vago, *Astrobiology* 17, 627. <https://doi.org/10.1089/ast.2016.1567> "The Raman Laser Spectrometer for the ExoMars Rover Mission to Mars"
- [2] J. L. Vago, F. Westall, A. J. Pasteur Instrument Teams, S. Landing, A. J. Coates, R. Jaumann, O. Korablev, V. Ciarletti, I. Mitrofanov, J.-L. Josset, M. C. De Sanctis, J.-P. Bibring, F. Rull, F. Goesmann, H. Steininger, W. Goetz, W. Brinckerhoff, C. Szopa, F. Raulin, F. Westall, H. G. M. Edwards, L. G. Whyte, A. G. Fairén, J.-P. Bibring, J. Bridges, E. Hauber, G. G. Ori, S. Werner, D. Loizeau, R. O. Kuzmin, R. M. E. Williams, J. Flahaut, F. Forget, J. L. Vago, D. Rodionov, O. Korablev, H. Svedhem, E. Sefton-Nash, G. Kminek, L. Lorenzoni, L. Joudrier, V. Mikhailov, A. Zashchirinskiy, S. Alexashkin, F. Calantropio, A. Merlo, P. Poulakis, O. Witasse, O. Bayle, S. Bayón, U. Meierhenrich, J. Carter, J. M. García-Ruiz, P. Baglioni, A. Haldemann, A. J. Ball, A. Debus, R. Lindner, F. Haessig, D. Monteiro, R. Trautner, C. Volland, P. Rebeyre, D. Gouly, F. Didot, S. Durrant, E. Zekri, D. Koschny, A. Toni, G. Visentin, M. Zwick, M. van Winnendael, M. Azkarate, C. Carreau, the ExoMars Project Team, *Astrobiology* 2017, 17, 471 "Habitability on Early Mars and the Search for Biosignatures with the ExoMars Rover".
- [3] Rick Adcock, Brian Wells, Scott Jackson, Janet Singer, Duane Hybertson. "Introduction to System Fundamentals". Disponible en [https://www.sebokwiki.org/wiki/Introduction\\_to\\_System\\_Fundamentals](https://www.sebokwiki.org/wiki/Introduction_to_System_Fundamentals). Fecha de último acceso: 21/4/2021
- [4] INCOSE, *Systems Engineering Handbook* (2015), INCOSE-TP-2003-002-04, Wiley, p. 117
- [5] Referencias y documentos incluidos en el estándar ECSS-E-10, Disciplina "System Engineering", disponible en <https://ecss.nl/>.
- [6] Referencias incluidas en "NASA System Engineering Handbook". SP-2007-6105 Rev 1 (2007) disponible en [https://www.nasa.gov/sites/default/files/atoms/files/nasa\\_systems\\_engineering\\_handbook\\_1.pdf](https://www.nasa.gov/sites/default/files/atoms/files/nasa_systems_engineering_handbook_1.pdf). Fecha de último acceso: 15/4/2021
- [7] Referencias y documentos incluidos en el estándar ECSS-M-10 Discipline. "Project Planning and Implementation", disponible en <https://ecss.nl/>
- [8] M. Jones et al, *Introducing ECSS Software-Engineering Standards within ESA*, *ESA Bulletin* 111, Agosto 2011, disponible en [http://www.esa.int/esapub/bulletin/bullet111/chapter21\\_bul111.pdf](http://www.esa.int/esapub/bulletin/bullet111/chapter21_bul111.pdf)
- [9] Benito-Parejo, M., Rodríguez-Pérez, P., Marín, Á., Rodríguez-Prieto, J. A., Canchal, R., Moral, A., & Rull, F. (2020). Characterization Procedure of the Flight Laser Modules for the ExoMars Raman Laser Spectrometer. In *PHOTOPTICS* (pp. 107-113).

- [10] Vago, J., Witasse, O., Svedhem, H. et al. ESA ExoMars program: "The next step in exploring Mars". *Sol Syst Res* 49, 518-528 (2015). <https://doi.org/10.1134/S0038094615070199>
- [11] J. Lederbeg "Exobiology: Approaches to Life beyond the Earth" Vol. 132, No. 3424, Aug. 12, 1960
- [12] Andrew W. Knoll "life on a young planet". Princeton Science Library (2001)
- [13] Westall, F., Brack, A. The Importance of Water for Life. *Space Sci Rev* 214, 50 (2018). <https://doi.org/10.1007/s11214-018-0476-7>
- [14] Christopher P. McKay, Carol R. Stoker "The early environment and its evolution on Mars: Implication for life" <https://doi.org/10.1029/RG027i002p00189>
- [15] Nisbet, E., Sleep, N. The habitat and nature of early life. *Nature* 409, 1083-1091 (2001). <https://doi.org/10.1038/35059210> "The habitat and nature of early life"
- [16] G. Horneck, U. Eschweiler, G. Reitz, J. Wehner, R. Willimek, K. Strauch, Biological responses to space: "Results of the experiment "Exobiological Unit" of ERA on EURECA" I, *Advances in Space Research*, Volume 16, Issue 8, 1995, Pages 105-118, ISSN 0273-1177, [https://doi.org/10.1016/0273-1177\(95\)00279-N](https://doi.org/10.1016/0273-1177(95)00279-N).
- [17] A. Brack, P. Baglioni, G. Borruat, F. Brandstätter, R. Demets, H. G. M. Edwards, M. Genge, G. Kurat, M. F. Miller, E. M. Newton, C. T. Pillinger, C.-A. Roten, E. Wäsch "Do meteoroids of sedimentary origin survive terrestrial atmospheric entry? The ESA artificial meteorite experiment STONE" [http://doi.org/10.1016/S0032-0633\(02\)00018-1](http://doi.org/10.1016/S0032-0633(02)00018-1)
- [18] Elke Rabbow, Petra Rettberg, Andre Parpart, Corinna Panitz, Wolfgang Schulte, Ferdinand Molter, Esther Jaramillo, René Demets, Peter Weiß, Rainer Willnecker. "EXPOSE-R2: "The Astrobiological ESA Mission on Board of the International Space Station". <https://doi.org/10.3389/fmicb.2017.01533>
- [19] Lebreton JP., Matson D.L. (2003) The Huygens Probe: Science, Payload and Mission Overview. In: Russell C.T. (eds) *The Cassini-Huygens Mission*. Springer, Dordrecht. [https://doi.org/10.1007/978-94-017-3251-2\\_2](https://doi.org/10.1007/978-94-017-3251-2_2)
- [20] Luliia Myrgorodska, Dr. Cornelia Meinert, Dr. Zita Martins, Dr. Louis Le Sergeant d'Hendecourt, Prof. Dr. Uwe J. Meierhenrich "Molecular Chirality in Meteorites and Interstellar Ices, and the Chirality Experiment on Board the ESA Cometary Rosetta Mission" (2014). <https://doi.org/10.1002/anie.201409354>
- [21] Referencias incluidas en Report from the ESA Exobiology Team Study 1997-1998. "Exobiology in the Solar System & The Search for Life on Mars" disponible en <https://www.esa.int/esapub/sp/sp1231/sp1231.pdf>
- [22] Albee, Arden; Battel, Steven; Brace, Richard; Burdick, Garry; Casani, John; Lavell, Jeffrey; Leising, Charles; MacPherson, Duncan; Burr, Peter; Dipprey, Duane. "Report on the Loss of the Mars Polar Lander and Deep Space 2 Missions" (2000). Disponible en <https://ui.adsabs.harvard.edu/abs/2000STIN...0061967A>

- [23] Wolfgang Schulte, Martin Hilchenbach, Lutz Richter. "Study of Mars Exobiology Multi-User Facility". Disponible en <https://ui.adsabs.harvard.edu/abs/2002ESASP.518..145S>
- [24] M. Van Winnendael, B. Gardini, R. Roumeas and J. Vago. "The ExoMars Mission of ESA's Aurora Programme" (2012). [https://doi.org/10.1061/40722\(153\)135](https://doi.org/10.1061/40722(153)135)
- [25] Referencias incluidas en BR-183 noviembre del 2001. Disponible en <http://www.esa.int/esapub/br/br183/br183.pdf>
- [26] Vago, Jorge; Gardini, Bruno; Kminek, Gerhard; Baglioni, Pietro; Gianfiglio, Giacinto; Santovincenzo, Andrea; Bayón, Silvia; van Winnendael, Michel. "ExoMars - searching for life on the Red Planet". ESA Bulletin (ISSN 0376-4265), No. 126, p. 16 - 2 (2006). Disponible en [https://www.esa.int/esapub/bulletin/bulletin126/bul126c\\_vago.pdf](https://www.esa.int/esapub/bulletin/bulletin126/bul126c_vago.pdf)
- [27] R. Mattingly and L. May, "Mars Sample Return as a campaign," 2011 Aerospace Conference, 2011, pp. 1-13, doi: 10.1109/AERO.2011.5747287.
- [28] Referencias y documentos incluidos en el estándar ECSS-E-HB-11A. "Technology readiness level (TRL) guidelines", disponible en <https://ecss.nl/>.
- [29] Disponible en <https://www.arianespace.com/vehicle/ariane-5/>. Fecha de último acceso: 23/4/2021
- [30] Disponible en <https://www.arianespace.com/vehicle/soyuz/>. Fecha de último acceso: 23/4/2021
- [31] E. Chassefière, J.-L. Bertaux, J.-J. Berthelier, M. Cabane, V. Ciarletti, G. Durry, F. Forget, M. Hamelin, F. Leblanc, M. Menvielle, M. Gerasimov, O. Korablev, S. Linkin, G. Managadze, A. Jambon, G. Manhès, Ph. Lognonné, P. Agrinier, P. Cartigny, D. Giardini, T. Pike, W. Kofman, A. Herique, P. Coll, A. Person, F. Costard, Ph. Sarda, Ph. Paillou, M. Chaussidon, B. Marty, F. Robert, S. Maurice, M. Blanc, C. d'Uston, J.-Ch. Sabroux, J.-F. Pineau, P. Rochette. "MEP (Mars Environment Package): toward a package for studying environmental conditions at the surface of Mars from future lander/rover missions", *Advances in Space Research*, Volume 34, Issue 8, 2004, Pages 1702-1709, ISSN 0273-1177, <https://doi.org/10.1016/j.asr.2003.08.078>.
- [32] Lognonne, Ph.; Spohn, T.; Mimoun, D.; Ulamec, S.; Biele, J. (2006) "GEP-ExoMars: A Geophysics and Environment Observatory on Mars". Disponible en <https://ui.adsabs.harvard.edu/abs/2006LPI....37.1982L>
- [33] Disponible en [https://www.dlr.de/EN/Home/home\\_node.html](https://www.dlr.de/EN/Home/home_node.html) Fecha de último acceso: 25/4/2021
- [34] Disponible en <https://cnes.fr/fr> Fecha de último acceso: 25/4/2021
- [35] Jean-Pierre Bibring, Vincent Hamm, Cédric Pilorget, Jorge L. Vago, and the MicrOmega Team. <https://doi.org/10.1089/ast.2016.1642>. The MicrOmega Investigation Onboard ExoMars
- [36] Carlo Cassi. 6<sup>th</sup> International Planetary Probe Workshop Conference Proceedings (2008). "ExoMars: The Enhanced Baseline Mission", disponible en <http://hdl.handle.net/1853/26433>



- [37] Renee Weber InSight Science Co-Investigator, NASA MSFC. "The InSight Mission Exploring the Interior of Mars", disponible en <https://core.ac.uk/download/pdf/162000555.pdf>
- [38] A.J. Coates, R. Jaumann, A.D. Griffiths, C.E. Leff, N. Schmitz, J.L. Josset, G. Paar, M. Gunn, E. Hauber, C.R. Cousins, R.E. Cross, P. Grindrod, J.C. Bridges, M. Balme, S. Gupta, I.A. Crawford, P. Irwin, R. Stabbins, D. Tirsch, J.L. Vago, T. Theodorou, M. Caballo-Perucha, G.R. Osinski, The PanCam Instrument for the ExoMars Rover, *Astrobiology*. 17(2017)511-541. <https://doi.org/10.1089/ast.2016.1548>.
- [39] V. Ciarletti, S. Clifford, D. Plettemeier, A. Le Gall, Y. Hervé, S. Dorizon, C. Quantin-Nataf, W.S. Benedix, S. Schwenzer, E. Pettinelli, E. Heggy, A. Herique, J.J. Berthelier, W. Kofman, J.L. Vago, S.E. Hamran, The WISDOM Radar: Unveiling the Subsurface Beneath the ExoMars Rover and Identifying the Best Locations for Drilling, *Astrobiology*. 17(2017)565-584. <https://doi.org/10.1089/ast.2016.1532>.
- [40] D.S.M. Cristina, A. Francesca, A. Eleonora, B. David, D.A. Simone, M. Marco, M. Giuseppe, N. Samuele, P. Riccardo, S. Massimo, M. Raffaele, P. Simone, V.J. L., the M. team, Ma\_MISS on ExoMars: Mineralogical Characterization of the Martian Subsurface, *Astrobiology*. 17(2017)612-620. <https://doi.org/10.1089/ast.2016.1541>.
- [41] G. Fred, B.W. B., R. François, G. Walter, D.R. M., G.S. A., S. Sandra, M. Helge, S. Harald, A.R.D. Jr., B. Arnaud, F. Caroline, G. Andrej, M.U. J., P.V. T., S. Fabien, S. Cyril, V.J. L., L. Robert, S.M. D., B.J. Robert, G.D. P., G. Noel, L. Xiang, van A.F.H. W., the M.S. Team, The Mars Organic Molecule Analyzer (MOMA) Instrument: Characterization of Organic Material in Martian Sediments, *Astrobiology*. 17 (2017) 655-685. <https://doi.org/10.1089/ast.2016.1551>.
- [42] Marinangeli, L.; Hutchinson, I.; Baliva, A.; Stevoli, A.; Ambrosi, R.; Critani, F.; Delhez, R.; Scandelli, L.; Holland, A.; Nelms, N.; Mars-Xrd Team. "An European XRD/XRF Instrument for the ExoMars Mission" disponible en <https://ui.adsabs.harvard.edu/abs/2007LPI....38.1322M>
- [43] Rely Victoria Petrescu, Raffaella Aversa, Antonio Apicella, Samuel Kozaitis, Taher Abu-Lebdeh. "There is Life on Mars?" *American Journal of Engineering and Applied Sciences*, Volume 11, Issue 1, Pages 78-91, 2018; DOI: 10.3844/ajeassp.2018.78.91
- [44] Korablev, O., Montmessin, F., Trokhimovskiy, A. *et al.* The Atmospheric Chemistry Suite (ACS) of Three Spectrometers for the ExoMars 2016 Trace Gas Orbiter. *Space Sci Rev* **214**, 7(2018). <https://doi.org/10.1007/s11214-017-0437-6z>
- [45] Ashley M. Korzun, Gregory F. Dubos, Curtis K. Iwata, Benjamin A. Stahl, John J. Quicksall, "A concept for the entry, descent, and landing of high-mass payloads at Mars" *Acta Astronautica*, Volume 66, Issues 7-8, 2010, Pages 1146-1159, ISSN 0094-5765, <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2009.10.003>.
- [46] Cabane, M. (2009). Mars Science Laboratory (MSL) and the future missions to Mars. *Proceedings of the International Astronomical Union*, 5(H15), 710-711. doi:10.1017/S1743921310011117
- [47] J. L. Josset, F. Westall, B. A. Hofmann, J. Spray, C. Cockell, S. Kempe, A. D. Griffiths, M. C. De Sanctis, L. Colangeli, D. Koschny, K. Föllmi, E. Verrecchia, L. Diamond, M.

- Josset, E. J. Javaux, F. Esposito, M. Gunn, A. L. Souchon-Leitner, T. R. R. Bontognali, O. Korablev, S. Erkman, G. Paar, S. Ulamec, F. Foucher, P. Martin, A. Verhaeghe, M. Tanevski, J. L. Vago, The Close-Up Imager Onboard the ESA ExoMars Rover: Objectives, Description, Operations, and Science Validation Activities, *Astrobiology*, DOI:10.1089/ast.2016.1546.
- [48] John Parnell, David Cullen, Mark R. Sims, Stephen Bowden, Charles S. Cockell, Richard Court, Pascale Ehrenfreund, Francois Gaubert, William Grant, Victor Parro, Michel Rohmer, Mark Sephton, Helga Stan-Lotter, Andrew Steele, Jan Toporski, and Jorge Vago. Searching for Life on Mars: Selection of Molecular Targets for ESA's Aurora ExoMars Mission. *Astrobiology*. Aug 2007.578-604.<http://doi.org/10.1089/ast.2006.0110>
- [49] Oleg I. Korablev, Yurii Dobrolensky, Nadezhda Evdokimova, Anna A. Fedorova, Ruslan O. Kuzmin, Sergei N. Mantsevich, Edward A. Cloutis, John Carter, Francois Poulet, Jessica Flahaut, Andrew Griffiths, Matthew Gunn, Nicole Schmitz, Javier Martín-Torres, Maria-Paz Zorzano, Daniil S. Rodionov, Jorge L. Vago, Alexander V. Stepanov, Andrei Yu. Titov, Nikita A. Vyazovetsky, Alexander Yu. Trokhimovskiy, Alexander G. Sapgir. <https://doi.org/10.1089/ast.2016.1543> "Infrared Spectrometer for ExoMars: A Mast-Mounted Instrument for the Rover"
- [50] S. Silvestro A. Pacifici F. Salese D.A. Vaz A. Neesemann D. Tirsch C.I. Popa M. Pajola G. Franzese G. Mongelluzzo A.C. Ruggeri F. Cozzolino C. Porto F. Esposito. "Periodic Bedrock Ridges at the ExoMars 2022 Landing Site: Evidence for a Changing Wind Regime". *Geophysical Research Letters*, volume 48, issue 4. 2021. <https://doi.org/10.1029/2020GL091651>
- [51] Jordanka Semkova, Rositza Koleva, Victor Benghin, Tsvetan Dachev, Yuri Matviichuk, Borislav Tomov, Krasimir Krastev, Stephan Maltchev, Plamen Dimitrov, Igor Mitrofanov, Alexey Malahov, Dmitry Golovin, Maxim Mokrousov, Anton Sanin, Maxim Litvak, Andrey Kozyrev, Vladislav Tretyakov, Sergey Nikiforov, Andrey Vostrukhin, Fedor Fedosov, Natalia Grebennikova, Lev Zelenyi, Vyacheslav Shurshakov, Sergey Drobishev. "Charged particles radiation measurements with Liulin-MO dosimeter of FRENDO instrument aboard ExoMars Trace Gas Orbiter during the transit and in high elliptic Mars orbit"
- [52] Winter, M., Rubio, S., Lancaster, R., Barclay, C., Silva, N., Nye, B., & Bora, L. (2017, June). Detailed description of the high-level autonomy functionalities developed for the ExoMars rover. In 14th Symposium on Advanced Space Technologies in Robotics and Automation (ASTRA).
- [53] [1] V. Ciarletti, S. Clifford, D. Plettemeier, A. Le Gall, Y. Hervé, S. Dorizon, C. Quantin-Nataf, W. S. Benedix, S. Schwenzer, E. Pettinelli, E. Heggy, A. Herique, J. J. Berthelier, W. Kofman, J. L. Vago, S. E. Hamran, "The ADRON-RM Instrument Onboard the ExoMars Rover", *Astrobiology* 2017, 17, 565. <https://doi.org/10.1089/ast.2016.1566>
- [54] Magnani, P., Re, E., Senese, S., Rizzi, F., Gily, A., & Baglioni, P. (2010). The drill and sampling system for the exomars rover. In *International Symposium on Artificial Intelligence, Robotics and Automation in Space (i-SAIRAS)*.
- [55] [1] F. Rull, Martinez-Frías, J., Raman Spectroscopy goes to Mars., *Spectrosc. Eur.* 1818 (2006).

- [56] K. M. Mohammadabadi (2013) VRIJE UNIVERSITEIT "Validating the performance of a Raman laser spectrometer (RLS) instrument under Martian conditions".
- [57] Gonzalo Ramos, Miguel Sanz-Palomino, Andoni G. Moral, Carlos Pérez, Tomás Belenguer, Rosario Canchal, José A.R. Prieto, Amaia Santiago, Cecilia Gordillo, Guillermo Lopez-Reyes, Fernando Rull. "RLS iOH: ExoMars Raman laser spectrometer optical head bread board to flight model design and performance evolutions". <https://doi.org/10.1002/jrs.5765>
- [58] F. Rull, A. Sansano, E. Díaz, M. Colombo, T. Belenguer, M. Fernández, V. Guembe, R. Canchal, B. Dávila, A. Sánchez, H. Laguna, G. Ramos, C. González, D. Fraga, P. Gallego, I. Hutchinson, R. Ingley, J. Sánchez, C.P. Canora, A.G. Moral, S. Ibarria, J.A.R. Prieto, J.A.R. Manfredi, P. Cabo, C. Díaz, A. Jiménez, R. Margoillés. 8152\_20\_Paper\_SPU\_SPIE\_2011 "A New Spectrometer concept for Mars Exploration (2011)
- [59] G. Lopez-Reyes, C. Pilorget, A.G. Moral, J.A. Manrique Martinez, A. Sanz, A. Berrocal, M. Veneranda, F. Rull, J. Medina, V. Hamm, J. P. Bibring, J.A. Rodriguez, C. P. Canora, E. Mateo-Marti, O. Prieto-Ballesteros, E. Lalla, J.L. Vago, J Raman Spectrosc. 2020;1-13. <https://doi.org/10.1002/jrs.5832> "Raman Laser Spectrometer (RLS) calibration target design to allow onboard combined science between the RLS and MicroOmega instruments on the ExoMars rover" (2020).
- [60] Popp J, Thomas N. (2003) "EXTENDED-MIRAS: THE INSTRUMENTAL APPROACH FOR THE SEARCH OF TRACES OF EXTINCT AND EXTANT LIFE ON MARS". Call for Ideas Pasteur Instrument Payload For the ExoMars Rover Mission (2003)"
- [61] Ref [1] G. Lopez-Reyes, F. Rull Pérez, A method for the automated Raman spectra acquisition, J. Raman Spectrosc. 48 (2017) 1654-1664. <https://doi.org/10.1002/jrs.5185>.
- [62] <https://ecss.nl/> ECSS-E-10 Discipline. "System Engineering".
- [63] J. Zafra, J. Saiz, L. Seoane, C. Quintana, S. Ibarria, J.A.R. Prieto, C.P. Canora, A.G. Moral, G. Lopez-Reyes, F. Rull. "An End-to-end Ground Testing Framework for ExoMars Raman Laser Spectrometer (RLS) instrument. Georaman 2020"
- [64] Carlos Perez, Andoni Moral, Fernando Rull, Gonzalo Ramos, J. A. Rodriguez Prieto, Guillermo Lopez-Reyes, Laura Seoane, R. Canchal, P. Rodriguez, P. Santamaria, P. Gallego, C. Quintana, S. Ibarria, J. Zafra, J. Saiz "RLS FM verification test campaign definition, for a fully Raman performances characterization" GeoRaman 2018
- [65] J. Saiz, G. Lopez-Reyes, M. Veneranda, J.A. Manrique, A. Guzmán, D. Moreno-Dominguez, S. Werner, F. Poulet, J. Medina, F. Rull, Automated sample identification with SpectPro and PTAL database for the analysis of spectra from planetary missions, in: Geophys. Res. Abstr., 2019: p. Vol. 21, EGU2019-17904
- [66] L. Seoane et al., "CAN Implementation and Performance for Raman Laser Spectrometer (RLS) Instrument on Exomars 2020 Mission," in IEEE Transactions on Emerging Topics in Computing, vol. 9, no. 1, pp. 67-77, 1 Jan.-March 2021, doi: 10.1109/TETC.2018.2874643.

- [67] G. Lopez-Reyes, F. Rull, G. Venegas, F. Westall, F. Foucher, N. Bost, A. Sanz, A. Catalá-Espí, A. Vegas, I. Hermosilla, A. Sansano, J. Medina, *Eur. J. Mineral.* 25, 721. [https://doi.org/ 10.1127/0935-1221/2013/0025-2317](https://doi.org/10.1127/0935-1221/2013/0025-2317)
- [68] Moral, AG, Rull, F, Maurice, S, et al. Design, development, and scientific performance of the Raman Laser Spectrometer EQM on the 2020 ExoMars (ESA) Mission. *J Raman Spectrosc.* 2020; 51: 1771– 1781. <https://doi.org/10.1002/jrs.5711>
- [69] Ribes-Pleguezuelo, P., Guilhot, D., Gilaberte Basset, M., Beckert, E., Eberhardt, R., & Tünnermann, A. (2019). Insights of the qualified ExoMars laser and mechanical considerations of its assembly process. *Instruments*, 3(2), 25.
- [70] C.P. Canora, A.G. Mora, F. Musso, L. Seoane, G.Z. Ramos, G. Lopez-Reyes, J.A. Rodriguez, J. Zafra, P. Rodriguez, F. Rull and O. Prieto-Ballesteros. "RLS sample acquisition position verification with the Exomars ALD QM and RLS instrument EQM-R" *GeoRaman* 2021.
- [71] Wiens, Roger Craig, Maurice, Sylvestre, and Rull Perez, Fernando. The SuperCam remote sensing instrument suite for the Mars 2020 rover mission: A preview. United States: N. p., 2017. Web.
- [72] A. Moral. 2019. "Desarrollo del Instrumento RLS (Raman Laser Spectrometer) para la misión ExoMars: nuevos retos de la espectroscopía Raman en la exploración planetaria".