

UAH

Calificación del Sensor de Irradiancia Solar Espacial SIS

**Máster Universitario en Sistemas Electrónicos Avanzados.
Sistemas Inteligentes
Departamento de Electrónica**

Presentado por:

D. Javier Martínez Oter

Dirigido por:

Dr. D. José Luis Lázaro Galilea

Alcalá de Henares, a 27 de Septiembre de 2016

VISTO BUENO DEL DIRECTOR/TUTOR AL TFM

Dr./D. José Luis Lázaro Galilea

Director/Tutor del Trabajo Fin de Máster de título: *Calificación del Sensor de Irradiancia Solar Espacial – SIS.*

Realizado por D. Javier Martínez Oter

Por la presente da su conformidad para que el citado trabajo sea presentado para su defensa

Alcalá de Henares, a 20 de Septiembre de 2016

A José Luis Lázaro Galilea, por su paciencia, apoyo e inestimable colaboración en la realización de este trabajo.

Un agradecimiento especial a mis compañeros del Instituto Nacional de Técnica Aeroespacial “Esteban Terradas” (INTA), Héctor Guerrero, Ignacio Arruego, Joaquín Rivas, Juan José Jiménez, F. Javier Álvarez, Miguel González, Joaquín Azcue, Maite Álvarez, Víctor Apestigue, Alberto Valverde, Jaime Sánchez, Claudia Ruiz y Javier Moreno que de una manera u otra han participado en alguna de las fases del proyecto.

A mi mujer Margarita, a mis hijos Antonio, Alejandra y Javier, a mis padres Antonio y Alejandra, y a mis hermanos María del Mar y Antonio. Porque son las personas más importantes de mi vida, siendo los responsables de hoy ser como soy. Porque si volviera a nacer solo pediría una cosa, volver a tener la familia que tengo.

Gracias por vuestro cariño, por vuestros abrazos y sonrisas, por vuestros sacrificios hacia mí, por darme tanto sin pedir nada a cambio.

Gracias por hacerme sentir tan afortunado al teneros a mi lado.

“Las ganas de superación de hoy, son la recompensa de mañana”



Resumen.....	1
Abstract.....	2
Palabras Clave.....	3
Resumen Extendido.....	4
1. Introducción.....	8
1.1 Proyecto MEIGA-MetNet.....	10
1.2 Sensor de Irradiancia Solar – SIS.....	13
1.3 Objetivo del proyecto.....	16
1.4 Requisitos del instrumento.....	17
1.5 Metodología y plan de trabajo.....	18
1.6 Estructura de la memoria del proyecto.....	20
2. Protocolo y Modos de Operación.....	22
2.1 Capa física.....	22
2.2 Tipo de enlace.....	23
2.3 Estructura de paquete.....	24
2.3.1 Restricciones particulares.....	25
2.4 Paquetes de comandos.....	34
2.4.1 CMD_CONFIG_MEAS.....	34
2.4.2 CMD_START_ACQ.....	37
2.4.3 CMD_SEND_PKT.....	37
2.4.4 CMD_SEND_PKT_PREVIOUS.....	37
2.4.5 CMD_CHECK_CTRL.....	38
2.4.6 CMD_SIS_OFF.....	38
2.5 Paquetes de datos.....	39
2.5.1 APPD_CONFIG_DATA.....	39
2.5.2 DATA_PKT.....	40
2.5.3 CHECK_CTRL_DATA_PKT.....	41

2.6	Handshaking.....	42
2.7	Secuencia de Medida.....	43
2.7.1	Secuencia de medida modo inmediato y modo periódico.....	43
2.8	Temporización.....	46
2.9	Consideraciones sobre el “Time Stamp” por parte del OBC.....	48
2.10	Modos de operación.....	50
2.10.1	Modo sensor de irradiancia solar.....	50
2.10.2	Modo sensor eclipse solar.....	51
3.	Aplicación de Usuario.....	54
3.1	Aplicación para comandar el Sensor de Irradiancia Solar – SIS.....	55
4.	Verificación Requisitos de Diseño, Test Eléctricos y Funcionales.....	60
4.1	Verificación requisitos de diseño.....	60
4.2	Test Eléctricos.....	70
4.3	Test Funcionales.....	74
4.3.1	Verificación del comando CMD_CONFIG_MEAS.....	77
4.3.2	Verificación del comando CMD_START_ACQ.....	80
4.3.3	Verificación del comando CMD_SEND_PKT.....	82
4.3.4	Verificación del comando CMD_CHECK_CTRL.....	87
4.3.6	Verificación del comando CMD_SIS_OFF.....	90
5.	Calificación del Instrumento.....	93
5.1	Test de Vibración.....	94
5.1.1	“Test Set-Up”.....	95
5.1.2	Niveles de Test.....	96
5.1.3	Secuencia de Test.....	97
5.1.4	Criterio de Éxito.....	100
5.1.5	Resultado.....	100
5.2	Test de Ciclado Térmico.....	102
5.2.1	“Test Set-Up”.....	103
5.2.2	Secuencia de Test.....	105

5.2.3	Criterio de Éxito.....	106
5.2.4	Resultado.....	106
5.3	Test de Vacío Térmico.....	108
5.3.1	“Test Set-Up”.....	109
5.3.2	Secuencia de Test.....	111
5.3.3	Criterio de Éxito.....	112
5.3.4	Resultado.....	113
5.4	Test de Choque.....	115
5.4.1	Torre de Caída.....	115
5.4.1.1	“Test Set-Up”.....	115
5.4.1.2	Secuencia de Test.....	117
5.4.1.3	Criterio de Éxito.....	118
5.4.1.4	Resultado.....	119
5.4.2	Cañón de aire presurizado.....	121
5.4.2.1	“Test Set-Up”.....	121
5.4.2.2	Secuencia de Test.....	123
5.4.2.3	Criterio de Éxito.....	124
5.4.2.4	Resultado.....	124
5.5	Test de “Dry Heat Microbial Reduction” (DHMR).....	126
5.5.1	“Test Set-Up”.....	127
5.5.2	Secuencia de Test.....	129
5.5.3	Criterio de Éxito.....	130
5.5.4	Resultado.....	131
6.	Manual de Usuario.....	134
7.	Conclusiones y Trabajos Futuros.....	141
7.1	Conclusiones.....	141
7.2	Trabajos Futuros.....	143
	Bibliografía.....	149

Índice de Figuras

Figura. 1.1 Misiones de tipo penetrador planteadas o desarrolladas desde el origen de la idea hasta el presente	10
Figura. 1.2 Logotipo oficial de la misión MetNet.....	10
Figura. 1.3 De izquierda a derecha: concepto EDL (Entry, Descent and Landing) en MetNet, diversas imágenes del hardware real, y diagrama de la estación meteorológica una vez desplegada.....	12
Figura. 1.4 Logotipo oficial del proyecto MEIGA-Metnet.....	12
Figura. 1.5 Sensor Óptico , Fotodetector.....	14
Figura. 1.6 Detalle montaje vidrio Schott.....	14
Figura. 1.7 Planificación.....	19
Figura. 2.1 Capa Física.....	23
Figura. 2.2 Formato de un carácter.....	23
Figura. 2.3 Estructura de un paquete.....	24
Figura. 2.4 Modo inmediato, error ACK en el primer CMD_SEND_PKT.....	29
Figura. 2.5 Modo inmediato, error ACK en el segundo CMD_SEND_PKT.....	30
Figura. 2.6 Tiempo de retardo después de TX.....	32
Figura. 2.7 Tiempo de retardo entre TX-RX y RX-TX.....	33
Figura. 2.8 Asignación de Canales.....	36
Figura. 2.9 Secuencia de medida (Periodo=0).....	44
Figura. 2.10 Paquete de Datos Vacío.....	45
Figura. 2.11 Secuencia de medida (Periodo>0).....	46
Figura. 2.12 Ejemplo de 3 “Time-Stamp” consecutivos en modo inmediato.....	49
Figura. 2.13 Variaciones totales del flujo solar diurno para una región ecuatorial típica cerca del perihelio ($L_s=250^\circ$) para diferentes niveles de polvo y para diferentes niveles de flujo para profundidades ópticas de 0.1, 0.5, 1 y 3. Se ha mostrado el flujo total en la superficie entre 190 y 400.....	50
Figura. 2.14 Eclipse solar por la luna Phobos en Marte.....	51
Figura. 3.1 Pantalla de configuración del puerto serie del ordenador.....	55
Figura. 3.2 Pantalla de configuración de la medida - SISEgse_QM	55
Figura. 3.3 Configuración del comando CMD_CONFIG_MEAS.....	56
Figura. 3.4 Pantalla de envío de Comandos y recepción de Telemidas.....	57

Figura. 4.1 Test de Screening y calificación a ejecutar sobre los PEMs.....	65
Figura. 4.2 EC-10 LM Cámara.....	69
Figura. 4.3 Resultados test de temperatura sobre componentes.....	70
Figura. 4.4 Instrumento ubicado en el mástil para test de enlace óptico.....	74
Figura. 4.5 Secuencia de Medida del modo inmediato y periódico.....	76
Figura. 4.6 Pantalla de configuración de Medida.....	77
Figura. 4.7 Pantalla tras ejecutar el comando CMD_CONFIG_MEAS.....	78
Figura. 4.8 Captura Osciloscopio CMD_CONFIG_MEAS.....	79
Figura. 4.9 Pantalla tras ejecutar el comando CMD_START_ACQ.....	80
Figura. 4.10 Captura Osciloscopio CMD_START_ACQ.....	81
Figura. 4.11 Pantalla tras ejecutar el comando CMD_SEND_PKT(1).....	83
Figura. 4.12 Captura Osciloscopio CMD_SEND_PKT(1).....	84
Figura. 4.13 Pantalla tras ejecutar el comando CMD_SEND_PKT(2).....	85
Figura. 4.14 Captura Osciloscopio CMD_SEND_PKT(2).....	86
Figura. 4.15 Pantalla tras ejecutar el comando CMD_SEND_PKT(Periodo >0).....	87
Figura. 4.16 Pantalla tras ejecutar el comando CMD_CHECK_CTRL.....	88
Figura. 4.17 Captura Osciloscopio CMD_CHECK_CTRL.....	89
Figura. 4.18 Pantalla tras ejecutar el comando CMD_SIS_OFF.....	90
Figura. 4.19 Captura Osciloscopio CMD_SIS_OFF.....	91
Figura. 5.1 Unidad MetSIS y módulo OWLS_SIS – Test de Vibración	96
Figura. 5.2 Útil de vibración.....	96
Figura. 5.3 Diagrama de flujo simplificado del Test de Vibración	97
Figura. 5.4 Setup “Caracterización Óptica” – Test de Vibración	100
Figura. 5.5 Configuraciones ejecutadas durante el Test de Vibración	101
Figura. 5.6 Niveles de Seno y “Random” alcanzados en eje Z – Test de Vibración	101
Figura. 5.7 Niveles de Seno y “Random” alcanzados en eje X – Test de Vibración.....	101
Figura. 5.8 Niveles de Seno y “Random” alcanzados en eje Y – Test de Vibración	102
Figura. 5.9 Firma mecánica antes y después del Test de Vibración en el eje Z – Test de Vibración	102
Figura. 5.10 Ciclograma a ejecutar durante el Test de Ciclado Térmico	103
Figura. 5.11 Cámara climática Sun-500.....	104

Figura. 5.12 Unidad MetSIS y módulo OWLS_SIS – Test Ciclado Térmico.....	104
Figura. 5.13 Detalle de montaje del instrumento en el mástil durante el Test de Ciclado Térmico.....	104
Figura. 5.14 Diagrama de flujo simplificado del Test de Ciclado Térmico.....	105
Figura. 5.15 Setup “Caracterización Óptica” – Test de Ciclado Térmico.....	106
Figura. 5.16 Detalle de montaje del instrumento durante el Test de Ciclado Térmico.....	107
Figura. 5.17 Variación de la responsividad tras el Test de Ciclado Térmico.....	107
Figura. 5.18 Ciclograma a ejecutar durante el Test de Vacío Térmico.....	108
Figura. 5.19 Cámara de Vacío Térmico TVC-02.....	109
Figura. 5.20 Unidad MetSIS y módulo OWLS_SIS – Test de Vacío Térmico.....	110
Figura. 5.21 Detalle de montaje del instrumento en el mástil durante el Test de Vacío Térmico.....	110
Figura. 5.22 Diagrama de flujo simplificado del Test de Vacío Térmico.....	111
Figura. 5.23 Setup “Caracterización Óptica” – Test de Vacío Térmico.....	112
Figura. 5.24 Detalle de montaje del instrumento durante el Test de Vacío Térmico.....	113
Figura. 5.25 Variación de la responsividad tras el Test de Vacío Térmico.....	114
Figura. 5.26 Torre de choque modelo SD-16-96-200.....	116
Figura. 5.27 Unidad MetSIS y módulo OWLS_SIS – Test de Choque.....	116
Figura. 5.28 Recreación 3D del útil de choque.....	117
Figura. 5.29 Setup “Caracterización Óptica” – Test de Choque.....	118
Figura. 5.30 Detalle de montaje del SIS en la Torre de caída – Test de Choque.....	119
Figura. 5.31 Niveles de aceleración vs tiempo – Test de choque (Torre).....	120
Figura. 5.32 Variación de la responsividad tras el Test de Choque – Torre de caída.....	121
Figura. 5.33 Cañón de aire presurizado – Test de Choque.....	122
Figura. 5.34 Unidad MetSIS y módulo OWLS_SIS – Test de Choque (b).....	122
Figura. 5.35 Útil de choque, Cañón de aire presurizado – Test de Choque.....	122
Figura. 5.36 SIS y acelerómetro integrado en el proyectil – Test de Choque.....	125
Figura. 5.37 Niveles de aceleración vs tiempo – Test de choque (Cañón)	125
Figura. 5.38 Variación de la responsividad tras el choque – Cañón de aire presurizado.....	126
Figura. 5.39 EC-10 Cámara climática de Sun Electronics - DHMR.....	128
Figura. 5.40 Unidad MetSIS y módulo OWLS_SIS – DHMR.....	128
Figura. 5.41 Diagrama de flujo simplificado del Test de DHMR.....	129

Figura. 5.42 Setup “Caracterización Óptica” – Test de DHMR.....	130
Figura. 5.43 Detalle de montaje del SIS – Test de DHMR.....	131
Figura. 5.44 Evolución de la temperatura y humedad durante el Test de DHMR.....	131
Figura. 5.45 Sensor de Angulo antes y después del Test de DHMR.....	132
Figura. 5.46 Variación de la responsividad tras el Test de DHMR.....	133
Figura. 7.1 Estación meteorológica DREAMS.....	144
Figura. 7.2 Sensor de Irradiancia Solar SIS’16, integrado en la estación meteorológica DREAMS.....	145
Figura. 7.3 Sensor de Irradiancia Solar SIS’20, integrado en la estación meteorológica METEO.....	146
Figura. 7.4 RDS de MEDA: detectores discretos, visto del modelo STM y SkyCAM.....	147
Figura. 7.5 Campaña de caracterización en Merzouga (desierto del Sahara).....	148

Índice de Tablas

Tabla. 1.1 Distribución de los canales ópticos y de temperatura del SIS.....	14
Tabla. 1.1 Requisitos de diseño.....	17
Tabla. 2.1 Comando – CMD_CONFIG_MEAS.....	35
Tabla. 2.2 Comando – CMD_START_ACQ.....	37
Tabla. 2.3 Comando – CMD_SEND_PKT.....	37
Tabla. 2.4 Comando – CMD_SEND_PKT_PREVIOUS.....	38
Tabla. 2.5 Comando – CMD_CHECK_CTRL.....	38
Tabla. 2.6 Comando – CMD_SIS_OFF.....	39
Tabla. 2.7 Data packet – APPD_CONFIG_DATA.....	39
Tabla. 2.8 Data packet – DATA_PKT.....	40
Tabla. 2.9 Data packet – CHECK_CTRL_DATA_PKT.....	41
Tabla. 2.10 Data packet – ACK.....	42
Tabla. 2.11 Características de los modos de operación del SIS.....	53
Tabla. 4.1 Dimensiones externas, peso e interfaz mecánico de MetSIS.....	61
Tabla. 4.2 Dimensiones externas, peso e interfaz mecánico de OWLS_SIS.....	61
Tabla. 4.3 Resistencia a la radiación de los componentes.....	62
Tabla. 4.4 MetSIS – Interfaz I/O.....	71
Tabla. 4.5 OWLS_SIS – Interfaz I/O.....	71
Tabla. 4.6 I/O Consumo MetSIS.....	73
Tabla. 4.7 I/O Consumo OWLS_SIS.....	73
Tabla. 5.1 Tipo y Localización de los sensores utilizados en el Test de Vibración.....	96
Tabla. 5.2 Tipo y Localización de los sensores utilizados en el Test de Ciclado Térmico.....	105
Tabla. 5.3 Tipo y Localización de los sensores utilizados en el Test de Vacío Térmico.....	111
Tabla. 5.4 Tipo y Localización del sensor utilizado en el Test de Choque – Torre de Caída.....	117
Tabla. 5.5 Tipo y Localización del sensor utilizado en el Test de Choque – Cañón de aire presurizado.....	123
Tabla. 5.6 Tipo y Localización de los sensores utilizados en el Test de DHMR.....	128



Resumen

El presente trabajo contempla la definición y ejecución de la calificación del instrumento inalámbrico SIS, desarrollado para sensar el espectro solar sobre la superficie de Marte.

Con el fin de demostrar el cumplimiento de los requisitos impuestos por la misión, dicha calificación contempla los test eléctricos y funcionales, test de vibración, test de ciclado térmico, test de vacío térmico, test de choque y test de DHMR, siendo estos necesarios para calificar un instrumento enfocado para un entorno tan agresivo como es el Espacial y más concretamente para una misión a Marte, a cuyo principal problema de radiación se une otros requisitos ambientales como puede ser las bajas temperaturas a las cuales se verá expuesto el instrumento (de hasta $-120\text{ }^{\circ}\text{C}$), el impacto sufrido en el aterrizaje y la presencia de polvo en la atmósfera.

Para comandar el instrumento se ha implementado una aplicación bajo Labwindows que determina el correcto funcionamiento del mismo. El desarrollo de dicha aplicación junto con su manual de usuario será el segundo hito del presente trabajo.



Abstract

This work deals with the definition and execution of the qualification of the wireless SIS instrument, developed to sense the solar spectrum on the surface of Mars.

In order to demonstrate that the instrument withstands the requirements of the mission, qualification includes electrical and functional, vibration, thermal cycling, thermal vacuum, shock and DHMR tests. All of them are necessary to qualify an instrument for the aggressive space environment, and more concretely for the Martian conditions, whose main problems regarding radiations are joined by extreme environmental conditions to which instrument is exposed, as the low temperatures (down to $-120\text{ }^{\circ}\text{C}$), the shock suffered at landing and the presence of dust in the atmosphere.

To command the instrument, a Labwindows application that determines its correct operation has been implemented. The development of that application along with its user manual will be the second milestone of this current work



Palabras Clave

- Exploración Espacial.
- Instrumentación Científica miniaturizada.
- Calificación de una Carga Útil.
- Electrónica, Optoelectrónica y Microelectrónica para entorno espacial.
- Comunicaciones ópticas difusas.



Resumen Extendido

El objetivo principal de este proyecto es calificar el Sensor de Irradiancia Solar “SIS”, con el fin de cumplir los requisitos impuestos por la misión y poder ser embarcado en una misión Espacial al planeta Marte. Dicho instrumento fue presentado en el proyecto fin de carrera: Desarrollo de un Sensor de Irradiancia Solar para una Misión a Marte, el cual fue desarrollado para sensar el espectro solar sobre la superficie de Marte.

Para conseguir el fin descrito anteriormente se han definido, desarrollado y ejecutado los siguientes test:

- Test Eléctricos y Funcionales.
- Test de Vibración.
- Test de Ciclado Térmico.
- Test de Vacío Térmico.
- Test de Choque.
- Test de DHMR.

Una vez concluida la fase de calificación del instrumento, se dispondrá de un Sensor de Irradiancia Solar calificado “Qualification Model (QM)” para una misión a Marte. Si bien, pese que por lo general, el modelo embarcado en una misión es el de vuelo “Flight Model

(FM)”, en muchas misiones, el modelo de calificación puede ser reservado como posible sustituto al modelo de vuelo en caso de fallo de este último.

El instrumento será comandado mediante una aplicación bajo Labwindows que determinará el correcto funcionamiento del mismo. Dicha aplicación junto con su manual de usuario será el segundo hito del presente trabajo.

Cabe destacar los principales retos de diseño obtenidos por el instrumento, ya que estos guardan una estrecha relación con la definición de los test a ejecutar. Siendo estos los siguientes:

1. Utilización de componentes RadHard, y componentes COTS (Comercial off-The-Shelf), siendo necesario la calificación y testeo en radiación de estos últimos.
2. El elevado grado de miniaturización debido a la reducida masa disponible para el desarrollo de la Carga Útil.
3. Diseño de bajo consumo.
4. La necesidad de autonomía. Debido a los limitados recursos de computación y comunicaciones con Tierra, los instrumentos han de incluir pequeños procesadores integrados que les permitan operar con cierta autonomía, almacenar temporalmente datos, etc.

A los puntos anteriores y al tratarse de una misión a Marte, se sumaran los siguientes:

5. Las condiciones ambientales: fundamentalmente en lo que se refiere a la temperatura de trabajo mínima de hasta -120°C , y a las grandes variaciones térmicas a las que estará sometido el instrumento de aproximadamente $+40^{\circ}\text{C}$ a -120°C . Normalmente, los fabricantes suelen testear los componentes hasta -55°C , por lo tanto fue necesario probar que los componentes funcionan perfectamente o que la variación de sus parámetros sea despreciable, o asumible, bajo las condiciones térmicas impuestas por la misión.
6. Robustez, ya que debe ser capaz de sobrevivir al fuerte impacto sufrido en el aterrizaje.
7. Debe ser capaz de funcionar en presencia de gran cantidad de polvo debido a las fuertes tormentas de viento que se producen en Marte.

El instrumento esta constituido por una unidad sensora inalámbrica MetSIS y un módulo optoelectrónico OWLS_SIS.

La unidad MetSIS integra 28 fotodetectores con el fin de sensor el espectro solar sobre la superficie de Marte en 12 bandas espectrales situadas entre el UV (200 nm) y el infrarrojo cercano (1200 nm), incorpora también dos sensores de ángulo que permitirán determinar la inclinación del Sol con el fin de corregir la respuesta angular de los canales, y dos sensores de temperatura para establecer una correlación de la temperatura con los datos obtenidos y permitir compensar el efecto térmico sobre los fotodiodos.

Un aspecto importante a destacar y que permitirá un hito tecnológico muy relevante, es que, debido a la ubicación del instrumento en lo alto de un mástil y siendo insuficiente el espacio que queda libre en su interior para albergar otros cables que no sean los de alimentación, fue necesario dotar a MetSIS con un puerto de comunicación óptica, con el fin de que el intercambio de datos con plataforma sea mediante un bus óptico inalámbrico.

Por otro lado, la plataforma deberá integrar un módulo optoelectrónico capaz de transformar la información transmitida desde MetSIS en forma de luz, en señal, para que pueda ser interpretada por el ordenador central y viceversa. Esta misión es desempeñada por el módulo OWLS_SIS.

Aunque esta solución fue adoptada por un requisito de la plataforma para esta misión, dado que estos instrumentos, por lo general, suelen estar situados en posiciones lo más altas posibles complicando el cableado desde su ubicación al ordenador central, presenta una solución muy a tener en cuenta para este tipo de sensores en futuras misiones.

Cabe destacar que la distancia, la luz ambiente y el polvo depositado durante las fuertes tormentas de viento que sufre Marte, fueron aspectos muy a tener en cuenta a la hora de diseñar dicho canal óptico de comunicaciones.

Para la realización del presente trabajo, ha sido necesario la utilización de una serie de instalaciones ubicadas en el Instituto Nacional de Técnica Aeroespacial “INTA”, siendo estas las siguientes:

- Laboratorio de integración, área limpia clase 10000.
- Laboratorio de ensayos ambientales.
- Sistema de vibración electrodinámico LDS mod.963.
- Cámara climática modelo Sun-500 de SunSystem.
- Cámara climática TVC-02.
- Torre de caída modelo SD-16-96-200.

- Cañón de aire presurizado.
- Cámara climática modelo EC-10.

La herramienta de desarrollo demandada por el proyecto para la realización de la aplicación de usuario ha sido Labwindows.

Añadir la necesidad de otros equipos menores de uso general para chequear el correcto funcionamiento del instrumento:

- Osciloscopio Agilent MS0705A.
- Fuente de alimentación Agilent E3632A.
- Multímetro digital 6 ^{1/2} Digit Multimeter Agilent 34411A.



Capítulo I

Introducción

Desde hace varias décadas, el hombre ha puesto la mirada en su planeta vecino Marte, pese a todos los esfuerzos realizados, cabe preguntarse cómo es que casi el cincuenta por ciento de las misiones a Marte han fracasado, mientras el índice de éxitos de otras exploraciones espaciales es mucho mayor.

Marte siempre fue una fuente de fascinación, sin embargo, el interés decayó en la década de 1970, cuando pareció que no había signos de vida en el planeta. Desde entonces, la NASA ha enviado una serie de sondas al Planeta Rojo y los científicos han descubierto que, en su día, fue un planeta húmedo, con temperaturas templadas, en el que corría el agua y había una atmósfera más espesa. La búsqueda de la vida, encontrar otro planeta el cual pueda albergar vida humana en un futuro, y el gen conquistador del hombre, hace presagiar que en un futuro próximo se podrá ver al primer hombre pisando el Planeta Rojo.

La exploración robótica del Sistema Solar se ha realizado tradicionalmente mediante dos tipos de ingenios espaciales: orbitadores y aterrizadores de diversas clases. El uso de aterrizadores, ya sean de tipo fijo o móvil (“Rovers”) presenta innumerables ventajas derivadas de la capacidad de desarrollar estudios científicos in-situ. Sin embargo llevan asociados toda una serie de retos tecnológicos que limitan las prestaciones del instrumental científico que se posa sobre la superficie de un planeta. Las limitaciones fundamentales

derivan de la reducida masa que somos capaces de depositar de forma segura sobre un cuerpo del Sistema Solar, y de la escasa capacidad de generación de potencia eléctrica.

Durante décadas el planeta Marte ha sido objeto de estudio por parte de la comunidad espacial. Desde principios de los años 60, se han lanzado más de 40 misiones con destino a ese planeta, si bien, como se ha comentado anteriormente, un elevado porcentaje ha terminado en fracaso. Entre ellas se cuentan varios aterrizadores de diferentes tamaños (desde las naves Viking hasta el pequeño Pathfinder) y 4 Rovers.

A mediados de los años 70 se plantea una nueva posibilidad: el empleo de aterrizadores de tipo “penetrador”. Se trata de un concepto que surge como evolución de diferentes desarrollos misilísticos llevados a cabo desde la II Guerra Mundial. La idea consiste básicamente en hacer impactar de manera controlada un proyectil sobre la superficie del planeta, que penetre en la misma una cierta distancia (desde cm hasta algunos m) y despliegue un conjunto de instrumentos científicos.

El interés de este concepto es doble. Desde un punto de vista tecnológico, se simplifica enormemente el llamado Sistema de Entrada, Descenso y Aterrizaje, que en caso de un Rover implica generalmente complejos sistemas de protección térmica, guiado, paracaídas, unidades de medida inercial y altura, airbags y retrocohetes. El sistema de entrada de un penetrador se limita a una protección térmica y algún tipo de paracaídas de reducido tamaño cuyo objetivo es más el de estabilizar el proyectil en su descenso, que el de proporcionar un aterrizaje suave. Se trata además de aterrizadores sensiblemente más baratos y de menor masa, lo que permite pensar en lanzamientos masivos de penetradores para formar redes de estaciones científicas sobre el planeta. Desde un punto de vista científico, la capacidad de penetración bajo la superficie ofrece ventajas evidentes en estudios de sismología, búsqueda de vida en el subsuelo (protegida de la radiación UV) y, gracias a la posibilidad de establecer redes de penetradores, estudios meteorológicos a gran escala (incluso a escala planetaria).

La dificultad principal de este tipo de planteamiento radica en el tremendo choque que sufre el penetrador en su aterrizaje. Desde 1975 y hasta el momento presente, se han planteado 12 misiones de tipo penetrador fundamentalmente destinadas a la Luna y a Marte. Sólo 2 de ellas llegaron a lanzarse y ambas terminaron en fracaso (Mars-96: 2 penetradores rusos cuyo lanzador falló; DS-2: 2 penetradores a bordo de la Mars Polar Lander de la NASA, lanzados en 1999 sobre el planeta y con los que nunca pudo establecerse contacto). El resto de

misiones fueron canceladas generalmente por problemas técnicos o consideraciones económicas o estratégicas (a favor de otras misiones).

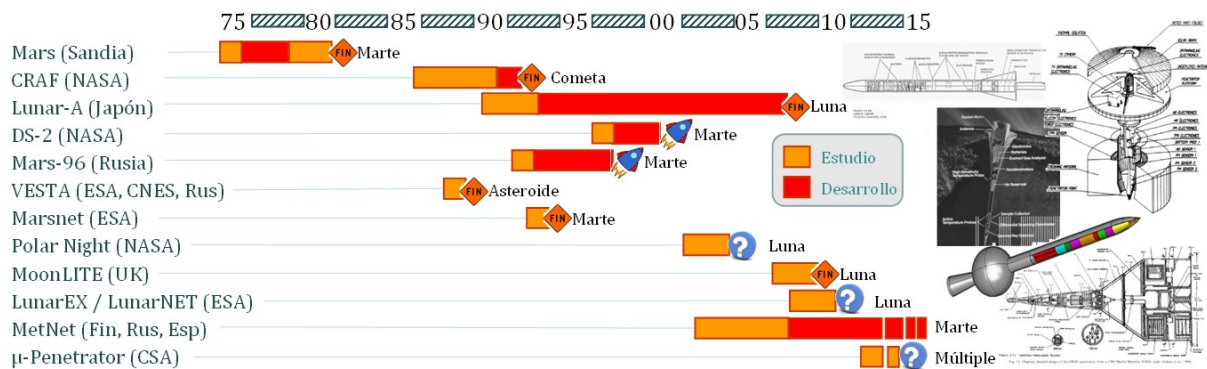


Figura. 1.1 Misiones de tipo penetrador planteadas o desarrolladas desde el origen de la idea hasta el presente

1.1 PROYECTO MEIGA-METNET.

Para entender el comportamiento y la dinámica de la atmósfera marciana, se necesita una gran variedad de observaciones simultáneas “in situ” en varios lugares de Marte con diferente orografía, terreno y altitud, abarcando todas las longitudes y latitudes. Esto permite la investigación de los fenómenos atmosféricos en la micro-escala, en la meso-escala y a gran escala, así como la caracterización de los patrones de circulación de la atmósfera y los ciclos climatológicos.

Una de las misiones planteadas internacionalmente y en un estado de madurez considerable, es la misión Mars MetNet. Se trata de una misión trilateral desarrollada por el Instituto Meteorológico Finlandés (FMI), la Agencia Espacial Rusa (Roscosmos) y el Instituto Nacional de Técnica Aeroespacial (INTA).



Figura. 1.2 Logotipo oficial de la misión MetNet

MetNet es una misión de observación in situ con un aterrizador marciano para el estudio científico de la atmósfera marciana la cual pretende desplegar un conjunto de penetradores sobre Marte. Se basa en un nuevo vehículo aterrizador semi-duro llamado

MetNet Lander (MNL; aterrizador MetNet). El MNL incluirá cargas útiles científicas versátiles centradas en el estudio del comportamiento de la atmósfera marciana.

Una caracterización detallada de los patrones de la circulación de la atmósfera marciana, los fenómenos de capa límite, los ciclos climatológicos y el estudio del interior del planeta, requiere medidas meteorológicas, sísmicas y magnéticas simultáneas in situ de un red de estaciones en la superficie marciana.

Dichos estudios requieren el desarrollo de medidas en el mismo instante de tiempo, pero en localizaciones muy diferentes. Por este motivo las redes de estaciones científicas han sido muy demandadas por un amplio sector de la comunidad científica internacional desde hace décadas, y las soluciones de tipo penetrador aparecen como las únicas capaces de satisfacer dicha demanda (por el coste de un gran Rover, puede construirse más de una decena de penetradores).

La misión Mars MetNet Precursora realiza estas tareas. Además de los aspectos científicos, esta misión proporcionará también un apoyo crucial a la seguridad de otras misiones de grandes aterrizadores en general y a misiones tripuladas a Marte en particular. Para garantizar el aterrizaje seguro de futuras misiones a Marte será esencial disponer de un conocimiento preciso de las condiciones atmosféricas y meteorológicas. Para algunas operaciones de misiones a Marte tripuladas, es necesario incluso disponer del pronóstico del tiempo. Para cumplir con estos aspectos relativos a operaciones específicas en misiones seguras, se requiere claramente disponer de una red de puestos de observación acompañada de medidas atmosféricas de objetos en órbita de Marte. La Misión Mars MetNet Precursora es justamente la herramienta necesaria tanto para elaborar la ciencia atmosférica de Marte como para reforzar los aspectos relativos a la seguridad de las misiones a Marte y otros aspectos operativos.

MetNet es un sistema de 25 kg de masa, con un subsistema EDL (Entry, Descent and Landing) de 12 kg, un cuerpo penetrador de 9 kg, y un conjunto de instrumental científico de 4 kg. Se alimenta mediante una combinación de paneles solares flexibles y baterías, y en el momento del impacto alcanza niveles de deceleración de hasta 2000 veces la aceleración de la gravedad terrestre. La comunicación con la Tierra se lleva a cabo mediante la repetición de datos a través de un orbitador. El tiempo estimado de vida de la misión es de un año marciano (aproximadamente 2 años terrestres). La carga útil científica incluye al menos (para una

primera misión “precursora”) diversas cámaras, acelerómetros, sensores de presión, humedad, temperatura, viento, campo magnético, irradiancia solar (espectrómetro) y polvo marciano.

De resultar exitosa, MetNet sería la primera misión en la historia de la carrera espacial en poner un penetrador sobre otro cuerpo del Sistema Solar.



Figura. 1.3 De izquierda a derecha: concepto EDL (Entry, Descent and Landing) en MetNet, diversas imágenes del hardware real, y diagrama de la estación meteorológica una vez desplegada

Dentro del programa MetNet, Rusia aporta la tecnología del penetrador y una de las posibilidades de transporte hasta Marte (en cualquier escenario de los actualmente barajados, MetNet viaja como carga secundaria en una misión mayor, ya sea rusa o europea). Finlandia (FMI) actúa como líder de la misión y aporta fundamentalmente la componente científica del proyecto, junto a 2 instrumentos (humedad y presión). España es el otro socio científico con la contribución del proyecto MEIGA-METNET.

La contribución de MEIGA a MetNet es doble: de estudios científicos y de desarrollo tecnológico en la forma de instrumentos científicos, siendo estos: un sensor magnético, un espectrómetro siendo este el motivo del presente trabajo y un sensor de polvo.



Figura. 1.4 Logotipo oficial del proyecto MEIGA-MetNet

1.2 SENSOR DE IRRADIANCIA SOLAR - SIS.

El Sensor de Irradiancia Solar (SIS), es un instrumento diseñado para sensar el espectro solar sobre la superficie de Marte en 12 bandas espectrales situadas entre el UV (200 nm) y el infrarrojo cercano (1200 nm).

Con el estudio de los datos obtenidos y sus variaciones temporales, se avanzará en el conocimiento de los siguientes objetivos científicos:

- La intensidad de la radiación ultravioleta.
- La correlación de la irradiancia solar con la temperatura, presión y vapor de agua en Marte.
- El ozono atmosférico en Marte.
- La opacidad de la atmósfera de Marte debida al polvo en suspensión y otros fenómenos atmosféricos.

El instrumento esta constituido por una unidad sensora inalámbrica MetSIS y un módulo optoelectrónico OWLS_SIS.

La unidad MetSIS integra 28 fotodetectores encargados de sensar el espectro, dos sensores de ángulo que permitirán determinar la inclinación del Sol con el fin de corregir la respuesta angular de los canales, y dos sensores de temperatura para establecer una correlación de la temperatura con los datos obtenidos y permitir compensar el efecto térmico sobre los fotodiodos.

Cada fotodetector está constituido por un fotodiodo de silicio (S1337-33BQ y S1337-66BQ, de Hamamatsu), un filtro interferencial, el cual transforma la responsividad propia del fotodiodo en otra específica correspondiente a la banda de estudio, y un elemento óptico reductor del campo de visión. Este último elemento tiene una doble función, por un lado, limita la luz de ángulos grandes ya que un problema que presentaron los filtros interferenciales es la aparición de nuevas bandas de transmisión cuando la luz incide con ángulos superiores a 30° o 50° y por otro lado, consigue que el campo de visión se reduzca a las necesidades previstas. Combinando la señal de dos canales iguales espectralmente pero con ángulos de aceptación diferentes se podrá distinguir entre la parte de la radiación solar directa y la radiación solar difusa debida a la dispersión de la atmósfera.

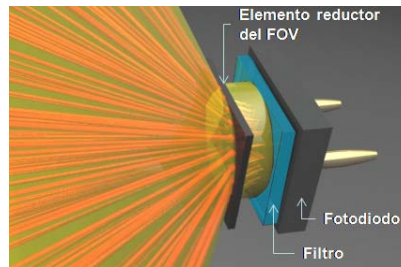


Figura. 1.5 Sensor Óptico, Fotodetector

Para mejorar el funcionamiento de los filtros interferenciales (reduciendo la señal de la zona de bloqueo), con el fin de optimizar los sensores de ultravioleta y visible, y evitar la acumulación de polvo en los agujeros del colimador, se han pegado unos vidrios Schott de color. Los fotodiodos que no requieren un vidrio Schott de color, llevan uno transparente para evitar la entrada de polvo en los colimadores.

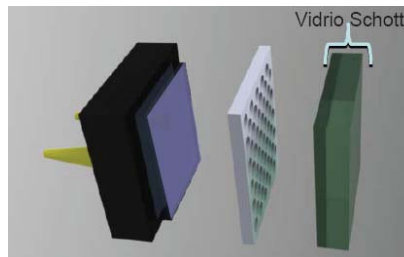


Figura. 1.6 Detalle montaje vidrio Schott

La siguiente tabla, presenta la distribución de canales ópticos y de temperatura, disponibles en el instrumento.

Tabla. 1.1 Distribución de los canales ópticos y de temperatura del SIS

SENSOR DE IRRADIANCIA SOLAR - CANALES					
CANAL	FILTRO	λ (nm)	VARIABLE A MEDIR	TIPO DE DISPOSITIVO	CAMPO DE VISIÓN (°)
1	No	190 – 1100	Referencia Luminosidad Total	S1337-33BQ	160
2	F7	315 – 400	UVA – Estrecho FOV	S1337-33BQ	30
3	F8	280 – 315	UVB – Estrecho FOV	S1337-66BQ	30
4	F9	200 – 280	UVC – Estrecho FOV	S1337-66BQ	30
5	F15	400 – 700	VIS – Estrecho FOV	S1337-33BQ	30
6	F7	315 – 400	UVA	S1337-33BQ	90
7	F8	280 – 315	UVB	S1337-66BQ	80

SENSOR DE IRRADIANCIA SOLAR - CANALES					
CANAL	FILTRO	λ (nm)	VARIABLE A MEDIR	TIPO DE DISPOSITIVO	CAMPO DE VISIÓN (°)
8	F9	200 – 280	UBC	S1337-66BQ	60
9	F10	200 – 310	Banda de Hartley – O3	S1337-33BQ	60
10	F11	300 – 345	Banda de Huggins – O3	S1337-66BQ	80
11	F12	440	Densidad óptica sensible al polvo	S1337-66BQ	80
12	F13	600	Densidad óptica sensible al polvo	S1337-66BQ	80
13	F14	700 – 1100	IR	S1337-33BQ	100
14	F15	400 - 700	VIS	S1337-33BQ	100
15	F16	245 – 290	UV MRO	S1337-66BQ	60
16	Opaco	---	Corriente de oscuridad	S1337-66BQ	---
29	No	320 - 1100	Sensor de ángulo	S3096-02	160
30	No	320 - 1100	Sensor de ángulo	S3096-02	160
31	--	--	Temperatura	PT1000	--
32	--	--	Temperatura	PT1000	--
17,19,23,25	F12	440	Densidad óptica sensible al polvo	S1337-66BQ	90
18,20,26,27	F5	930 – 950	H ₂ O	S1337-66BQ	90
21,22,24,28	F15	400 - 700	VIS	S1337-66BQ	90

Un aspecto importante a destacar y que permitirá un hito tecnológico muy relevante, es que, debido a la ubicación del instrumento en lo alto de un mástil y siendo insuficiente el espacio que queda libre en su interior para albergar otros cables que no sean los de alimentación, la unidad MetSIS esta dotada de un puerto de comunicación óptica, con el fin de que el intercambio de datos con plataforma sea mediante un bus óptico inalámbrico. Por lo tanto, el módulo OWLS_SIS será el encargado de transformar la información transmitida desde MetSIS en forma de luz, en señal, para que pueda ser interpretada por el ordenador central y viceversa.

A su vez, las principales características que hacen que el instrumento sea único e innovador en su sector son:

- Miniaturización, con un peso máximo de 130 g.

- Bajo consumo, el instrumento ha de funcionar con un máximo de 0.70 W.
- Alta funcionalidad.
- Funcionamiento en un rango de temperatura de +40°C a -120°C.
- Robustez frente al impacto en el aterrizaje, el instrumento es capaz de soportar un impacto de 500g@15ms (“Half Sine Shock”).
- Inalámbrico, debe ser capaz de funcionar en presencia de gran cantidad de polvo, debido a las fuertes tormentas de viento. La distancia entre la unidad MetSIS y el módulo OWLS_SIS es de 54 cm.
- Autónomo. Debido a los limitados recursos de computación y comunicaciones con Tierra, el instrumento incluye un procesador integrado que le permite operar con cierta autonomía, almacenar temporalmente datos, etc.
- La necesidad de dotar al instrumento de un bus de comunicaciones ópticas, en un entorno tan agresivo como el de Marte.
- Utilización de componentes comerciales (COTS).
- Instrumento “RadHard”.

1.3 OBJETIVO DEL PROYECTO

El objetivo del presente trabajo es calificar el Sensor de Irradiancia Solar inalámbrico “SIS” desarrollado en el proyecto “Desarrollo de un Sensor de Irradiancia Solar para una Misión a Marte”, con el fin de garantizar el cumplimiento de los requisitos impuesto por la misión.

Destacar que se han integrado componentes COTS en el instrumento, los cuales han debido ser testados en radiación y baja temperatura (esto último también aplicable al resto de componentes) para poder ser integrados en el instrumento, durante la calificación del instrumento será necesario validar su uso.

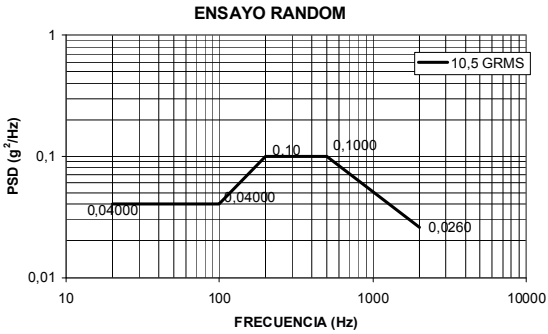
Otro gran hito tecnológico del instrumento y que será necesario validar en la calificación es el canal óptico de comunicación implementado entre la unidad MetSIS y el

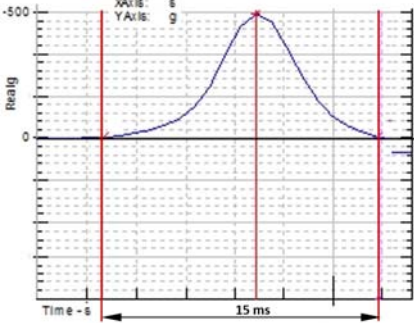
módulo OWLS_SIS, lo cual permitirá demostrar la validez de esta tecnología hasta ahora prácticamente inusual en el sector espacial.

1.4 REQUISITOS DEL INSTRUMENTO.

La siguiente tabla describe los requisitos de diseño del instrumento presentados en el proyecto “Desarrollo de un Sensor de Irradiancia Solar para una Misión a Marte”, los cuales serán necesario validar durante la calificación del instrumento:

Tabla. 1.2 Requisitos de diseño.

REF. REQUISITO	DESCRIPCIÓN
SIS-REQ-01	La comunicación entre el SIS y el OBC será mediante un protocolo basado en 8 bits de datos, más 1 bit de inicio, más 1 bit de paridad y 1 de stop. La velocidad de transmisión máxima será 115.2 kbps. El instrumento debe cumplir el protocolo presentado en el capítulo II, será capaz de interpretar los comandos y generar las Telemidas detalladas en dicho capítulo.
SIS-REQ-02	El peso máximo del instrumento: 130 g.
SIS-REQ-03	La potencia máxima disipada por el instrumento: < 700 mW.
SIS-REQ-04	Autonomía: Debido a los limitados recursos de computación y comunicaciones con Tierra, el instrumento ha de incluir un pequeño procesador integrado que le permita operar con cierta autonomía, almacenar temporalmente datos, etc.
SIS-REQ-05	Los componentes deberán ser capaces de soportar un nivel de radiación de 10 Krads.
SIS-REQ-06	Todos los componentes con encapsulado de plástico (PEMs) deberán pasar un proceso de calificación y screening.
SIS-REQ-07	Enlace óptico de 54 cm de distancia.
SIS-REQ-08	<p>Test de Vibración: <u>Barrido Sinusoidal</u> Barrido de 5Hz a 2000 Hz, a 2 Oct/ min y 0.5 g para cada eje.</p> <p><u>Vibración Seno</u> Barrido de 5Hz a 2000 Hz, a 2 Oct/ min y 1.5 g para cada eje.</p> <p><u>Vibración Random</u></p>  <p>ENSAYO RANDOM</p> <p>PSD (g²/Hz)</p> <p>FRECUENCIA (Hz)</p> <p>10,5 GRMS</p> <p>0,04000 0,10 0,1000 0,0260</p>
SIS-REQ-09	Temperatura de operación: -75 °C a +40°C. Temperatura de supervivencia: -135°C a + 70°C.

REF. REQUISITO	DESCRIPCIÓN
SIS-REQ-10	Test de vacío Térmico: <ul style="list-style-type: none"> • Rango de temperatura: -55 °C a 70°C. • 6 ciclos. • Tiempo de espera en las temperaturas extremo de 2 horas. • $\Delta T / dt \leq 3 \text{ °C} / \text{min}$.
SIS-REQ-11	Test de ciclado Térmico: <ul style="list-style-type: none"> • Rango de temperatura: -90 °C a 70°C. • 6 ciclos. • $\Delta T / dt \leq 3 \text{ °C} / \text{min}$.
SIS-REQ-12	Test de choque: El instrumento deberá soportar un impacto en el aterrizaje con un perfil de choque semi-sinusoidal (media onda) de 15 ms de duración y con un pico máximo de aceleración de 500 g. 
SIS-REQ-13	Test de DHMR: Limpieza con agua estéril y calor seco en 111 °C durante 50 h, o en 125 °C durante 6 h.

1.5 METODOLOGIA Y PLAN DE TRABAJO.

A continuación se detallan las fases de desarrollo del proyecto. Como origen de tiempos se ha considerado un T_0 a finales del mes de septiembre.

Destacar que la mayor parte de los test eléctricos realizados sobre el instrumento se han realizado durante el montaje de las tarjetas electrónicas, ya que lo más prudente es ir montando cada tarjeta por etapas, con lo cual antes de pasar al montaje de la siguiente etapa está ha tenido que ser validada mediante un test eléctrico “reducido”, el cual garantiza el buen funcionamiento de la etapa montada.

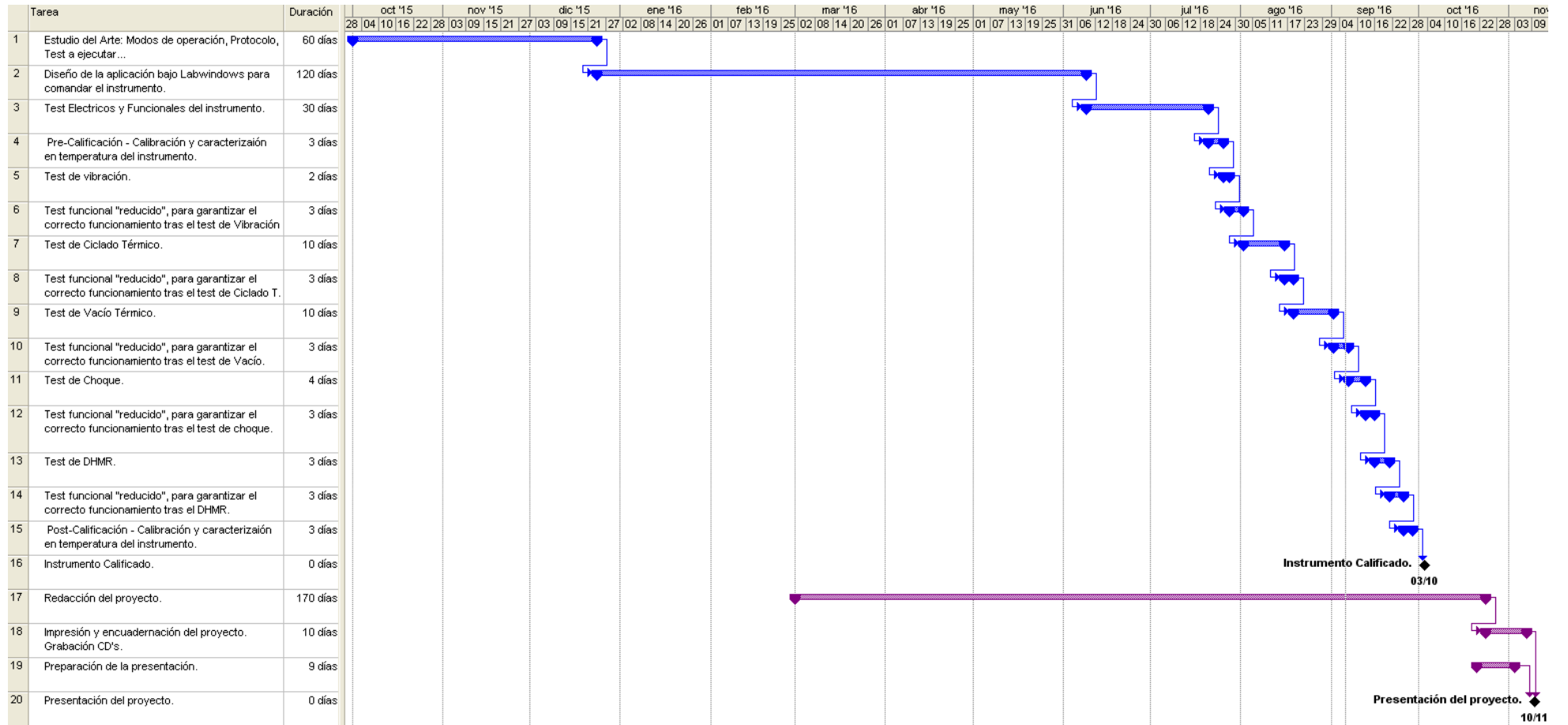


Figura. 1.7 Planificación

1.6 ESTRUCTURA DE LA MEMORIA DEL PROYECTO.

El siguiente trabajo se ha estructurado en los siguientes apartados:

Resumen.

Este apartado contiene un breve resumen del proyecto.

Abstract.

Este apartado contiene un breve resumen del proyecto en inglés.

Resumen Extendido.

Este apartado contiene un resumen más detallado del proyecto.

Memoria del proyecto.

La memoria del proyecto se ha estructurado en los siguientes capítulos:

Capítulo I. Introducción.

Este capítulo presenta un resumen del estado del arte de las misiones de tipo penetrador y la presentación de la misión MEIGA-METNET, junto con una breve descripción de las principales características del Sensor de Irradiancia Solar.

A su vez, describe los requisitos de diseño a chequear para la calificación del instrumento.

Para terminar presenta la planificación del presente trabajo.

Capítulo II. Protocolo y modos de Operación:

Este capítulo describe el interfaz de comunicación entre el ordenador de a bordo de la plataforma y el instrumento.

En las diferentes tablas, se puede observar la descripción de los Comandos utilizados para comandar el instrumento y las Telemedidas obtenidas del mismo.

Para finalizar presenta los modos de funcionamiento implementados.

Capítulo III. Aplicación de Usuario:

Este capítulo presenta la aplicación de usuario utilizada para comandar el instrumento durante los test de calificación.

Capítulo IV. Verificación Requisitos de Diseño, Test Eléctricos y Funcionales.

Este capítulo presenta la verificación de los requisitos de diseño, los test eléctricos y funcionales realizados sobre el instrumento con el fin de chequear el correcto funcionamiento del mismo. Una vez concluida, el instrumento estará listo para ser calificado.

Capítulo V. Calificación del instrumento.

Este capítulo presenta uno de los principales hitos del proyecto que es la Calificación del Sensor de Irradiancia Solar frente a los requisitos impuestos por la misión al planeta Marte.

Capítulo VI. Manual de Usuario.

Este apartado presenta el manual de usuario “Datasheet” del instrumento, el cual refleja las características más importantes del mismo.

Capítulo VII. Conclusiones y trabajos futuros.

Este capítulo presenta las conclusiones finales y el camino que se está siguiendo en lo que se refiere a futuros trabajos no solo en el ámbito espacial sino también en un posible uso a nivel doméstico.

Bibliografía.

Este apartado indica el conjunto de referencias utilizadas como citas y otros materiales de consulta.



Capítulo II

Protocolo y Modos de Operación

Este capítulo describe el interfaz de comunicación entre el ordenador de a bordo de la plataforma (OBC) y el instrumento (SIS).

Presenta la utilización e implementación de los servicios usados para comandar el instrumento, con el fin de obtener las medidas adquiridas por los canales seleccionados. Durante los test funcionales, es necesario chequear la interpretación de cada uno de los Comandos recibidos y las Telemetrías generadas por el instrumento con el fin de validar el protocolo de comunicación implementado.

Para finalizar se presentan los dos modos de funcionamiento implementados en el instrumento.

2.1 CAPA FÍSICA.

La comunicación entre el OBC y el instrumento está basada en una comunicación Full-Duplex (aunque el protocolo se define como Half-Duplex) a través de un puerto serie asíncrono con una capa física según el estándar RS-422.

El estándar RS422 trabaja con señales diferenciales y surgió con la necesidad de ampliar la capacidad de comunicación del estándar RS232 en aspectos como la velocidad de transmisión, inmunidad al ruido, longitud de conexión, y conexiones multipunto. La transmisión en modo diferencial presenta como ventaja principal su inmunidad al ruido electromagnético, ruido en modo común. A su vez también presentan capacidades de conducción mayores, lo que permitirá longitudes de línea mayores.

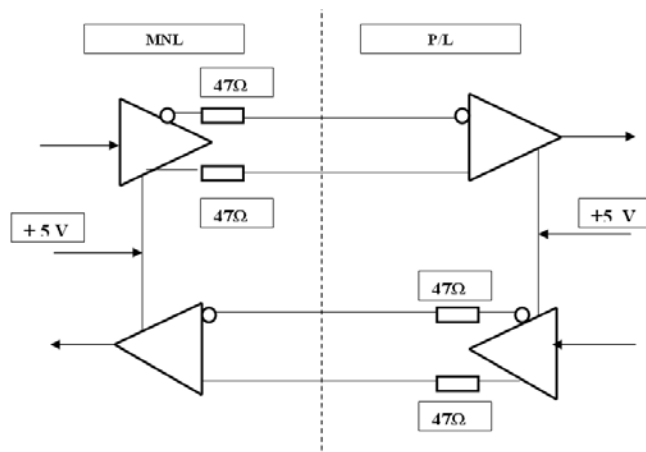


Figura. 2.1 Capa Física

La velocidad de transmisión de datos “Data rate” es de 57.6 kbps con ± 1 de tolerancia.

2.2 TIPO DE ENLACE.

El intercambio de información esta orientada a caracteres, es decir, los datos se transmiten enviándolos carácter a carácter.

Cuando no se transmite ningún carácter, la línea estará en estado de reposo. La definición de reposo es equivalente al elemento de señalización correspondiente a un 1 lógico.

El formato de un carácter implementado, se puede observar en la siguiente figura.

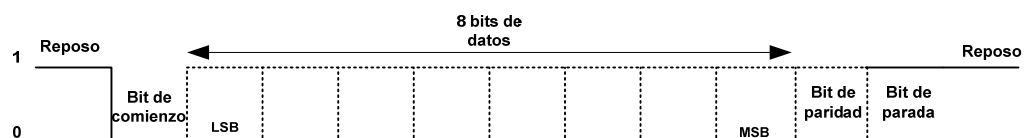


Figura. 2.2 Formato de un carácter

El primer bit de cada carácter se denomina bit de comienzo o inicio (1 bit), que alerta al receptor de la llegada del carácter, este corresponderá a un 0 lógico.

A continuación se transmitirán los 8 bits de datos, comenzando por el bit menos significativo (Little-Endian).

Tras los 8 bits de datos, el siguiente bit es el denominado bit de paridad. El bit de paridad se determina en el emisor, de tal manera que el número de unos dentro del carácter, incluyendo el bit de paridad y según el criterio elegido, sea par.

Por último, está el denominado bit de parada o fin (1 bit), que corresponderá a un 1 lógico, e indicará el final del carácter.

2.3 ESTRUCTURA DE PAQUETE.

La comunicación de la información entre el OBC y el instrumento, se realizará por medio de paquetes de caracteres, existirán tres tipos de paquetes:

- Paquetes de Comandos. Utilizados para comandar el instrumento con el fin de que ejecute una acción determinada.
- Paquetes de Datos. Transmitidos desde el instrumento, estos contienen información referente a las medidas obtenidas de los diferentes canales y las configuraciones utilizadas durante las mismas.
- “Handshaking”. Paquete utilizado por parte del instrumento para confirmar la recepción de un comando.

Cada paquete esta constituido por 4 campos.

CAMPO: PRIMERO		SEGUNDO	TERCERO	CUARTO
CABECERA		LONGITUD	COMANDO/DATOS	CHECKSUM
SINCRONISMO	IDENTIFICADOR			
4 Bit	4 Bit			
1 Byte		1 Byte	1 a 254 Bytes	1 Byte

Figura. 2.3 Estructura de paquete

- Cabecera (primer campo): La cabecera esta compuesta por 1 Byte, de los cuales los cuatro de mayor peso están destinados al sincronismo (“1010”) y los cuatro de menos peso al identificador. Ambos forman el Byte identificador del instrumento, 0xA5, cualquier paquete de datos que no comience por este identificador, será descartado por el instrumento.
- Longitud (segundo campo): Este campo indica el número de Bytes incluidos en los campos 3 y 4. Su tamaño será de 1 Byte.
- Comandos/Datos (tercer campo): Este campo contiene los Bytes de un paquete de Comando, o de un paquete de datos. Su tamaño podrá oscilar de 1 a 254 Bytes.
- Cheksum, CHK (cuarto campo): Este campo tiene como propósito principal detectar cambios accidentales en la secuencia de datos para proteger la integridad de los mismos, verificando que no haya discrepancias entre el valor transmitido por el emisor y el valor calculado por el receptor. El valor de este campo, será el resultado de hacer la XOR de todos los bytes del campo 3. Su tamaño será de 1 Byte.

2.3.1 RESTRICCIONES PARTICULARES.

Antes de comenzar con las restricciones particulares, cabe señalar que el usuario podrá programar el instrumento en dos modos de funcionamiento:

- Modo inmediato: En este modo el instrumento en primer lugar será configurado (CMD_CONFIG_MEAS), a continuación se le enviará un comando de inicio de adquisición (CMD_START_ACQ) para que comience a tomar datos y una vez terminada dicha adquisición el instrumento permanecerá a la espera hasta recibir un comando de solicitud de envío de datos (CMD_SEND_PKT). Como respuesta, el SIS enviará paquetes en forma de “DATA_PKT”.
- Modo periódico ó basado en memoria: En este modo el instrumento en primer lugar será configurado (CMD_CONFIG_MEAS). Una vez recibido el comando de inicio de adquisición (CMD_START_ACQ) se comportará de

manera autónoma e irá adquiriendo y almacenando todos los datos en su memoria interna, hasta completar la memoria (en tal caso el instrumento permanecerá a la espera hasta recibir un comando de solicitud de envío de datos) ó hasta recibir un comando de solicitud de envío de datos. En ambos casos antes de terminar su activación, el OBC comandará al instrumento para realizar un volcado de todos los datos almacenados en memoria, para esto, el OBC, enviará tantos “CMD_SEND_PKT” como sean necesarios, hasta descargar toda la información. Como respuesta el SIS enviara paquetes completos de 254 Bytes en forma de “DATA_PKT”.

A continuación se describen las restricciones particulares del instrumento:

1.- El OBC siempre será el encargado de iniciar cualquier comunicación con el instrumento, tras reconocer el instrumento el comando, este deberá enviar un comando dedicado confirmando la recepción del comando, denominado ACK packet.

2.- El identificador del instrumento es 0xA5, cualquier comando que comience por otro identificador, no será interpretado por el instrumento.

3.- Como requisito se define un tiempo máximo de 1 ms entre dos caracteres consecutivos de un paquete, en caso de exceder este tiempo, el instrumento desechará todos los Bytes recibidos hasta el momento, y pasará a estado de reposo a la espera de recibir un nuevo comando.

4.- Generación del CHK por parte del SIS: El instrumento generará de acuerdo al protocolo el CHK de todos los paquetes de datos enviados al OBC.

5.- Verificación del CHK por parte del SIS: El instrumento chequeará que el CHK de todos los comandos recibidos es correcto.

6.- Verificación del CHK por parte del OBC, en los paquetes de configuración o datos. Dependiendo el modo en el cual este programado el SIS:

- Modo inmediato: Cuando se opera en este modo, si el OBC detecta un CHK del paquete de datos recibido incorrecto, el OBC enviará una nueva solicitud (por medio del comando “CMD_SEND_PKT_PREVIOUS”). Si el CHK vuelve a ser incorrecto, este continuará interrogando al instrumento hasta un total de 20 veces. Si tras la última solicitud enviada, el CHK del dato recibido

por el OBC es incorrecto, este lo almacenará y continuará con las operaciones pre-programadas, la unidad no debe apagarse. Posteriormente la información será analizada en tierra donde será más fácil detectar el problema, realizando comparaciones con otros datos obtenidos.

- **Modo periódico:** En el caso que el OBC reciba un CHK incorrecto, el OBC deberá ejecutar una segunda solicitud por medio del comando “CMD_SEND_PKT_PREVIOUS”, el SIS repetirá el envío del mismo comando. El OBC preguntará un máximo de 20 veces que el SIS le envíe los datos a partir de una posición de memoria. Si después de 20 veces, el CHK sigue siendo incorrecto, el OBC apagará la unidad. En este caso, se descargarán a tierra todos los datos correctos enviados desde el SIS hasta que se produjo el error. El OBC incluirá en su Telemetría un mensaje advirtiendo del error detectado.

7.- Verificación de la paridad por parte del SIS: Dada la limitación de los registros internos de la FPGA, el instrumento no verificará que la paridad recibida es correcta.

8.- Verificación de la paridad por parte del OBC: Tanto en el modo de funcionamiento inmediato, como en el modo periódico, en caso que el OBC detecte un error de paridad en cualquiera de los caracteres recibidos en un paquete, deberá esperar hasta que haya recibido todo el paquete completo, a continuación solicitará de nuevo el mismo paquete utilizando el comando “CMD_SEND_PKT_PREVIOUS”, dependiendo del modo de funcionamiento del instrumento, el OBC realizará un número máximo de intentos, para el modo 0, realizará como máximo 20 intentos y 50 para el modo 1.

Superado el número máximo de intentos, si el paquete sigue siendo incorrecto, se cancelará la activación y se apagará el instrumento, los datos originados en dicha activación no se descargarán a tierra.

9.- Si en respuesta a un comando enviado por parte del OBC, este no recibe un ACK, o recibe un ACK incorrecto, dependiendo del modo de funcionamiento del instrumento, sucederá una de las siguientes situaciones:

- **Modo inmediato – Modo periódico:** Si el OBC no recibe el ACK o el ACK recibido es incorrecto tras el envío de un comando de configuración, inicio de adquisición o test (CMD_CONFIG_MEAS, CMD_START_ACQ,

CMD_CHECK_CTRL), este deberá volver a enviar el mismo comando. El OBC repetirá el comando un máximo de 20 veces, si trascurrido el número máximo de intentos el problema persiste el OBC realizará un apagado-encendido de la unidad, este reset lo realizará como máximo 2 veces (en total, como máximo se realizará 3 activaciones de la unidad, incluyendo la primera). Si después del tercer intento, el instrumento sigue sin enviar un ACK correcto, se dará por finalizada la activación. En este caso, el OBC deberá incluir un mensaje de error, informando que no se ha realizado la activación programada, este mensaje debería incluir la hora UTC correspondiente a la pérdida de la activación.

- **Modo inmediato – Modo periódico:** Si el OBC no recibe un ACK, o el ACK recibido es incorrecto tras la petición de un paquete de datos por medio del comando CMD_SEND_PKT, este deberá solicitar de nuevo el paquete, mediante el comando CMD_SEND_PKT_PREVIOUS.

Después de enviar un CMD_SEND_PKT_PREVIOUS:

Modo inmediato – Modo periódico: Si el error ocurrió en el primer CMD_SEND_PKT, el OBC podría recibir:

- El ACK de un CMD_SEND_PKT_PREVIOUS y a continuación el paquete de configuración, en este caso, el instrumento continuaría con su funcionamiento normal según el modo de funcionamiento programado.
- El ACK del CMD_SEND_PKT_PREVIOUS. Esto implicaría que el SIS, no ha recibido el comando CMD_SEND_PKT, por lo tanto el OBC deberá enviar un CMD_SEND_PKT de nuevo. A continuación, el instrumento debería continuar con su funcionamiento normal según el modo de funcionamiento programado.

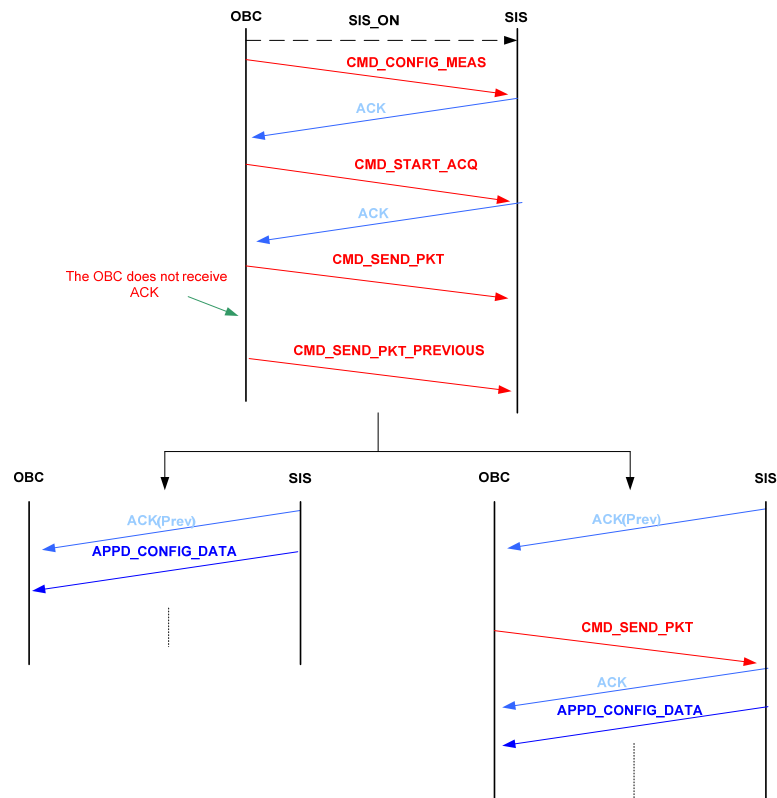


Figura. 2.4 Modo inmediato, error de ACK en el primer `CMD_SEND_PKT`

Modo inmediato: Si el error ocurrió a partir del segundo o sucesivos `CMD_SEND_PKT`, el OBC podría recibir:

- El `ACK` de un `CMD_SEND_PKT_PREVIOUS` y a continuación el paquete de medida solicitado, en este caso, el instrumento continuaría con su funcionamiento normal según el modo de funcionamiento programado.
- El `ACK` del `CMD_SEND_PKT_PREVIOUS` y a continuación el paquete de configuración. Esto implicaría que el SIS, no ha recibido el comando `CMD_SEND_PKT`, por lo tanto el OBC deberá enviar un `CMD_SEND_PKT` de nuevo. A continuación, el instrumento debería funcionar normalmente según el modo de funcionamiento programado.

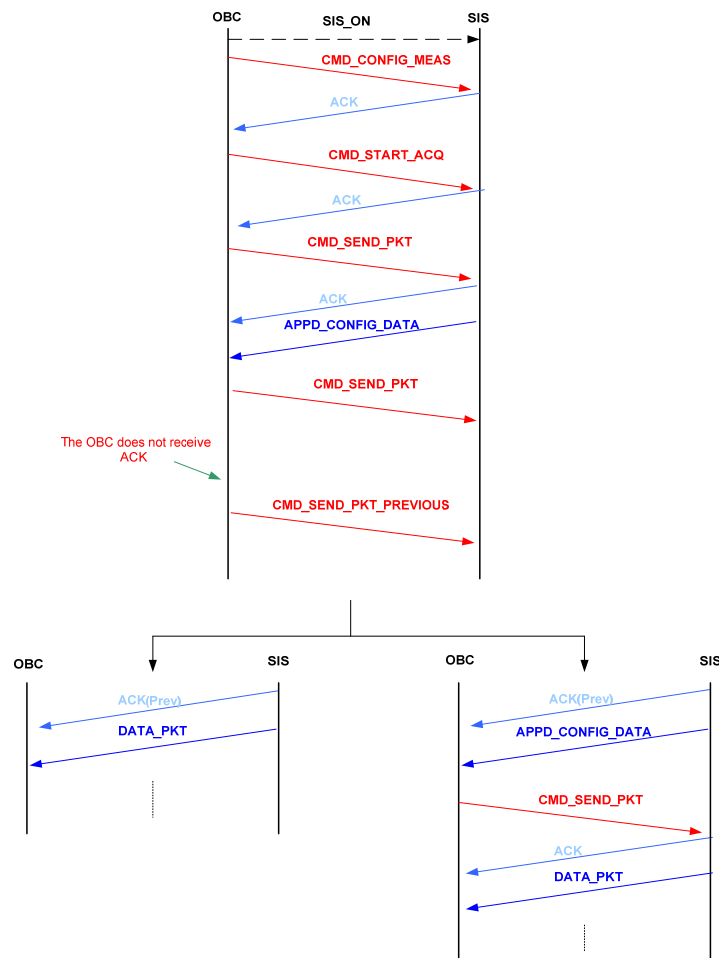


Figura. 2.5 Modo inmediato, error de ACK en el segundo `CMD_SEND_PKT`

En ambos casos, El OBC repetirá el comando un máximo de 20 veces, si trascurrido el número máximo de intentos el problema persiste el OBC realizará un apagado-encendido de la unidad, este reset lo realizará como máximo 2 veces (en total, como máximo se realizará 3 activaciones de la unidad, incluyendo la primera). Si después del tercer intento, el instrumento sigue sin enviar un ACK correcto, se dará por finalizada la activación. En este caso, el OBC deberá incluir un mensaje de error, informando que no se ha realizado la activación programada, este mensaje debería incluir la hora UTC correspondiente a la pérdida de la activación.

Modo periódico: Si el OBC no recibe un ACK, o el ACK recibido es incorrecto tras la petición del segundo o sucesivos, tras enviar un `CMD_SEND_PKT_PREVIOUS`, el OBC podría recibir:

- El ACK de un CMD_SEND_PKT_PREVIOUS y a continuación el paquete de medida solicitado, en este caso, el instrumento continuaría con la descarga de de los paquetes con los datos de medida.
- El ACK de un CMD_SEND_PKT_PREVIOUS, y a continuación el paquete solicitado anteriormente (Configuración ó medida). Esto implicaría que el SIS no recibió el comando CMD_SEND_PKT, por lo tanto el OBC deberá enviar un CMD_SEND_PKT de nuevo. Por lo tanto cuando se analicen los datos descargados, se detectarán paquetes duplicados, esto no es un problema, ya que estos paquetes pueden ser eliminados en tierra, por lo tanto el instrumento puede continuar con la descarga de datos.

10.- El OBC tras enviar un CMD_SEND_PKT, deberá respetar un tiempo de espera antes de volver a enviar cualquier otro comando, este tiempo viene determinado por la siguiente fórmula:

$$T_{Espera_Send} = n^{\circ} \text{Canales a medir} \cdot T_{M-Canal} \quad \langle \text{Ec.2.1} \rangle$$

$$T_{M-Canal} = 175ms + (22\mu s \cdot N^{\circ} \text{Muestras a Promediar}) \quad \langle \text{Ec.2.2} \rangle$$

11.- El OBC tras enviar un CMD_CHECK_CTRL, deberá respetar un tiempo de espera antes de volver a enviar cualquier otro comando, este tiempo viene determinado por la siguiente fórmula:

$$T_{Espera_Ctrl} = 6 \cdot T_{M-Canal} \quad \langle \text{Ec.2.3} \rangle$$

$$T_{M-Canal} = 175ms + (22\mu s \cdot N^{\circ} \text{Muestras a Promediar}) \quad \langle \text{Ec.2.4} \rangle$$

Una vez fijado el ciclograma de funcionamiento de la unidad, por lo tanto definido el modo de funcionamiento del instrumento en cada caso, así como todos los parámetros configurables del mismo, como por ejemplo el número de muestras a promediar, tanto T_{Espera_Send} , como T_{Espera_Ctrl} , serán valores fijos definidos por parte del instrumento.

12.- Si el OBC detecta un “time-out” entre dos caracteres recibidos (enviados por el instrumento):

- Si el comando enviado por el OBC fue un CMD_CONFIG_MEAS, un CMD_START_ACQ o un CMD_CHECK_CTR, el OBC deberá repetir otra vez el envío del comando, con un máximo de 20 intentos.
- Si el comando enviado por el OBC fue un CMD_SEND_PKT o un CMD_SEND_PKT_PREVIOUS, el OBC deberá enviar un CMD_SEND_PKT_PREVIOUS, como máximo este será reenviado 20 veces.

En ambos casos, si el problema persiste, se finalizará la activación. En este caso, el OBC deberá incluir un mensaje de error, informando que no se ha realizado la activación programada, este mensaje debería incluir la hora UTC correspondiente a la pérdida de la activación.

Debido a algunas limitaciones especiales impuestas por el hecho de tener un instrumento inalámbrico, en el cual la conversión luz-señal y viceversa es realizada sin ningún procesamiento o modulación adicional, se tendrán en cuenta los siguientes requisitos:

13.- Durante el tiempo de transmisión más un tiempo adicional t_1 , tanto el OBC como el instrumento (SIS) deberán desechar cualquier dato recibido en sus líneas de recepción. De lo contrario, estarán recibiendo a la par un eco distorsionado de su propia transmisión.

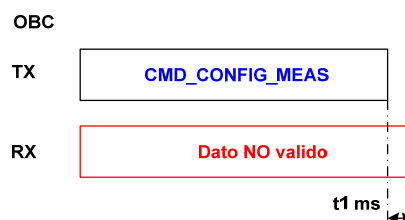


Figura. 2.6 Tiempo de retardo después de TX

El valor de t_1 estará comprendido entre: $7ms \leq t_1 \leq 7.8ms$. Se ha implementado un tiempo de 7 ms en el instrumento.

14.- Dado la proximidad entre emisor y receptor del módulo optoelectrónico tanto del SIS, como del OBC, para evitar la saturación de los receptores con su propia señal de transmisión y garantizar que estos estén listos para la recepción de un dato después de una transmisión, será necesario dejar un tiempo t_2 entre cualquier recepción de un paquete completo y una transmisión posterior.

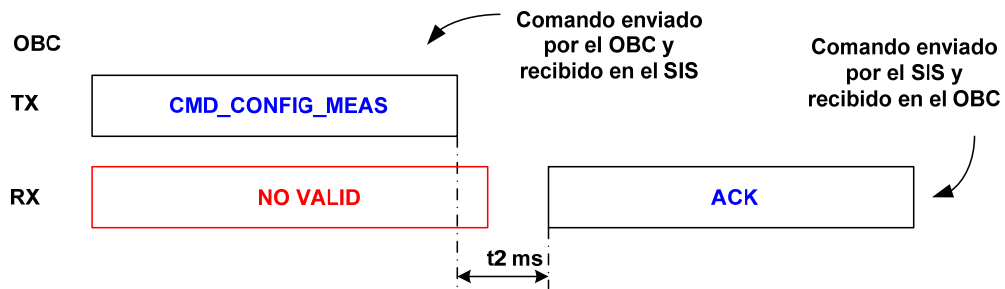


Figura. 2.7 Tiempo de retardo entre TX-RX y RX-TX

El valor de t_2 estará comprendido entre: $8ms \leq t_2 \leq 10ms$. Se ha implementado un tiempo de 8 ms en el instrumento.

15.- Para limitar el ciclo de trabajo de las señales a transmitir, el SIS implementa un espacio de 600 μs entre dos caracteres consecutivos. De la misma manera, para limitar el ciclo de trabajo de las transmisiones del OBC sin condicionar los tiempos del puerto serie de la unidad, un carácter “Dummy” con un valor 0xFF (indica que no hay transmisión de luz en el enlace OWLS) se ha introducido entre dos caracteres consecutivos de todos los comandos.

Es preciso señalar que todas estas precauciones están orientadas a simplificar el diseño del módulo OWLS (con el fin de reducir el tamaño y el consumo de energía del mismo), manteniendo una cierta robustez frente a los efectos de la deposición de polvo sobre los receptores ópticos, que reducirá gradualmente la eficiencia óptica del mismo. A su vez, también contribuyen a facilitar el bloqueo de la señal de continua (ambiente), debido a la exposición directa al sol en Marte.

Finalmente, se solicitará al OBC que inserte una cabecera en cualquier paquete de telemetría referida a una activación del instrumento indicando que si durante la activación se ha producido un error de paridad, CHK, time-out o ACK.

Destacar que dado a los diferentes reenvíos que han sido definidos, podría suceder que una activación que normalmente dura un tiempo T pasará a durar $T + T'$ (siendo T' el tiempo debido a los posibles reenvíos producidos). El OBC deberá tener en cuenta esta situación a nivel de sistema tanto para el cálculo de potencia como de la definición del ciclograma de los diferentes instrumentos. Por lo tanto este deberá definir un tiempo máximo de activación, superado este tiempo el instrumento será apagado.

2.4 PAQUETES DE COMANDOS

Dada la peculiaridad de la misión, no se podrá hablar de TeleComandos, es decir, no se podrán enviar Telecomandos desde tierra con el fin de comandar el instrumento, sino, que será necesario definir un ciclograma de funcionamiento mediante Comandos, enviados desde el OBC al instrumento.

Existen 4 tipos de comandos cuyo propósito principal será:

- Configurar el instrumento de acuerdo a los diferentes modos de operación.
- Comandar la adquisición y el envío de datos.
- Comandar la ejecución de una serie de rutinas de test internas.
- Enviar un comando de notificación de apagado del instrumento, este se enviará 1 segundo antes del apagado por parte del OBC.

A continuación se procede a describir los diferentes paquetes de comandos.

2.4.1 *CMD_CONFIG_MEAS.*

Este comando configura el modo de funcionamiento del instrumento, el cual ejecutará una adquisición de los canales seleccionados, en el modo de funcionamiento establecido.

Después de recibir este comando, el instrumento permanecerá a la espera de recibir el comando `CMD_START_ACQ`, este comando es el que ordena al instrumento la adquisición de la medida.

Este comando incluye un campo denominado "PERIOD", el cual define el periodo de adquisición de la medida y por lo tanto el modo de funcionamiento del mismo:

- Si el periodo es igual a 0, el instrumento realizará una adquisición de los canales configurados, después permanecerá a la espera de recibir la solicitud de enviar los datos (`CMD_SEND_PKT`). Será necesario enviar dos `CMD_SEND_PKT`, como respuesta al primero, el instrumento enviara la información correspondiente a la configuración interna a la cual se ha realizado la medida. Como respuesta al segundo, el instrumento enviara la

información correspondiente a la adquisición. Tras esto, automáticamente el instrumento realizará una segunda adquisición (la primera respuesta siempre corresponderá con la configuración a la cual se realizó la medida, mientras que la segunda corresponderá con la medida realizada).

- Si el periodo es distinto de 0, en este caso, el instrumento comenzará una adquisición periódica de los canales seleccionados de acuerdo a configuración establecida. En este caso, el SIS, no esperará recibir una solicitud de información entre dos medidas consecutivas, sino que irá almacenando toda la información en su memoria interna (el instrumento dispone de una memoria interna SRAM de 128 KB, controlada por la FPGA) hasta que esta se llene o hasta que el instrumento reciba una solicitud de enviar datos (CMD_SEND_PKT).

Tabla. 2.1 Comando – CMD_CONFIG_MEAS

COMANDO: CMD_CONFIG_MEAS				
BYTE	VALOR	NEMONICO	DESCRIPCION	RANGO
0	0xA5	DIR	"1010" & DIRECCION	
1	0x13(=19)	LENGTH	LONGITUD DEL PAQUETE EN BYTES	
2	0x01	CMD_SET_MEAS_ID	IDENTIFICADOR DE COMANDO	
3	0xFF	LINK_OWLS	LINK OWLS	
4		MEAS_SAMPLES_TO_AVG	NUMERO DE MUESTRAS A PROMEDIAR SAMPLES_TO_AVERAGE = 2 ^{CAL_N_DATA}	0-10
5	0xFF	LINK_OWLS	LINK OWLS	
6		MEAS_PER	PERIODO DE MEDIDA BYTE MAS SIGNIFICATIVO	<u>Byte 6&8:</u> 0-65535 (*10 msec) Nota 1
7	0xFF	LINK_OWLS	LINK OWLS	
8		MEAS_PER	PERIODO DE MEDIDA BYTE MENOS SIGNIFICATIVO	<u>Byte 6&8:</u> 0-65535 (*10 msec) Nota 2
9	0xFF	LINK_OWLS	LINK OWLS	
10		MEAS_CHTOP_H	CANALES A ADQUIRIR DE LA CARA TOP BYTE MAS SIGNIFICATIVO Nota 2	<u>Byte 10&12:</u> Bits 15-0 representan los canales a medir. Un 1 indicara que el canal será adquirido, un 0 indicara que el canal no será adquirido.
11	0xFF	LINK_OWLS	LINK OWLS	
12		MEAS_CHTOP_L	CANALES A ADQUIRIR DE LA CARA TOP BYTE MENOS SIGNIFICATIVO Nota 2	<u>Byte 10&12:</u> Bits 15-0 representan los canales a medir. Un 1 indicara que el canal será adquirido, un 0 indicara que el canal no será adquirido.
13	0xFF	LINK_OWLS	LINK OWLS	
14		MEAS_CHSIDE_H	CANALES A ADQUIRIR DE LOS LATERALES Y LOS SENSORES DE ANGULO BYTE MAS SIGNIFICATIVO Nota 2	<u>Byte 14&16:</u> Bits 15-0 representan los canales a medir. Un 1 indicara que el canal será adquirido, un 0 indicara que el canal no será adquirido. Bit 11-0 → Canales Laterales Bit 15-12 → Canales de Angulo.

COMANDO: CMD_CONFIG_MEAS				
15	0xFF	LINK_OWLS	LINK_OWLS	
16		MEAS_CHSIDE_L	CANALES A ADQUIRIR DE LOS LATERALES Y LOS SENSORES DE ANGULO BYTE MENOS SIGNIFICATIVO <i>Nota 2</i>	Byte 14&16: Bits 15-0 representan los canales a medir. Un 1 indicara que el canal será adquirido, un 0 indicara que el canal no será adquirido. Bit 11-0 → Canales Laterales Bit 15-12 → Canales de Angulo.
17	0xFF	LINK_OWLS	LINK_OWLS	
18		MEAS_CH_TEMP	CANALES DE TEMPERATURA <i>Nota 2</i>	Bits 1-0 representan los canales a medir. Un 1 indicara que el canal será adquirido, un 0 indicara que el canal no será adquirido.
19	0xFF	LINK_OWLS	LINK_OWLS	
20		CHECKSUM	"CHECKSUM" DEL PAQUETE DE DATOS	0-255

- Nota 1: El periodo básico resulta del sistema oscilador utilizado por la FPGA.
- Nota 2: Cada bit de los Bytes utilizados para indicar que canales serán adquiridos están asociados a un canal en particular. Un “1” lógico indicara que el correspondiente canal será adquirido. La asignación de los canales se observa en la siguiente figura:

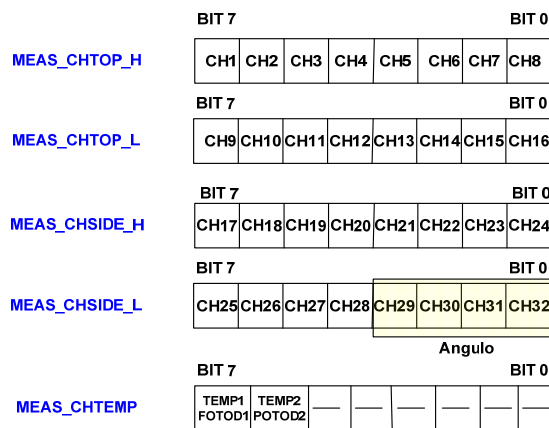


Figura. 2.8 Asignación de Canales

El orden de adquisición de los canales será del Canal 1 al Canal 34, en orden creciente.

2.4.2 CMD_START_ACQ

Mediante este comando el OBC indica al instrumento que debe comenzar la adquisición de acuerdo al modo de operación configurado en el comando CMD_CONFIG_MEAS, enviado con anterioridad.

Tabla. 2.2 Comando – CMD_START_ACQ

COMANDO: CMD_START_ACQ					
BYTE	VALOR	NEMONICO	DESCRIPCION	RANGE	
0	0xA5	DIR	"1010" & DIRECCION		CABECERA
1	0x03	LENGTH	LONGITUD DEL PAQUETE EN BYTES		
2	0x02	CMD_MEAS_CHs_ID	IDENTIFICADOR DE COMANDO		DATO
3	0xFF	LINK_OWLS	LINK OWLS		
4		CHECKSUM	"CHECKSUM" DEL PAQUETE DE DATOS		CHECKSUM

2.4.3 CMD_SEND_PKT

Mediante este comando el OBC solicita al instrumento el paquete de datos que ha sido generado en tiempo real por el instrumento.

Tabla. 2.3 Comando – CMD_SEND_PKT

COMANDO: CMD_SEND_PKT					
BYTE	VALOR	NEMONICO	DESCRIPCION	RANGE	
0	0xA5	DIR	"1010" & DIRECCION		CABECERA
1	0x03	LENGTH	LONGITUD DEL PAQUETE EN BYTES		
2	0x03	CMD_SEND_PKT_DATA_ID	IDENTIFICADOR DE COMANDO		DATO
3	0xFF	LINK_OWLS	LINK OWLS		
4		CHECKSUM	"CHECKSUM" DEL PAQUETE DE DATOS		CHECKSUM

2.4.4 CMD_SEND_PKT_PREVIOUS

Este comando es enviado por el OBC, para solicitar la repetición del envío de un paquete de datos (Configuración ó Medidas) cuando el paquete de datos solicitado no ha sido recibido correctamente por el OBC o simplemente este no se ha recibido.

Tabla. 2.4 Comando – CMD_SEND_PKT_PREVIOUS

COMANDO: CMD_SEND_PKT_PREVIOUS					
BYTE	VALOR	NEMONICO	DESCRIPCION	RANGE	
0	0xA5	DIR	"1010" & DIRECCION		CABECERA
1	0x03	LENGTH	LONGITUD DEL PAQUETE EN BYTES		
2	0x04	CMD_SEND_PKT_PREVIOUS_ID	IDENTIFICADOR DE COMANDO		DATO
3	0xFF	LINK_OWLS	LINK OWLS		
4		CHECKSUM	"CHECKSUM" DEL PAQUETE DE DATOS		CHECKSUM

2.4.5 CMD_CHECK_CTRL

Mediante este comando el OBC, indica al instrumento que debe ejecutar una rutina de test, la cual realiza un chequeo interno del instrumento. A continuación, el instrumento generará un paquete de datos (10 Bytes) que serán devueltos al OBC tras previa petición de este.

Tabla. 2.5 Comando – CMD_CHECK_CTRL

COMANDO: CMD_CHECK_CTRL					
BYTE	VALOR	NEMONICO	DESCRIPCION	RANGE	
0	0xA5	DIR	"1010" & DIRECCION		CABECERA
1	0x03	LENGTH	LONGITUD DEL PAQUETE EN BYTES		
2	0x05	CMD_CHECK_CTRL_ID	IDENTIFICADOR DE COMANDO		DATO
3	0xFF	LINK_OWLS	LINK OWLS		
4		CHECKSUM	"CHECKSUM" DEL PAQUETE DE DATOS		CHECKSUM

2.4.6 CMD_SIS_OFF

Este comando es enviado por el OBC para avisar al instrumento que será apagado dentro de 1 segundo tras la recepción por parte del OBC del ACK enviado por el instrumento, en caso de no recibir el ACK, el OBC repetirá hasta 3 veces el envío del comando, si aun así, este no recibe el ACK de parte del SIS, el OBC apagará el instrumento. Realmente este comando no es necesario, solamente es un comando para informar al SIS, por lo que es posible que en algún caso el OBC no envíe el comando antes de ejecutar el apagado del instrumento. El SIS deberá responder con el correspondiente ACK una vez haya recibido el comando.

Tabla. 2.6 Comando – CMD_SIS_OFF

COMANDO: CMD_SIS_OFF					
BYTE	VALOR	NEMONICO	DESCRIPCION	RANGE	
0	0xA5	DIR	"1010" & DIRECCION		CABECERA
1	0x03	LENGTH	LONGITUD DEL PAQUETE EN BYTES		
2	0x06	CMD_SIS_OFF_ID	IDENTIFICADOR DE COMANDO		DATO
3	0xFF	LINK_OWLS	LINK OWLS		
4		CHECKSUM	"CHECKSUM" DEL PAQUETE DE DATOS		CHECKSUM

2.5 PAQUETES DE DATOS

Existen 4 tipos de paquetes de datos cuyo propósito principal será:

- Proporcionar la configuración utilizada por el instrumento durante la adquisición de la medida.
- Proporcionar la medida de los canales comandados y de la información necesaria para la interpretación de dicha medida.
- Proporcionar unos datos de referencia obtenidos tras realizar un chequeo del estado del instrumento.
- Confirmar por parte del instrumento, la recepción de un comando enviado por el OBC.

A continuación se procede a describir los diferentes paquetes de datos disponibles.

2.5.1 APPD_CONFIG_DATA

Este paquete de datos será enviado por el SIS tras recibir el primer CMD_SEND_PKT o el correspondiente CMD_SEND_PKT_PREVIOUS. Este paquete contiene la información de la configuración del instrumento durante la medida.

Tabla. 2.7 Data packet – APPD_CONFIG_DATA

PAQUETE DE DATOS 0: APPD_CONFIG_DATA					
BYTE	VALOR	NEMONICO	DESCRIPCION	RANGO	
0	0xA5	DIR	"1010" & DIRECCION		CABECERA
1	0X0B (=11)	LENGTH	LONGITUD DEL PAQUETE EN BYTES		

PAQUETE DE DATOS 0: APPD_CONFIG_DATA						
2	0x51	APPD_CFG_PKT_ID	IDENTIFICADOR DE PAQUETE		DATOS	
3		APPD_SAMPLES_TO_AVG	NUMERO DE MUESTRAS PROMEDIADAS SAMPLES_TO_AVERAGE = 2 ^{CA}	0-10		
4		APPD_MEAS_CHTOP_H	CANALES ADQUIRIDOS DE LA CARA TOP BYTE MAS SIGNIFICATIVO	Bits 15-0 representan los canales medidos. Un 1 indicara que el canal se ha adquirido, un 0 indicara que el canal no se ha adquirido.		
5		APPD_MEAS_CHTOP_L	CANALES ADQUIRIDOS DE LA CARA TOP BYTE MENOS SIGNIFICATIVO			
6		APPD_MEAS_CHSIDE_H	CANALES ADQUIRIDOS DE LOS LATERALES Y LOS SENSORES DE ANGULO BYTE MAS SIGNIFICATIVO	Bits 15-0 representan los canales medidos. Un 1 indicara que el canal se ha adquirido, un 0 indicara que el canal no se ha adquirido.		
7		APPD_MEAS_CHSIDE_L	CANALES ADQUIRIDOS DE LOS LATERALES Y LOS SENSORES DE ANGULO BYTE MENOS SIGNIFICATIVO			
8		APPD_MEAS_CH_TEMP	CANALES DE TEMPERATURA ADQUIRIDOS	Bits 1-0 representan los canales medidos. Un 1 indicara que el canal se ha adquirido, un 0 indicara que el canal no se ha adquirido.		
9		APPD_PER	PERIODO DE MEDIDA BYTE MAS SIGNIFICATIVO	0-65535 (*10 msec)		
10		APPD_PER	PERIODO DE MEDIDA BYTE MENOS SIGNIFICATIVO			
11	0xFF	RESERVED	RESERVADO			
12		CHECKSUM	"CHECKSUM" DEL PAQUETE DE DATOS	0-255		CHECKSUM

2.5.2 DATA_PKT

Este paquete de datos será enviado por el SIS después de recibir un segundo o los siguientes CMD_SEND_PKT, también será enviado tras el correspondiente CMD_SEND_PKT_PREVIOUS.

Tabla. 2.8 Data packet – DATA_PKT

DATA PACKET 1: DATA_PKT					
BYTE	VALOR	NEMONICO	DESCRIPCION	RANGO	
0	0xA5	DIR	"1010" & DIRECCION		CABECERA
1	L	LENGTH	LONGITUD DEL PAQUETE EN BYTES		
2	0x52	DATA_PKT_ID	IDENTIFICADOR DE PAQUETE		DATOS
3		DATA_TIME_H	TIEMPO DE ADQUISICIÓN DE LA MEDIDA BYTE MAS SIGNIFICANTE	0-65535 Unidad= 10ms	
4		DATA_TIME_L	TIEMPO DE ADQUISICIÓN DE LA MEDIDA BYTE MENOS SIGNIFICANTE		
5		DATA_CFG_SUB_GAIN_H	NIVEL DE RESTA Y GANANCIA DEL CANAL 1	Bits 12-0 → Nivel de Resta Bits 13-15 → Ganancia	
6		DATA_CFG_SUB_GAIN_L	NIVEL DE RESTA Y GANANCIA DEL CANAL 1		
7		STANDAR_DESV_H	DESVIACION ESTANDAR DEL CANAL 1 BYTE MAS SIGNIFICATIVO	0-65535	
8		STANDAR_DESV_L	DESVIACION ESTANDAR DEL CANAL 1 BYTE MENOS SIGNIFICATIVO		
9		DATA_DAT1_H	MEDIDA DEL CANAL 1 BYTE MAS SIGNIFICATIVO	0-65535	

DATA PACKET 1: DATA_PKT				
10		DATA_DAT1_L	MEDIDA DEL CANAL 1 BYTE MENOS SIGNIFICATIVO	
11		DATA_CFG_SUB_GAIN_H	NIVEL DE RESTA Y GANANCIA DEL CANAL 2	Bits 12-0 → Nivel de Resta Bits 13-15 → Ganancia
12		DATA_CFG_SUB_GAIN_L	NIVEL DE RESTA Y GANANCIA DEL CANAL 2	
13		STANDAR_DESV_H	DESVIACION ESTANDAR DEL CANAL 2 BYTE MAS SIGNIFICATIVO	0-65535
14		STANDAR_DESV_L	DESVIACION ESTANDAR DEL CANAL 2 BYTE MENOS SIGNIFICATIVO	
15		DATA_DAT2_H	MEDIDA DEL CANAL 2 BYTE MAS SIGNIFICATIVO	0-65535
16		DATA_DAT2_L	MEDIDA DEL CANAL 2 BYTE MENOS SIGNIFICATIVO	
.....		
L-11		DATA_CFG_SUB_GAIN_H	NIVEL DE RESTA Y GANANCIA DEL CANAL DE TEMPERATURA 1	Bits 12-0 → Nivel de Resta Bits 13-15 → Ganancia
L-10		DATA_CFG_SUB_GAIN_L	NIVEL DE RESTA Y GANANCIA DEL CANAL DE TEMPERATURA 1	
L-9		STANDAR_DESV_H	DESVIACION ESTANDAR DEL CANAL DE TEMPERATURA 1 BYTE MAS SIGNIFICATIVO	0-65535
L-8		STANDAR_DESV_L	DESVIACION ESTANDAR DEL CANAL DE TEMPERATURA 1 BYTE MENOS SIGNIFICATIVO	
L-7		DATA_DAT_TEMP1_H	MEDIDA DEL CANAL TEMPERATURA 1 BYTE MAS SIGNIFICATIVO	0-65535
L-6		DATA_DAT_TEMP1_L	MEDIDA DEL CANAL DE TEMPERATURA 1 BYTE MENOS SIGNIFICATIVO	
L-5		DATA_CFG_SUB_GAIN_H	NIVEL DE RESTA Y GANANCIA DEL CANAL DE TEMPERATURA 2	Bits 12-0 → Nivel de Resta Bits 13-15 → Ganancia
L-4		DATA_CFG_SUB_GAIN_L	NIVEL DE RESTA Y GANANCIA DEL CANAL DE TEMPERATURA 2	
L-3		STANDAR_DESV_H	DESVIACION ESTANDAR DEL CANAL DE TEMPERATURA 2 BYTE MAS SIGNIFICATIVO	0-65535
L-2		STANDAR_DESV_L	DESVIACION ESTANDAR DEL CANAL DE TEMPERATURA 2 BYTE MENOS SIGNIFICATIVO	
L-1		DATA_DAT_TEMP2_H	MEDIDA DEL CANAL TEMPERATURA 2 BYTE MAS SIGNIFICATIVO	0-65535
L		DATA_DAT_TEMP2_L	MEDIDA DEL CANAL DE TEMPERATURA 2 BYTE MENOS SIGNIFICATIVO	
L+1		CHECKSUM	"CHECKSUM" DEL PAQUETE DE DATOS	0-255

2.5.3 CHECK_CTRL_DATA_PKT

Este paquete será generado tras un CMD_CHECK_CTRL. Dicho paquete contiene información que permitirá conocer el estado del instrumento.

Tabla. 2.9 Data packet – CHECK_CTRL_DATA_PKT

DATA PACKET 2: CHECK_CTRL_DATA_PKT				
BYTE	VALUE	NEMONIC	DESCRIPTION	RANGE
0	0xA5	DIR	"1010" & DIRECCION	
1	0x1A	LENGTH	LONGITUD DEL PAQUETE EN BYTES	
2	0x53	CHECK_CTRL_DATA_PKT_ID	IDENTIFICADOR DE PAQUETE	
3		DATA_CFG_SUB_GAIN_H	NIVEL DE RESTA Y GANANCIA DEL CANAL DE TEMPERATURA 1	Bits 12-0 → Nivel de Resta Bits 13-15 → Ganancia
4		DATA_CFG_SUB_GAIN_L	NIVEL DE RESTA Y GANANCIA DEL CANAL DE TEMPERATURA 1	
5		DATA_DAT_TEMP1_H	DESVIACION ESTANDAR DEL CANAL DE TEMPERATURA 1 BYTE MAS SIGNIFICATIVO	
6		DATA_DAT_TEMP1_L	DESVIACION ESTANDAR DEL CANAL DE TEMPERATURA 1 BYTE MENOS SIGNIFICATIVO	

DATA PACKET 2: CHECK_CTRL_DATA_PKT					
7		DATA_CFG_SUB_GAIN_H	MEDIDA DEL CANAL TEMPERATURA 1 BYTE MAS SIGNIFICATIVO	Bits 12-0 → Nivel de Resta Bits 13-15 → Ganancia	
8		DATA_CFG_SUB_GAIN_L	MEDIDA DEL CANAL DE TEMPERATURA 1 BYTE MENOS SIGNIFICATIVO		
9		DATA_DAT_TEMP2_H	NIVEL DE RESTA Y GANANCIA DEL CANAL DE TEMPERATURA 2		
10		DATA_DAT_TEMP2_L	NIVEL DE RESTA Y GANANCIA DEL CANAL DE TEMPERATURA 2		
11		DATA_CFG_SUB_GAIN_H	NIVEL DE RESTA Y GANANCIA DE LA ALIMENTACIÓN : 5V_Avcc	Bits 12-0 → Nivel de Resta Bits 13-15 → Ganancia	
12		DATA_CFG_SUB_GAIN_L	NIVEL DE RESTA Y GANANCIA DE LA ALIMENTACIÓN: 5V_Avcc		
13		DATA_5V_AVcc_H	MEDIDA DE LA ALIMENTACIÓN: 5V_AVcc BYTE MAS SIGNIFICATIVO		
14		DATA_5V_AVcc_L	MEDIDA DE LA ALIMENTACIÓN: 5V_AVcc BYTE MENOS SIGNIFICATIVO		
15		DATA_CFG_SUB_GAIN_H	NIVEL DE RESTA Y GANANCIA DE LA REFERENCIA : 3.3V	Bits 12-0 → Nivel de Resta Bits 13-15 → Ganancia	
16		DATA_CFG_SUB_GAIN_L	NIVEL DE RESTA Y GANANCIA DE LA REFERENCIA : 3.3V		
17		DATA_REF_3,3V_H	MEDIDA DE LA REFERENCIA: 3.3V BYTE MAS SIGNIFICATIVO		
18		DATA_REF_3,3V_L	MEDIDA DE LA REFERENCIA: 3.3V BYTE MENOS SIGNIFICATIVO		
19		DATA_CFG_SUB_GAIN_H	NIVEL DE RESTA Y GANANCIA DE LA REFERENCIA : 2.5V	Bits 12-0 → Nivel de Resta Bits 13-15 → Ganancia	
20		DATA_CFG_SUB_GAIN_L	NIVEL DE RESTA Y GANANCIA DE LA REFERENCIA : 2.5V		
21		DATA_REF_2,5V_H	MEDIDA DE LA REFERENCIA: 2.5V BYTE MAS SIGNIFICATIVO		
22		DATA_REF_2,5V_L	MEDIDA DE LA REFERENCIA: 2.5V BYTE MENOS SIGNIFICATIVO		
23		DATA_CFG_SUB_GAIN_H	NIVEL DE RESTA Y GANANCIA DE LA REFERENCIA : 0.5V	Bits 12-0 → Nivel de Resta Bits 13-15 → Ganancia	
24		DATA_CFG_SUB_GAIN_L	NIVEL DE RESTA Y GANANCIA DE LA REFERENCIA : 0.5V		
25		DATA_REF_0,5V_H	MEDIDA DE LA REFERENCIA: 0.5V BYTE MAS SIGNIFICATIVO		
26		DATA_REF_0,5V_L	MEDIDA DE LA REFERENCIA: 0.5V BYTE MENOS SIGNIFICATIVO		
27		CHECKSUM	"CHECKSUM" DEL PAQUETE DE DATOS	0-255	CHECKSUM

2.6 HANDSHAKING

Este paquete será enviado por el instrumento después de la recepción de cualquier comando enviado desde el OBC, indicando que el instrumento ha recibido perfectamente el comando enviado.

Si transcurrido un tiempo definido por el OBC, este no recibe el ACK del instrumento, se procederá tal y como se ha comentado en el apartado 4.3.1.

Para reducir el tráfico de datos, se ha definido un paquete lo más simplificado posible.

Tabla. 2.10 Data packet – ACK

DATA PACKET 3: ACK				
BYTE	VALOR	NEMONICO	DESCRIPCION	RANGO
0	0xA5	DIR	"1010" & DIRECCION	0xA4
1	0x03	LENGTH	LONGITUD DEL PAQUETE EN BYTES	
2	0xFF	HND_ACK	IDENTIFICADOR DE PAQUETE	

DATA PACKET 3: ACK					
3		ACKED_CMD_ID	ID DEL COMANDO EL CUAL SE HA CONFIRMADO SU RECEPCIÓN		
4	0x59 (TBC)	CHECKSUM	CHECKSUM OF THE PACKET'S DATA		CHECKSUM

2.7 SECUENCIA DE MEDIDA

A continuación se presenta la secuencia de medida del modo normal de funcionamiento, en modo inmediato o modo periódico, la secuencia realizada para ejecutar la rutina de test, y la seguida al detectar un fallo en la transmisión-recepción de los paquetes.

2.7.1 SECUENCIA DE MEDIDA MODO INMEDIATO Y MODO PERIODICO

A continuación, se describe la secuencia de medida que ejecuta el instrumento en sus dos modos de funcionamiento:

- 1.- El OBC envía el comando CMD_CONFIG_MEAS.
- 2.- El SIS envía un ACK.
- 3.- El OBC envía el comando CMD_START_ACQ.
- 4.- El SIS envía un ACK.

Si se ha configurado el modo de funcionamiento Modo1 (Periodo = 0):

- 5.- El SIS ejecuta una primera adquisición de acuerdo a la configuración requerida y almacena el resultado en su memoria interna. A continuación pasa a estado de reposo.
- 6.- Un tiempo después, el OBC envía un CMD_SEND_PKT.
- 7.- El SIS envía un ACK.
- 8.- El instrumento envía un APPD_CONFIG_DATA, con la información de la configuración utilizada en la medida.
- 9.- Pasado un tiempo, el OBC envía un CMD_SEND_PKT.
- 10.- El SIS envía un ACK.
- 11.- A continuación, el SIS envía un PKT_DATA con toda la información que ha adquirido.

12.- El SIS ejecuta una segunda adquisición y a continuación pasa a estado de reposo.

13.- A continuación, El OBC podrá enviar otro CMD_SEND_PKT y comenzara de nuevo el ciclo (desde el punto 6) o bien podrá enviar un CMD_SIS_OFF para avisar al SIS que va a apagarse (realmente no es necesario para el SIS), en cuyo caso continuará en el siguiente punto.

14.- El SIS enviará un ACK.

15.- A continuación el OBC apagará la unidad.

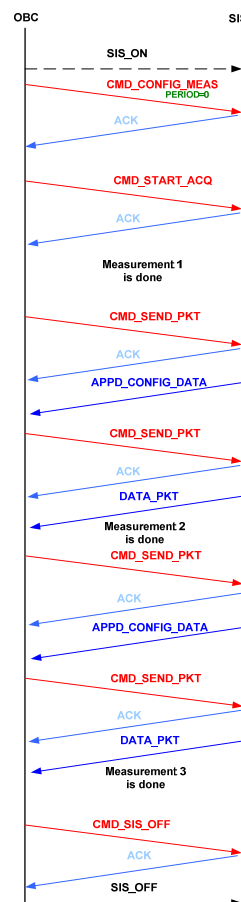


Figura. 2.9 Secuencia de Medida (Periodo=0)

Si se ha configurado el modo de funcionamiento Modo 2 (Periodo > 0):

5.- El SIS ejecutará una primera adquisición de acuerdo a la configuración requerida y almacenará el resultado en su memoria interna.

6.- El SIS permanecerá a la espera hasta volver a ejecutar una nueva medida una vez transcurrido el tiempo entre dos medidas establecido en el comando de configuración.

7.- El SIS repetirá los puntos 5 y 6 hasta que haya completado toda su memoria, en cuyo caso el instrumento entrará en estado de reposo, o hasta recibir una solicitud de envío de datos mediante el comando CMD_SEND_PKT. Si dicha solicitud es recibida mientras se está ejecutando una medida, lo primero que hará el instrumento es enviar el correspondiente ACK, a continuación, terminará la medida en curso. En ambos casos la secuencia será:

7.1 El OBC, enviará un CMD_SEND_PKT.

7.2 El SIS, enviará el correspondiente ACK.

7.3 El SIS, enviará un APDD_CONFIG_DATA, con la configuración utilizada en la medida.

7.4 A continuación, el OBC, enviará un CMD_SEND_PKT.

7.5 El SIS, enviará el correspondiente ACK.

7.6 El SIS, enviará un DATA_PKT de longitud máxima, siendo esta de 254 Bytes.

7.7 Se ejecutarán los puntos 7.4 a 7.6 tantas veces como sea necesario hasta vaciar toda la memoria.

El último paquete enviado por el SIS será un paquete vacío, esto indica que el contenido de la memoria se ha descargado completamente, el formato de este paquete será:

Byte 0	Byte 1	Byte 2	Byte 3
Cabecera	Longitud	Identificador de comando	CHK
0XA5	0X02	0X52	0X52

Figura. 2.10 Paquete de Datos Vacío

8.- El OBC enviará un CMD_SIS_OFF para avisar al SIS que va a apagarse (realmente no es necesario para el SIS).

9.- El SIS enviará un ACK.

10.- A continuación el OBC apagará la unidad.

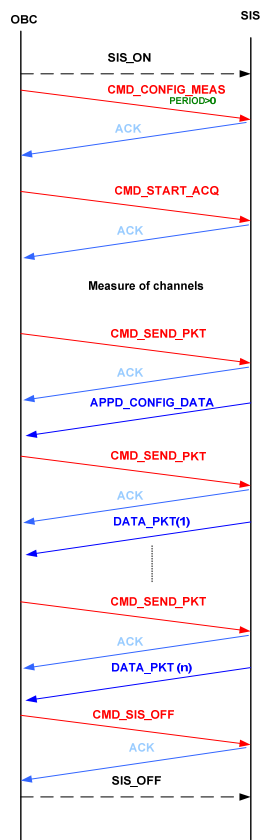


Figura. 2.11 Secuencia de Medida (Periodo>0)

2.8 TEMPORIZACIÓN

Las características de temporización presentadas en este apartado están dadas de referencia, al final, una vez definido el ciclograma de funcionamiento, todos estos parámetros estarán pre-programados en el instrumento.

A continuación se presenta la secuencia de una temporización interna tras una solicitud de adquisición:

1.- Cuando se enciende el instrumento o tras haberse producido un Reset, lo primero que ejecutará el instrumento es la medida de seis canales (temperatura y referencias de tensión), a este tiempo se le denomina Tiempo de estabilización On/Rst, $T_{STon/rst}$ y estará entorno los 650 ms. Los canales sensados serán los siguientes:

- Canal de Temperatura 1.
- Canal de Temperatura 2.

- Tensión de alimentación de 5V.
- Tensión de referencia de 3.3V.
- Tensión de referencia de 2.5V.
- Tensión de referencia de 0.5 V.

2.- El tiempo requerido por el SIS para la medida de un canal será:

$$T_{M-Canal} = T_{ST} + T_{SBS} + T_{GH} + T_{LWRMT} + T_{MW} + T_{MR} \quad \langle Ec.2.5 \rangle$$

Donde:

- T_{ST} es el tiempo de estabilización de los sensores, se ha fijado un valor de 30 ms.
- T_{SBS} es el tiempo de estabilización del nivel de resta, proporcionado por el DAC. El nivel de resta, durante el proceso de aproximación al valor óptimo será modificado 13 veces, teniendo en cuenta que se ha fijado un tiempo de 5 ms necesario para estabilizar el DAC y los multiplexores se obtiene un tiempo de :

$$T_{SBS} = 13 \cdot 5ms = 65ms \quad \langle Ec.2.6 \rangle$$

- T_{GC} es el tiempo de obtención del valor de ganancia del Amplificador de instrumentación. El algoritmo buscará el valor más alto de ganancia que no sature la medida. Se partirá del valor de ganancia más alto posible y en caso de saturación se decrementará al siguiente valor. Se podrán configurar hasta 16 valores de ganancia distintos, por defecto se parte de una configuración inicial, por lo tanto para el cálculo del tiempo se contabilizará 15 posibles cambios de ganancia.

$$T_{GC} = 15 \cdot 5ms = 75ms \quad \langle Ec.2.7 \rangle$$

- T_{LWRMT} es el tiempo de latencia de escritura/lectura en memoria. Para acceder a memoria, tanto en lectura como escritura.
- T_{MW} es el tiempo utilizado para escribir un dato en memoria, este será de 14.5 μ s. Este tiempo dependerá del número de muestras a promediar.

- T_{MR} es el tiempo utilizado para leer un dato de memoria, este será de 7 μs . Este tiempo dependerá del número de muestras a promediar.

Por ejemplo:

El tiempo estimado de medida de un canal, con un promedio de 4 muestras y pasando por la ganancia configurada por defecto, será:

$$T_{M-Channel} = 30ms + 65ms + 31\mu s + 14.5\mu s \cdot 4(samples) + 7\mu s \cdot 4(samples) = 95.117ms$$

El tiempo estimado de medida de un canal, con un promedio de 4 muestras y pasando por todas las ganancias, será:

$$T_{M-Channel} = 30ms + 65ms + (5ms \cdot 15) + 31\mu s + 14.5\mu s \cdot 4(samples) + 7\mu s \cdot 4(samples) = 170.117ms$$

2.9 CONSIDERACIONES SOBRE EL “TIME STAMP” POR PARTE DEL OBC

El OBC deberá añadir el valor de su reloj interno a todos los paquetes de datos recibidos desde el instrumento, información que será de gran utilidad a la hora de tratar los datos en tierra.

Como ya se ha comentado anteriormente, dependiendo del valor introducido en el campo “PERIOD” del comando CMD_CONFIG_MEAS, el instrumento se configurará en modo inmediato o modo periódico.

Si el usuario desea tomar medidas a alta velocidad (por ejemplo tomar medidas 10 veces por segundo), la forma más óptima será realizar el control de la temporización por medio del instrumento (mediante un reloj interno). De lo contrario el OBC debería ejecutar interrogaciones al instrumento de manera muy continuada pudiendo suponer un requisito muy restrictivo para el OBC (por su alta demanda). El modo periódico solventa este problema. Sin embargo si el usuario quiere interrogar al instrumento a baja velocidad por ejemplo tomar una medida cada 20 segundos, será muy fácil para el OBC ejecutar una interrogación periódica con una tasa tan baja. En este caso es mejor trabajar en modo inmediato, evitando de esta manera la necesidad de implementar el temporizador en la FPGA del instrumento.

Cuando el instrumento esta configurado en modo periódico, el OBC deberá utilizar como tiempo de referencia para añadir al paquete de datos, el tiempo adquirido en el momento de recibir el ACK tras el envío del comando CMD_START_ACQ.

Cuando el instrumento esta configurado en modo inmediato, para el primer paquete de datos, el OBC deberá utilizar como tiempo de referencia para añadir al paquete de datos, el tiempo adquirido en el momento de recibir el ACK tras el envío del comando CMD_START_ACQ. Para las siguientes interrogaciones, cada “time stamp” debe referirse al instante cuando el OBC recibe el paquete de datos anterior. La siguiente figura muestra tres adquisiciones consecutivas en modo inmediato hay que tener en cuenta que el instrumento toma un nueva adquisición inmediatamente después de enviar la actual, por lo que ya tendrá disponible los datos para la siguiente solicitud, minimizando así los tiempos de espera en la comunicación.

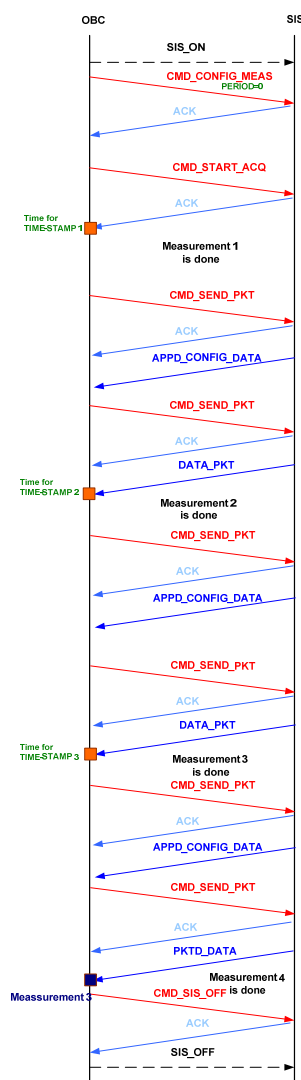


Figura. 2.12 Ejemplo de 3 “Time-Stamp” consecutivos en modo inmediato

2.10 MODOS DE OPERACIÓN

El instrumento tiene dos modos de operación, cuya diferencia radica en la frecuencia de medida:

- Modo Sensor de Irradiancia Solar.
- Modo Eclipse Solar.

2.10.1 MODO SENSOR DE IRRADIANCIA SOLAR

El sensor operará en este modo con el fin de medir la irradiancia solar sobre la superficie de Marte. Se puede decir que este será el modo nominal de funcionamiento, ya que será el modo de operación del instrumento durante la mayor parte del tiempo de operación.

En este modo el SIS realiza una medida de todos sus canales cada hora o cada media hora (hora marciana) durante el día, aproximadamente de 6:00 a 18:00 horas, ver figura 2.1. Por lo tanto aproximadamente se obtendrán de 10 a 30 medidas por día, dependiendo del lugar de aterrizaje y de la estación del año.

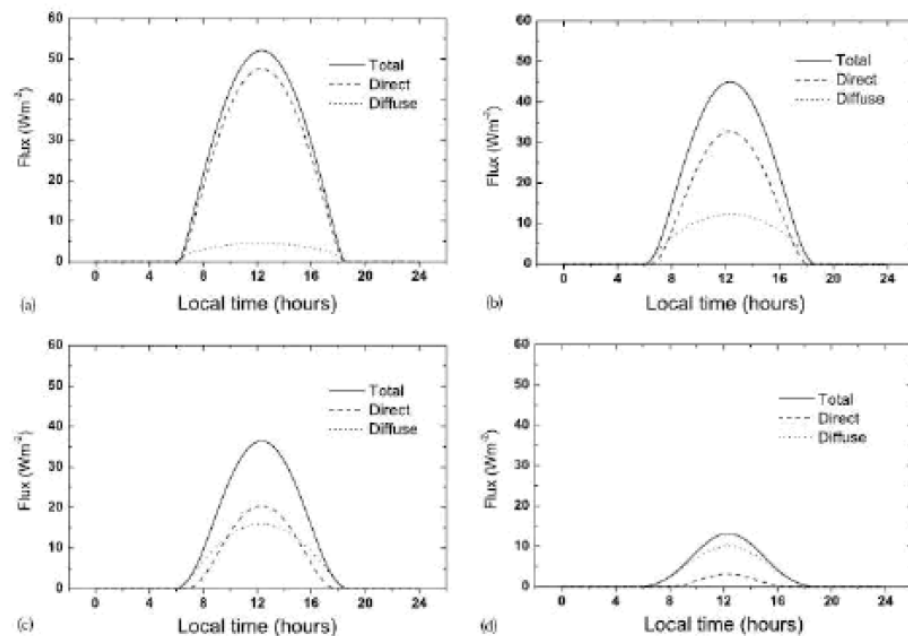


Figura. 2.13 Variaciones totales del flujo solar diurno para una región ecuatorial típica cerca del perihelio ($L_s=250^\circ$) para diferentes niveles de polvo y para diferentes niveles de flujo para profundidades ópticas de 0.1, 0.5, 1 y 3. Se ha mostrado el flujo total en la superficie entre 190 y 400

Las principales características de este modo son:

- Tiempo de activación: Tiempo de estabilización + 5 s.
- Tiempo de estabilización: 100 segundos.
- Número de activaciones por día: 10 – 30.
- Velocidad de muestreo: 1 medida por activación.
- Canales sensados: Todos.
- Consumo: <500 mW (en reposo).
- Datos generados por activación: 150 Bytes.

2.10.2 MODO SENSOR ECLIPSE SOLAR

Un tránsito de Fobos por delante del Sol, visto desde Marte tiene lugar cuando Phobos pasa directamente entre el Sol y un punto en la superficie Marciana, ocultando una gran parte del disco del Sol. Durante el transito, Phobos puede ser visto desde Marte como un gran disco negro que se mueve rápidamente a través de la cara del Sol, al mismo tiempo, la sombra de Phobos se mueve por la superficie marciana.

La siguiente figura muestra con gran precisión el momento en el cual una de sus lunas, Fobos, se interpone entre la superficie marciana y el Sol, formando un eclipse solar, esta imagen ha sido captada recientemente por el rover de la NASA Curiosity.

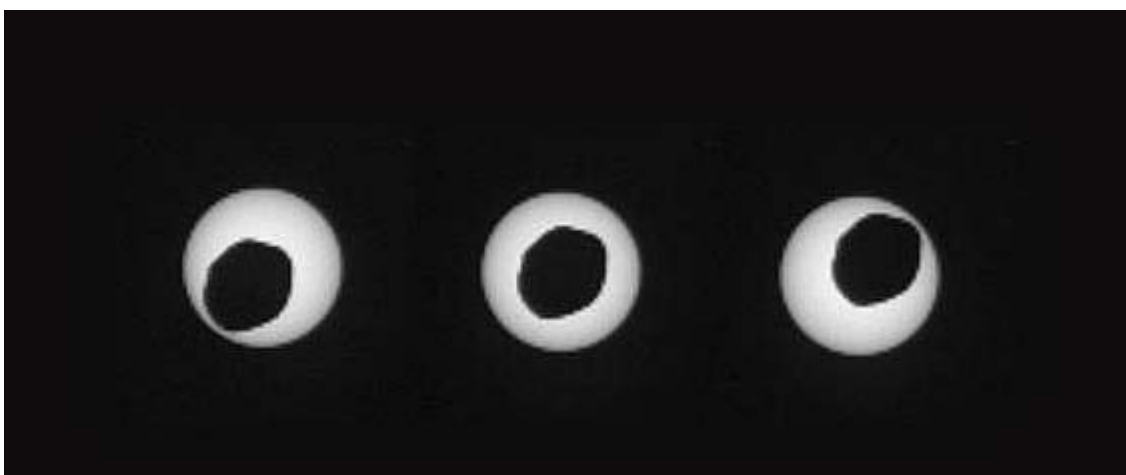


Figura. 2.14 Eclipse solar por la luna Phobos en Marte

Debido a que Fobos se mueve con relativa rapidez, los tránsitos de Fobos por lo general suelen durar entre treinta y noventa segundos.

Este modo se utilizará para registrar el instante inicial y final de cada tránsito de Fobos que se pueda observar desde el lugar de aterrizaje, además permitirá medir la variación de la irradiancia solar durante el tránsito.

Destacar la gran cantidad de datos generados en este modo, ya que se realizará una medida de todos los canales cada segundo, en caso de ser necesario podría reducirse a la medida de 6 canales, con el contratiempo que no se obtendría información sobre la irradiancia solar durante el tránsito de Fobos.

El instrumento será activado en modo eclipse, durante las ventanas de tiempo precalculadas, cuando desde la plataforma, se observe un paso de Fobos. Estas ventanas durarán muy poco tiempo ya que el paso de Fobos durará entre 30 y 90 segundos, esto unido a las incertidumbres en la latitud del punto de aterrizaje originará una imprecisión en el cálculo de los momentos exactos del tránsito de Fobos. A su vez, la determinación precisa del inicio y final del tránsito de Fobos, permitirá calcular la latitud del punto de aterrizaje.

Las principales características de este modo son:

- Tiempo de activación: Tiempo de estabilización + 3 minutos.
- Tiempo de estabilización: 100 segundos.
- Velocidad de muestreo: 1Hz.
- Canales sensados: Entre 6 y todos.
- Consumo: <500 mW (en reposo).
- Datos generados por activación: 54 Bytes (6 canales) a 150 Bytes (todos los canales).

La siguiente tabla resume las principales características de los dos modos de operación:

Tabla. 2.11 Características de los modos de operación del SIS

PARAMETRO	MODO DE OPERACION	
	IRRADIANCIA SOLAR	ECLIPSE SOLAR
Objetivo	Medida de la irradiancia Solar en la superficie de Marte.	Determinar el inicio y fin de los tránsitos de Fobos en Marte
Velocidad de muestreo	Una medida cada hora o cada media hora marciana	Una medida por segundo
Canales Sensados	Todos (espectrales, temperatura y ángulo)	Todos (espectrales, temperatura y ángulo), pudiéndose reducir a 6 canales
Datos generados por medida	32 canales + configuración 150 Bytes	32 ó 6 canales + configuración 54 ó 150 Bytes
Tiempo de activación		
(% relativo al tiempo total de activación del SIS)	> 99%	< 1%



Capítulo III

Aplicación de Usuario

Durante la ejecución del proyecto, se han desarrollado dos aplicaciones de usuario para comandar el instrumento a través de un ordenador.

La primera, motivo de este capítulo, esta pensaba para validar el instrumento, y se ha utilizado durante las pruebas funcionales y los diferentes test de calificación ejecutados sobre el instrumento.

La segunda aplicación, esta pensada para la fase de Calibración, durante la cual es necesario también controlar fuentes de alimentación, de luz y motores, con el fin de ejecutar la calibración angular del instrumento. Esta última, también permite procesar datos del instrumento y simular misiones, es decir, esta pensada para su utilización durante la explotación científica del instrumento.

Como se ha comentado anteriormente, este capítulo presenta la aplicación de usuario utilizada durante diferentes Test de Calificación del instrumento, no se debe perder de vista que lo que se busca con esta aplicación es simular el funcionamiento del ordenador de a bordo de la plataforma (satélite) con el fin de validar el correcto funcionamiento del instrumento.

Por motivos de confidencialidad, no se ha incluido el código en el presente trabajo.

3.1 APLICACIÓN PARA COMANDAR EL SENSOR DE IRRADIANCIA SOLAR - SIS.

Tras seleccionar el fichero ejecutable SISEgse_QM.exe, lo primero que tiene que hacer el usuario es configurar el puerto serie del ordenador, requisito fundamental para poder comunicarse con el instrumento. La siguiente figura, muestra la pantalla visualizada para tal fin.



Figura. 3.1 Pantalla de configuración del puerto serie del ordenador

Por defecto, los valores de “Baud Rate”, “Parity”, “Data Bits” y “Stop Bits”, estarán fijados a los valores mostrados en la figura 3.1, dichos valores han sido definidos en el capítulo anterior. Si bien, lo único necesario es seleccionar el puerto “COM” utilizado para la comunicación. A continuación, tras pulsar la tecla OK, aparecerá la pantalla de la figura 3.2.

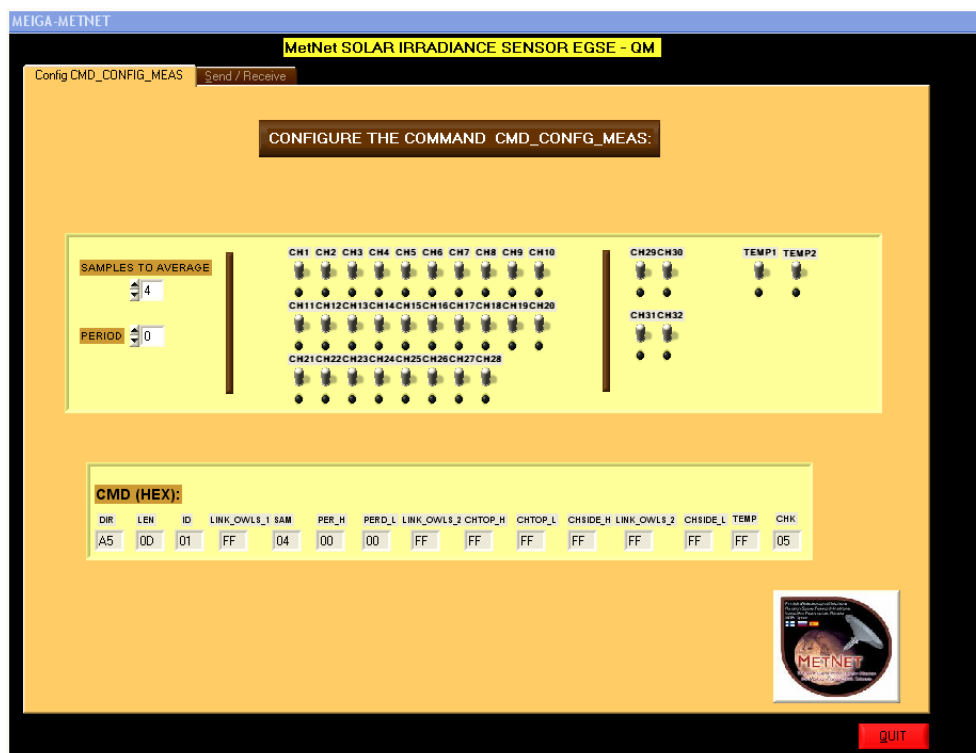


Figura. 3.2 Pantalla de configuración de la medida - SISEgse_QM

Esta pantalla permitirá al usuario determinar el modo de funcionamiento del instrumento y configurar el modo de medida. Básicamente lo que estará realizando el usuario es configurar el comando “CMD_CONFIG_MEAS”.

- “Samples to Average”: Establece el número de muestras a promediar en un medida. La variable introducida deberá estar comprendida en un rango de 0 a 10, por lo tanto el número de muestras a promediar estará comprendido entre 1 (2^0) y 1024 (2^{10}) .
- Period: Programa el modo de funcionamiento del instrumento en uno de los dos modos disponibles, modo Inmediato si Period = 0 y modo Periódico si Period = 1.
- CH1 a CH28: Selección de los canales de sensado del espectro solar a medir. Por defecto, todos los canales están seleccionados, el usuario podrá deshabilitar el que considere oportuno.
- CH29 a CH32: Selección de los canales de medida angular. Por defecto, los 4 canales canales están seleccionados, como es lógico estos canales estarán seleccionados o deshabilitados en parejas de dos (con el fin de determinar la inclinación del Sol), el usuario podrá deshabilitar el que considere oportuno.
- TEMP1 y TEMP2: Selección de los sensores de temperatura. Al igual que en los puntos anteriores, ambos canales estarán habilitados, pudiendo el usuario deshabilitarlos si considera oportuno.

Una vez introducidas las variables anteriores y seleccionados los canales a medir, el panel “CMD (HEX)” refleja el comando de configuración que se enviará al instrumento, configurando el modo de funcionamiento del mismo, el cual ejecutará una adquisición de los canales seleccionados, en el modo de funcionamiento establecido. Para más detalle remitirse al apartado 2.4.1 CMD_CONFIG_MEAS del capítulo 2.

CMD (HEX):														
DIR	LEN	ID	LINK_OWLS_1	SAM	PER_H	PERD_1	LINK_OWLS_2	CHTOP_H	CHTOP_L	CHSIDE_H	LINK_OWLS_3	CHSIDE_L	TEMP	CHK
A5	00	01	FF	04	00	00	FF	FF	FF	FF	FF	FF	FF	05

Figura. 3.3 Configuración del comando CMD_CONFIG_MEAS

Tras configurar el modo de medida, a continuación, el usuario deberá seleccionar la pestaña “Send/Receive” para proceder con el envío de Comandos y la recepción de las Telemedidas.

La siguiente pantalla que aparecerá se puede observar en la figura 3.4.

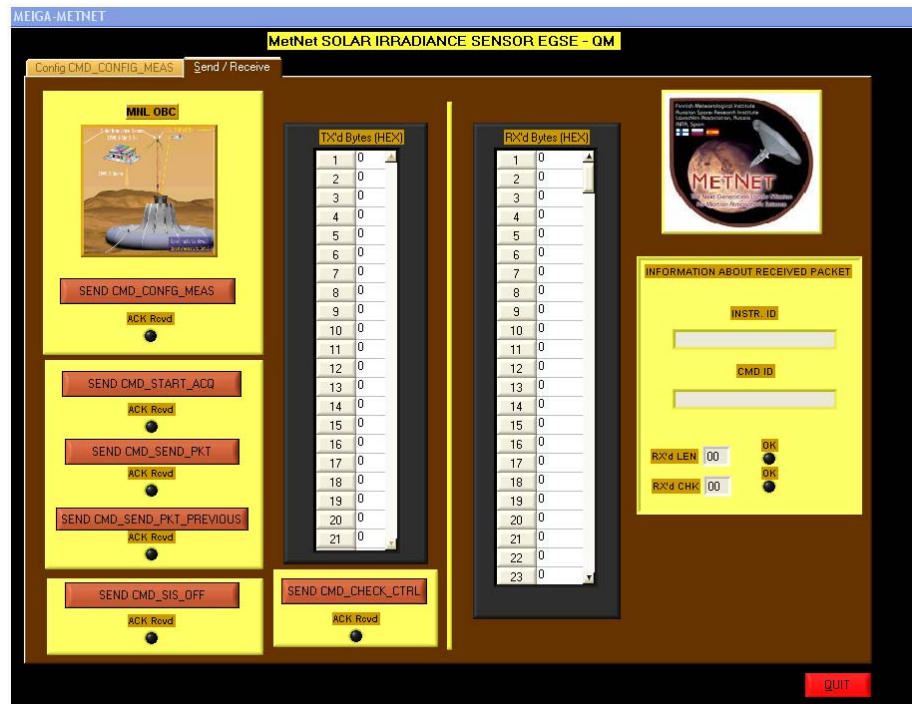


Figura. 3.4 Pantalla de envío de Comandos y recepción de Telemedidas

Como se puede observar en la figura anterior, la pantalla “Send/Receive” esta constituida por botones de acción, indicadores y tablas de información. Mediante los botones de acción, el usuario es capaz de enviar los comandos del ordenador al instrumento, mientras que los indicadores y tablas de información presentan información sobre el tráfico de datos y muestran la telemetria generada por el instrumento respectivamente.

Los botones encargados en enviar los comandos al instrumento son los siguientes:

- “Send CMD_CONFIG_MEAS”: Este botón permite al usuario enviar al instrumento el comando CMD_CONFIG_MEAS, mediante el cual se configura el modo de funcionamiento del instrumento, ejecutando una adquisición de los canales seleccionados en el modo de funcionamiento establecido.

- “Send CMD_START_ACQ”: Mediante este botón el ordenador envía al instrumento el comando CMD_START_ACQ, el cual indica el inicio de la adquisición de acuerdo al modo de operación configurado.
- “Send CMD_SEND_PKT”: Mediante este botón, el ordenador envía al instrumento el comando CMD_SEND_PKT, el cual solicita el paquete de datos generado tras la medida.
- “Send CMD_SEND_PKT_PREVIOUS”: Mediante este botón, el ordenador envía al instrumento el comando CMD_SEND_PKT_PREVIOUS, el cual solicita la repetición del envío de un paquete de datos, ya que por algún motivo el paquete de datos solicitado no ha sido recibido correctamente por parte del ordenador.
- “Send CMD_CHECK_CTRL”: Mediante este botón, el ordenador envía al instrumento el comando CMD_CHECK_CTRL, el cual indica al instrumento que debe ejecutar una rutina de test con el fin de chequear el funcionamiento del mismo.
- “Send CMD_SIS_OFF”: Mediante este botón, el ordenador envía al instrumento el comando CMD_SIS_OFF, el cual avisa al instrumento que será apagado en 1 segundo tras la recepción por parte del ordenador del ACK correspondiente.

Los indicadores proporcionan información del estado de la comunicación entre el OBC y el instrumento, pasando a color verde si el comando recibido o la variable chequeada es correcta, y a color rojo cuando se ha producido un error.

Existe un indicador situado bajo cada uno de los botones presentados anteriormente, estos están acompañados de la leyenda “ACK received”, dicho indicador pasará a color verde tras recibir el correspondiente ACK enviado por el instrumento tras recibir correctamente un comando.

En el panel “Information about received packet” hay dos indicadores más, los cuales reflejan si las variables longitud y “checksum” del comando enviado por el instrumento y recibido por el OBC es correcto, pasando este a color verde. Si por el contrario se ha producido un error, este se indicara mediante el color rojo.

A su vez, este panel contiene información del identificador del instrumento (Instr.ID) y del identificador del comando (CMD ID), obtenido del comando recibido desde el instrumento.

Por último, la pantalla “Send/Receive” contiene dos tablas de información:

- TX Bytes: Representa los bytes en hexadecimal del comando transmitido por el OBC.
- RX Bytes: Representa los bytes en hexadecimal del comando o medida, enviados por el instrumento y recibido por el OBC.



Capítulo IV

Verificación Requisitos de Diseño, Test Eléctricos y Funcionales

La fase de montaje de las tarjetas e integración del instrumento en su mecánica son dos de las tareas más importantes y laboriosas ejecutadas sobre el instrumento ya que están directamente relacionadas con el éxito de los diferentes test aplicados sobre el mismo.

Este capítulo comienza con una verificación de los requisitos de diseño como pueden ser cumplimientos de peso, dimensiones, componentes,..., sobre dichos requisitos se ha realizado una verificación ya que al igual que los test eléctricos y funcionales son de necesario cumplimiento, siendo cruciales alguno de ellos como los de peso y dimensiones en las primeras fases de negociación con la plataforma.

Para finalizar, se presentarán los diferentes test eléctricos y funcionales realizados sobre el instrumento con el fin de chequear el correcto funcionamiento del mismo.

4.1 VERIFICACION REQUISITOS DE DISEÑO.

Según la tabla 1.2 Requisitos de diseño, presentada en el capítulo I se identifican los siguientes requisitos:

SIS-REQ-02	<i>El peso máximo del instrumento: 130g.</i>
-------------------	---

Las dimensiones externas, peso e interfaz mecánico del instrumento modelo QM, se pueden observar en las siguientes tablas.

Tabla. 4.1 Dimensiones externas, peso e interfaz mecánico de MetSIS

PARAMETRO	VALOR
Max. Longitud	76.2 mm
Max. Anchura	47 mm
Max. Altura	28.5 mm
Masa	114 g
Material	A1-6082-T6
Material de acabo	ALODINE 1200 S
Interfaz Mecánico	2 M5 Din 912 A4 70 Bolt

Tabla. 4.2 Dimensiones externas, peso e interfaz mecánico de OWLS_SIS

PARAMETRO	VALOR
Max. Longitud	41 mm
Max. Anchura	14 mm
Max. Altura	15 mm
Masa	11 g
Material	A1-6082-T6
Material de acabo	ALODINE 1200 S
Interfaz Mecánico	2 M3 Din 912 A4 70 Bolt

Como resultado final se obtiene un instrumento de 129 g, cumpliendo con el requisito impuesto por la misión, destacar que las dimensiones externas, también están en concordancia con las acordadas con plataforma.

Tras los resultados presentados anteriormente se deduce que el instrumento cumple con el requisito SIS-REQ-02 de peso/dimensiones impuesto por la misión.

SIS-REQ-05	<i>Los componentes deberán ser capaces de soportar un nivel de radiación de 10 Krads.</i>
-------------------	--

La gran mayoría de los componentes integrados en el instrumento son componentes RadHard, siendo inmunes a los niveles de radiación de la misión (< 10 Krads). Por otro lado, los componentes comerciales utilizados han sido testados en radiación para verificar su supervivencia y correcto funcionamiento.

Sobre cada uno de los componentes se han ejecutado diferentes test aplicando diferentes fluencias y energías siguiendo la especificación: ESA/SCC (European Space Agency/Space Components Coordination group) Basic Specification No. 22900.

Los parámetros testados sobre cada componente han sido los más característicos de cada uno de ellos, consumo, ancho de banda, tensiones y corrientes de offset, tiempos de respuesta,...

Con los resultados obtenidos, el “datasheet” de los componentes y los artículos publicados por diferentes Centros y Universidades se ha completado la siguiente tabla, la cual refleja la resistencia de cada uno de los componentes a la radiación. Resaltar que en algunos casos se ha mantenido la confidencialidad de los datos.

Tabla. 4.3 Resistencia a la radiación de los componentes

Item	Referencia	Descripción	Resistencia a la Radiación	Categoría
1.1	Familias : CDR/CWR/AN/572D/591D	Condensador	Insensible	1
2.1	1N6642US-SW	Diodo	Insensible	1
3.1	PG104K3FT-M83	Chip inductor	Insensitive Part	1
3.2	PG473K3F	Chip inductor	Insensitive Part	1
4.1	5962-8959847VTC	Rad. Tolerant 128K x 8 Very Low Power 5V CMOS SRAM	No Single Event Latch-up below a LET Threshold of 80 MeV/mg/cm ² @125°C Tested up to a Total Dose of 30 krad(Si) according to MIL STD 883 Method 1019	3
4.2	5962-0150807QZC	RTSX-SU RadTolerant FPGAs	TID limit of 100 krad, except for lcc (60 krad)	2
4.3	5962R0722601VZA	12-Bit Micro Power Digital- to-Analog Converter with Rail-to-Rail Output	100Krad (Si)	2
4.4	AD8572AR	Single-Supply, Rail-to-Rail Input/Output Operational Amplifiers	15Krad (Si)	3
4.5	OPA354AIDBVT	Single-Supply, Rail-to-Rail Input/Output , CMOS Operational Amplifiers	20Krad (Si)	3
4.6	5962R9951703VXA	3-Terminal Adjustable Regulator	100Krad (Si)	2
4.7	5962L0052401VZA	Voltage Comparator	50Krad (Si)	2

Item	Referencia	Descripción	Resistencia a la Radiación	Categoría
4.8	5962F9568901VXC	Radiation Hardened Quad Differential Line Receiver	300Krads (Si)	1
4.9	5962F9568901VXC	Radiation Hardened Quad Differential Line Receiver	300Krads (Si)	1
4.10	5962F9961801VEC	Radiation Hardened High Speed, Quad SPST, CMOS Analog Switch	300Krads (Si)	1
4.11	5962R9665101VXC	Radiation Hardened CMOS Analog Multiplexers/demultiplexers	100Krads (Si)	2
4.12	7809LPRPFK	16-Bit Latchup Protected Analog to Digital Converter	100Krads (Si)	2
4.13	AD627AR	Micropower, Rail to Rail Instrument. Ampl.	7 Krads (Si) When irradiated 20% of time ON and 80% OFF, it shows absolutely no degradation	4
4.14	LT1789IS8-1	Micropower, Single Supply Rail-to-Rail Output Instrumentation Amplifiers	15 Krads (Si)	3
4.15	LM4132AMF2.5NOPM	Precision Low Dropout Voltage Reference	10 Krads (Si)	3
5.1	Familias: M55342/PHR	Resistencia	Insensible	1
6.1	P1K0.161.4W.C.010	□ Temperatura Sensor	Insensible	1
8.1	SFH4248	Led	Confidencial	3
8.2	S1337-66BQ	Si Photodiode	Confidencial	3
8.3	S1337-33BQ	Si Photodiode	Confidencial	3
8.4	TEMD5110X01	Si Photodiode	Confidencial	3
8.5	S3096	Si Photodiode	Confidencial	3
9.1	4170036-2M00	Temperature crystal oscillators	15 Krads (Si)	3

Categoría 1: Incluye todas las partes con una resistencia mayor de 100 Krads. También incluye todas los componentes insensibles a radiación (resistencias, condensadores,..).

Categoría 2: Incluye todos los componentes que tienen una resistencia entre 50 Krads y 100 Krads.

Categoría 3: Incluye todos los componentes que tienen una resistencia entre 10 Krads y 50 Krads.

Categoría 4: Incluye todos los componentes que tienen una resistencia menor de 10 Krads.

Tras los resultados presentados anteriormente se deduce que el instrumento cumple con el requisito SIS-REQ-05 de radiación impuesto por la misión.

SIS-REQ-06

Todos los componentes con encapsulado de plástico (PEMs) deberán pasar un proceso de calificación y screening.

De acuerdo al requisito anterior, el uso de componentes con encapsulado de plástico (PEMs, Plastic Encapsulated Microcircuits) conlleva la realización de un proceso de calificación y screening, con el fin de aumentar la fiabilidad y disminuir el grado de mortalidad infantil de los mismos.

Los componentes de plástico utilizados en el proyecto son:

- AD8572ARZ (SOIC8)
- LM4132AMF-3.3/NOPB (SOT23-5)
- LM4132AMF-2.5/NOPB (SOT23-5)
- OPA354AIDBVT (SOT23-5)
- LT1789IS8-1PBF (SOIC 8)
- S-3096-02 (Sensor de ángulo)
- SFH4248 (LED)
- TEMD5110 (Fotodiodo)
- AD627BR (SOIC 8)

El proceso de calificación y screening realizado ha sido de acuerdo a las normas:

- JPL D-19426, rev C, “Plastic Encapsulated Microcircuits reliability/usage guidelines for Space applications”
- PEM-INST-001: Instructions for plastic Encapsulated Microcircuit (PEM) selection, screening and qualification

El Estándar militar MIL-HDBK-217F: “Military Handbook. Reliability prediction of electronic equipment”, evalúa la fiabilidad de los componentes con encapsulado plástico de acuerdo a una puntuación en base a los diferentes procesos que se realizan en el cribado. De acuerdo a ese documento, para la evaluación de la fiabilidad los procesos más importantes son:

- Test eléctricos iniciales y “burn-in”: 36 puntos.

- Test eléctricos finales: 11 puntos.
- Radiografías: 7 puntos.
- Visualización interna y externa: 7 puntos cada uno.

Teniendo en cuenta el Estándar anterior y tras previa aprobación por parte del proyecto, los test ejecutados sobre los componentes se resumen en la siguiente figura.

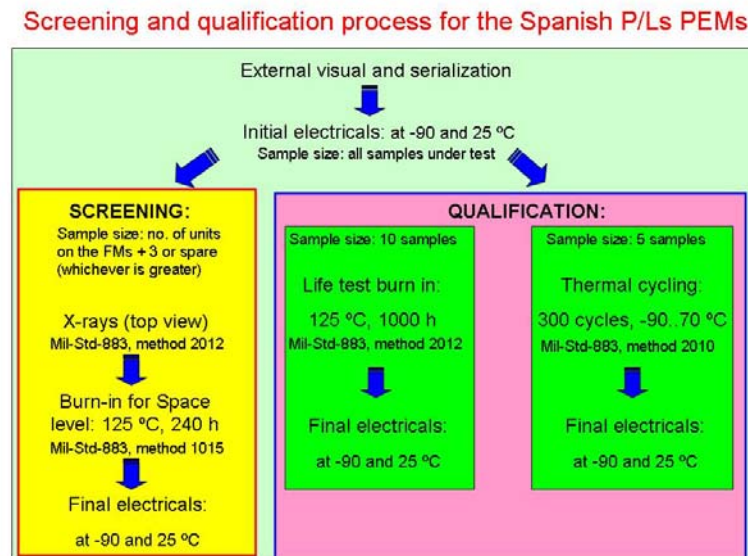


Figura. 4.1 Test de Screening y calificación a ejecutar sobre los PEMs

Inspección Visual:

Las unidades deben ser inspeccionadas bajo microscopio, siguiendo la norma MIL-STD-883H, method 2009.10, "External visual", para comprobar el perfecto estado de las mismas.

Rayos X:

Las unidades deben ser testadas bajo rayos X siguiendo la norma MIL-STD-883H, method 2012.8: "Radiography", mediante este método es posible observar el interior de las muestras y ver la disposición de los contactos en sus pads.

Test eléctricos iniciales-finales:

Al igual que la medida de los parámetros características realizadas en los test de frío y radiación, antes y después de realizar cualquier prueba sobre los componentes es necesario

testear los parámetros característicos de los mismos con el fin de poder contrastar los resultados obtenidos.

Burn-in:

Consiste en mantener siguiendo la norma MIL-STD-883H method 1015.8 a los componentes durante 125°C durante 240 horas.

Life test Burn-in:

Consiste en mantener siguiendo la norma MIL-STD-883H method 1015.8 a los componentes durante 125°C durante 1000 horas.

Termal cyciling:

Consiste en ejecutar siguiendo la norma MIL-STD-883H, method 1010.8: “Temperature cycling”, un ciclado térmico entre -90°C y 25 °C.

A parte de los test anteriores, es muy importante prestar atención sobre los test ejecutados por el fabricante para algunos lotes, estos nos pueden dar idea si el componente va a soportar los test de calificación.

De las hojas características de los componentes integrados en el instrumento se obtiene:

1. P/N AD8572ARZ (double OpAmp, SOIC8)
 - i. Thermal shock: 100 cycles, -65 to 150 °C
 - ii. Thermal cycling: 1000 cycles, -65 to 150 °C
 - iii. Temperature humidity bias: 1000 h, 85 °C, 85 % RH
 - iv. Pressure pot: 168 h, 121 °C, 100 % RH
 - v. HAST, 96 h, 130 °C, 85 % RH
 - vi. Life test: 1000 h, 125 °C
 - vii. Resistance to solder heat

2. P/N LM4132AMF-3.3/NOPB (voltage reference, 3.3V, SOT23-5)

National Semiconductors Quality Program incluye la siguiente lista de test:

- i. Life tests, 1000 h 125 °C
- ii. HAST, parameters depending on the reliability level of the component
- iii. Failure mode tests, like “Bond Strenght” test

3. P/N LM4132AMF-2.5/NOPB (voltage reference, 2.5V, SOT23-5)

Idem que el anterior.

4. P/N OPA354AIDBVT (simple OpAmp, SOT23-5)

- i. Life tests: 150 °C, 1008 h
- ii. HAST: 85 % RH, 33.5 psia, 100h
- iii. Autoclave: 121 °C, 15 psia, 100 % RH
- iv. Temperature cycling: -65 to 150 °C
- v. Electrical characterization over temperature
- vi. X-rays

5. P/N LT1789IS8-1#PBF (InAmp, SOIC 8)

- i. Operating life test, 125 °C, 548
- ii. Pressure cooker test at 15 psig, 121 °C, 1500 h

6. P/N S-3096-02 (optical angle sensor)

- i. Temperature cycles: -40 to 100 °C

7. P/N SFH4248 (LED)

Osram ha realizado test a un componente similar al utilizado, siendo este el SFH4242:

- i. Life test: 85 °C, 100
- ii. Temperature and humidity bias: 85 °C, RH: 85 %, 1000h
- iii. Power temperature cycling: -40 / 85 °C, 500 h
- iv. ESD

8. TEMD5110 (photodiode)

Visahy dispone de una serie de test muy interesantes de “screening” y “qualification”, estos son confidenciales.

9. P/N AD627BR (InAmp, SOIC 8)

- i. Autoclave: 121 °C, 100% RH, p = 2atm, 168 h
- ii. High Temperature Storage: 150 °C, 1000 cycles
- iii. Preconditioning: 1) 24 h 125 °C 2) 168 h 85 °C 85 % RH AND 3) Reflow: 260 ± 5 °C
- iv. Temperature cycles: -65 / 150 °C, 1000 cycles
- v. Thermal shock: -65 / 150 °C, 1000 cycles
- vi. HAST: 130 °C, 85 % RH, 2 atm (biased)
- vii. HTOL: 125 °C (biased) 1000 h

Partiendo que todos los componentes han sido seleccionados del mismo lote, el primer paso ha sido calificar un lote, para lo cual se ejecutó un test eléctrico inicial seguido de un “ life test burn-in” sobre 10 muestras y un ciclado térmico sobre 5 muestras, concluyendo con las medidas eléctricas finales.

Tras pasar satisfactoriamente los test, se da por calificado el lote, desechando las muestras utilizadas. A partir de este momento, se dispone de un lote controlado/calificado para ser utilizado en futuros trabajos.

A continuación, sobre el lote calificado, se ejecuto un screening para seleccionar los componentes utilizados en el instrumento. El número de componentes incluidos en el screening dependió en cada componente del número utilizados en el modelo, como norma se testeó 3 componentes más que los integrados en el instrumento.

Todos los componentes de plástico integrados en el instrumento, han pasado satisfactoriamente los test de calificación y screening solicitados por la misión, si bien alguno ha presentado una variación de alguno de sus parámetros característicos bajo test que no resulta significativa con respecto a los datos proporcionados por el fabricante.

Tras los resultados presentados anteriormente se deduce que el instrumento cumple con el requisito *SIS-REQ-06 sobre componentes PEMs* impuesto por la misión.

<i>SIS-REQ-09</i>	<p><i>Temperatura de operación: -75°C a +40°C.</i></p> <p><i>Temperatura de supervivencia: -135°C a +70°C.</i></p>
--------------------------	--

Por lo general, el rango de funcionamiento especificado en las hojas características proporcionados por los fabricantes suele estar comprendido entre -55°C y +125°C, estando este muy por debajo de los requisitos de la misión.

Por lo tanto en una primera fase y antes de seleccionar el componente a montar en el instrumento, ha sido necesario testar todos los componentes a baja temperatura para garantizar el funcionamiento de los mismos. Para disminuir el coste, dicho test se realizo sobre el equivalente comercial del componente, ya que si todo va bien, la posibilidad de fallo de su equivalente de vuelo es mínima.

Es importante destacar que se han testado varios candidatos de igual funcionalidad pero de distinta familia, para evitar en caso de fallo no tener otra opción disponible.

En la mayoría de los casos se han testeado 3 unidades por componente, siendo todos ellos de un mismo lote, midiendo sus parámetros más característicos antes, durante y al final del ciclo de temperatura.

Para las resistencias y condensadores se han testeado varias unidades por familias.

La cámara utilizada para los test ha sido la Sun Electronics EC-10 LM.

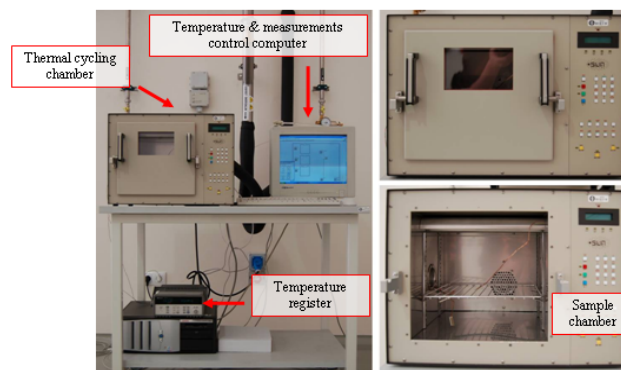


Figura. 4.2 EC-10 LM cámara

Sobre el instrumento, principalmente se han realizado tres tipos de test:

- Ciclado térmico de diferentes tipos de pegamentos, cables y componentes con distintos encapsulados, sobre estos se ha medido continuidad y el estado de los mismos antes, durante y tras el ciclado mediante técnicas de rayos X.
- Test de caracterización de los parámetros característicos de los componentes a baja temperatura, para determinada su viabilidad para el proyecto.
- Ciclado térmico de la unidad completamente montada a nivel QM. Este será presentado en el capítulo siguiente.

Dada la confidencialidad de los resultados estos no serán presentados, si bien, tras chequear los resultados obtenidos todos los componentes integrados en el instrumento han pasado los dos primeros test satisfactoriamente, por supuesto que en algún caso, algunos de sus parámetros han sufrido variaciones, pero siempre dentro de un margen permitido.

Quizás uno de los resultados más significativos es el caso del Conversor Analógico-digital 7809 cuya referencia interna falla a baja temperatura, con lo cual durante el diseño se optó por utilizar una referencia externa en lugar de la integrada por el componente.

A continuación, a modo de ejemplo se muestran algunas figuras obtenidas durante el test.

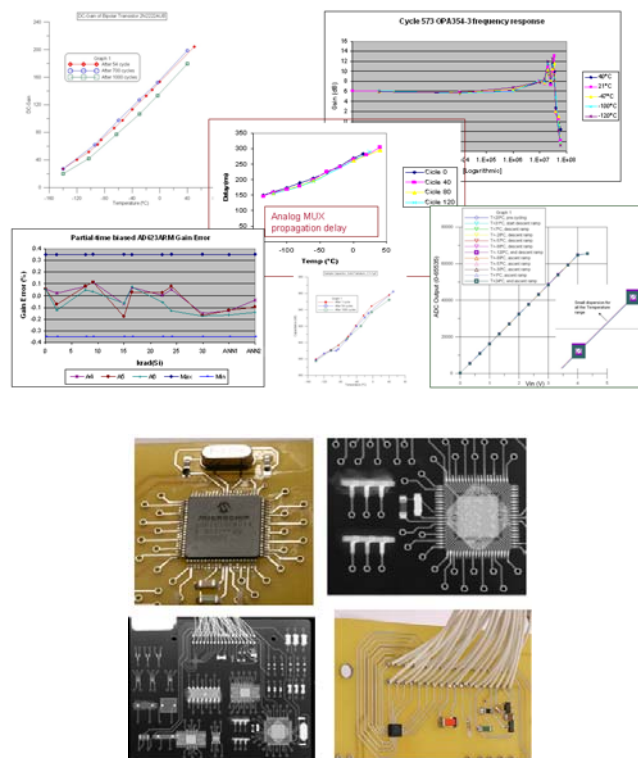


Figura. 4.3 Resultados test de temperatura sobre componentes

Tras los resultados presentados anteriormente se deduce que el instrumento cumple con el requisito *SIS-REQ-09* de temperatura impuesto por la misión.

4.2 TEST ELECTRICOS.

Destacar que el montaje de cada una de las tarjetas que integran el instrumento se llevo gran parte de tiempo de la planificación del diseño del SIS, ya que lo más prudente es ir montando cada tarjeta por etapas, con lo cual antes de pasar al montaje de la siguiente etapa ha sido necesario pasar un primer test eléctrico “reducido” garantizando el buen funcionamiento de la etapa montada.

Otro aspecto a destacar, ha sido la variedad de modelos montados utilizando el mismo diseño de PCBs. Para esto es muy importante utilizar componentes cuya huella del

modelo comercial, militar y RadHard sea la misma, de esta forma, una vez validada la tarjeta integrada en el prototipo, el éxito de funcionamiento al montar la de vuelo estará garantizado en un 99%.

Este detalle es muy importante y gracias al mismo se ha conseguido reducir el tiempo empleado en los test intermedios a nivel de etapas realizados durante el montaje del SIS QM, el haber validado ya las tarjetas en otros prototipos reduce el tiempo empleado en validar el modelo QM y más en este instrumento ya que el alto grado de miniaturización dificulta el montaje y validación eléctrica a nivel de tarjetas del mismo.

Tras los test eléctricos intermedios realizados para garantizar el buen funcionamiento de cada una de las etapas testadas y una vez integrada la unidad se verificaron los siguientes requisitos:

SIS-REQ-03	<i>La potencia máxima disipada por el instrumento: < 700 mW.</i>
-------------------	--

Las siguientes tablas muestran la descripción de los interfaces eléctricos del instrumento.

Tabla. 4.4 MetSIS – Interfaz I/O

MetSIS – Interfaz I/O						
NOMBRE	FUNCION	TIPO	COLOR/CONECTOR 5 HILOS*	ORIGEN-DESTINO	NIVEL	“DATA RATE (kbps)”
5V	Alimentación	PWR	Rojo / 3	MetNet - SIS	5 V	---
GND (5V_RTN)	Masa, retorno	PWR	Amarillo / 5	MetNet - SIS	0 V	---

* Hilos 1, 2 y 4, no Conectados

Tabla. 4.5 OWLS_SIS – Interfaz I/O

OWLS_SIS – Interfaz I/O						
NOMBRE	FUNCION	TIPO	COLOR/CONECTOR 12 HILOS*	ORIGEN-DESTINO	NIVEL	“DATA RATE (kbps)”
5V	Alimentación	PWR	Rojo / 3	MetNet – OWLS_SIS	5 V	---
GND (5V_RTN)	Masa, retorno	PWR	Amarillo / 5	MetNet – OWLS_SIS	0 V	---
SIS_RX+	(+) Datos enviados desde la plataforma para ser transmitidos IR	D	Gris / 9	MetNet – OWLS_SIS	0V/5V	57.6

OWLS_SIS – Interfaz I/O						
NOMBRE	FUNCION	TIPO	COLOR/CONECTOR 12 HILOS	ORIGEN-DESTINO	NIVEL	“DATA RATE (kbps)”
SIS_RX-	(-) Datos enviados desde la plataforma para ser transmitidos IR	D	Violeta / 8	MetNet – OWLS_SIS	0V/5V	57.6
SIS_TX+	(+) Datos recibidos por IR para ser transmitidos a la plataforma	D	Gris / 9	MetNet – OWLS_SIS	0V/5V	57.6
SIS_TX-	(-) Datos recibidos por IR para ser transmitidos a la plataforma	D	Azul / 8	MetNet – OWLS_SIS	0V/5V	57.6

* Hilos 1, 2, 4, 10, 11 y 12, no Conectados

A continuación se resumen los parámetros característicos obtenidos:

- Tensión nominal: $5V \pm 0.1V$.
- Ruido: $< 50 mV_{pk-pk}$.
- Potencia media_{MetSIS}: $290 mW \pm 10\%$.
- Potencia pico_{MetSIS}: $420 mW \pm 10\%$.
- Potencia media_{OWLS_SIS}: $140 mW \pm 10\%$.
- Potencia pico_{OWLS_SIS}: $395 mW \pm 10\%$.

El consumo nominal del instrumento a 25°C se desglosa en:

- SIS: 58 mA de 5V (290 mW).
- OWLS_SIS: 28 mA de 5V (140 mW).

Este consumo se vera incrementado durante las transmisiones, de la misma manera que a bajas temperaturas, el consumo será menor, las siguientes tablas muestran las variaciones de consumo que sufre el instrumento dependiendo del mensaje transmitido y de la temperatura a la cual se encuentra el instrumento.

Tabla. 4.6 I/O Consumo MetSIS

MetSIS – CONSUMO						
POTENCIA	CONSUMO (25°C)		CONSUMO (-50°C)		CONSUMO (-90°C)	
	REPOSO	TX: Configuración o Paquete de datos pico	REPOSO	TX: Configuración o Paquete de datos pico	REPOSO	TX: Configuración o Paquete de datos pico
5V	58 mA	84 mA	41 mA	59 mA	39 mA	50 mA

*Coincidiendo con la transmisión del Led.

Tabla. 4.7 I/O Consumo OWLS_SIS

OWLS_SIS – CONSUMO						
POTENCIA	CONSUMO (25°C)		CONSUMO (-50°C)		CONSUMO (-90°C)	
	REPOSO	TX: Configuración o Paquete de datos pico	REPOSO	TX: Configuración o Paquete de datos pico	REPOSO	TX: Configuración o Paquete de datos pico
5V	28 mA	79 mA	15 mA	62 mA	19 mA	50 mA

*Coincidiendo con la transmisión del Led.

Destacar que el pico de consumo de la unidad MetSIS y del módulo OWLS_SIS, debido a la transmisión, no se produce de manera simultanea, ya que cuando un módulo transmite el otro recibe y viceversa.

Tras los resultados presentados anteriormente se deduce que el instrumento cumple con el requisito *SIS-REQ-03* de potencia impuesto por la misión.

<i>SIS-REQ-07</i>	<i>Enlace óptico de 54 cm de distancia.</i>
--------------------------	--

Para ejecutar este test, se ha colocado la unidad MetSIS y el módulo OWLS_SIS en un mástil simulando su situación en METNET. Es importante garantizar una visión directa entre ambos condición necesaria para tener un enlace óptico óptimo.

Destacar que la distancia, la luz ambiente y el polvo depositado durante las fuertes tormentas de viento que sufre Marte, son aspectos que se han tenido muy en cuenta a la hora de diseñar los módulos optoelectrónicos, por lo tanto el enlace óptico debe funcionar:

- Bajo condiciones de luz ambiente.

- Un rango de distancias mayor de 54 cm ya que de esta forma se garantiza que el enlace sea operativo tras recibir una deposición de polvo.

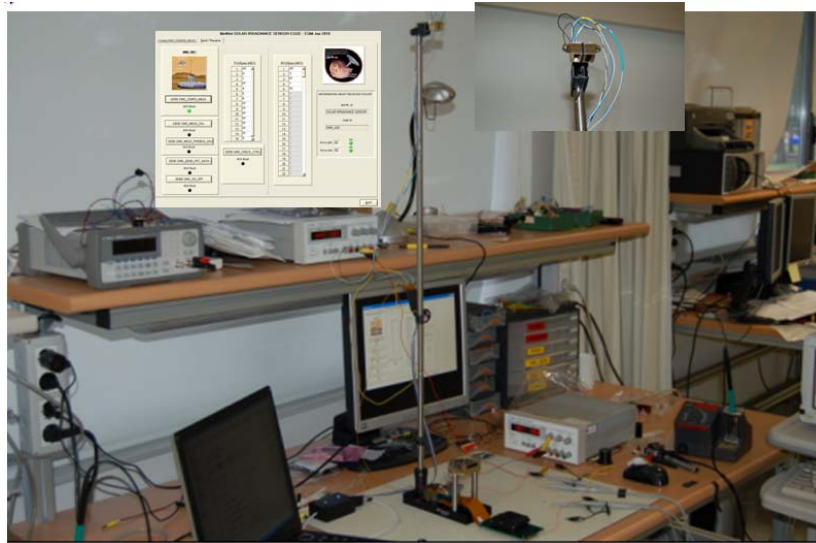


Figura. 4.4 Instrumento ubicado en el mástil para test de enlace óptico

Tras los test ejecutados sobre el sensor, utilizando la aplicación de usuario presentada en el capítulo 3, se verifica que el enlace óptico funciona correctamente bajo condiciones de luz ambiente, presentando un rango de funcionamiento comprendido entre:

$$1m \geq d \geq 0.5m \quad \langle \text{Ec.5.1} \rangle$$

A la vista de los resultados anteriores se confirma que el instrumento cumple con el requisito SIS-REQ-07 de distancia entre unidades impuesto por la misión.

Posteriormente, no siendo este trabajo parte del proyecto, tanto la potencia como la sensibilidad angular del enlace óptico será calibrada/caracterizada.

4.3 TEST FUNCIONALES.

Mediante los test funcionales, se chequeará que el instrumento es capaz de interpretar los Comandos recibidos por la plataforma y enviar las Telemidas generadas, es decir, debe de cumplir el protocolo de comunicación impuesto.

Además será preciso comprobar que se respetan los tiempos entre paquetes y entre transmisión y recepción, ya que de lo contrario se produciría un fallo en el canal de comunicación óptica.

SIS-REQ-04	<i>Autonomía: Debido a los limitados recursos de computación y comunicaciones con Tierra, el instrumento ha de incluir un pequeño procesador integrado que le permita operar con cierta autonomía, almacenar temporalmente datos, etc</i>
-------------------	--

El componente seleccionado como procesador es la FPGA de Actel RTSX32SU-CQ84EV. La selección de este modelo esta basado en estudios del JPL, incluso según dichos estudios, el modelo A54SX32A-CQ84 (modelo de ingeniería) puede trabajar en condiciones extremas como puede ser la atmósfera Marciana, con rangos de temperatura de -160 °C a 80 °C.

De su datasheet, cabe remarcar las siguientes especificaciones:

- SEU-Hardened registers
- Immune to Single-Event Upsets (SEU) to LETTH > 40 MeV·cm²/mg
- SEU Rate < E10–10 upset/bit-day in worst-case geosynchronous orbit
- Up to 100 krad (Si) Total Ionizing Dose (TID) — parametric performance supported with lot-specific test data
- Single-Event Latch-Up (SEL) immunity

Como memoria externa, el instrumento lleva integrada la memoria SRAM MMDJ-65608EV-30-E de Atmel utilizada para almacenar las medidas generadas por el instrumento. Memoria CMOS de muy bajo consumo de 128K x 8 bits.

A la vista de los resultados anteriores se confirma que el instrumento cumple con el requisito *SIS-REQ-04* de autonomía impuesto por la misión.

SIS-REQ-01	<p><i>La comunicación entre el SIS y el OBC será mediante un protocolo basado en 8 bits de datos, más 1 bit de inicio, más 1 bit de paridad y 1 de stop. La velocidad de transmisión máxima será 115.2 kbps.</i></p> <p><i>El instrumento debe cumplir el protocolo presentado en el capítulo II, será capaz de interpretar los comandos y generar las Telemidas detalladas en dicho capítulo.</i></p>
-------------------	--

Tal y como se presento en el Capítulo II, la siguiente figura muestra la secuencia de medida que ejecuta el instrumento en sus dos modos de funcionamiento, en modo inmediato y en modo periódico.

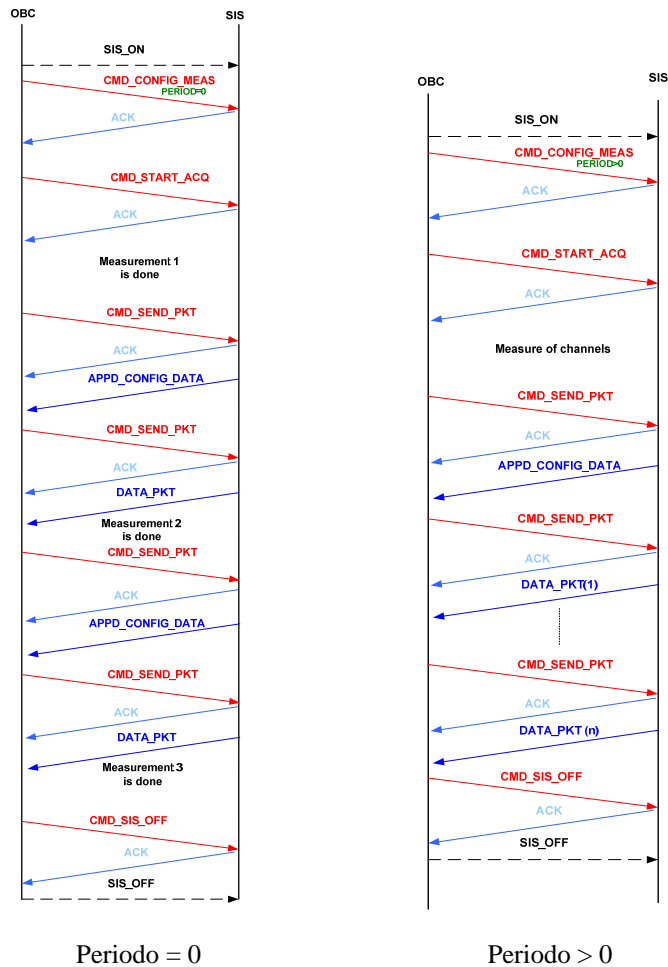


Figura. 4.5 Secuencia de Medida del modo inmediato y periódico

El procedimiento seguido para comprobar que el instrumento cumple con el protocolo definido ha sido ejecutar cada uno de los comandos por separado comprobando que este interpreta los comandos recibidos y genera en caso necesario la Telemetria correspondiente.

4.3.1 VERIFICACIÓN DEL COMANDO CMD_CONFIG_MEAS

Tal y como se presento en el capítulo II, este comando configura el modo de funcionamiento del instrumento.

La secuencia a realizar para validar la transmisión e interpretación del comando será la siguiente:

- 1.- Configurar el modo de medida.
- 2.- Enviar mediante la aplicación SISEgse_QM el comando CMD_CONFIG_MEAS.
- 3.- Si la recepción ha sido correcta por parte del SIS, este devolverá el ACK correspondiente.

Tras ejecutar la aplicación de usuario SISEgse_QM aparecerá la pantalla de configuración de la medida.

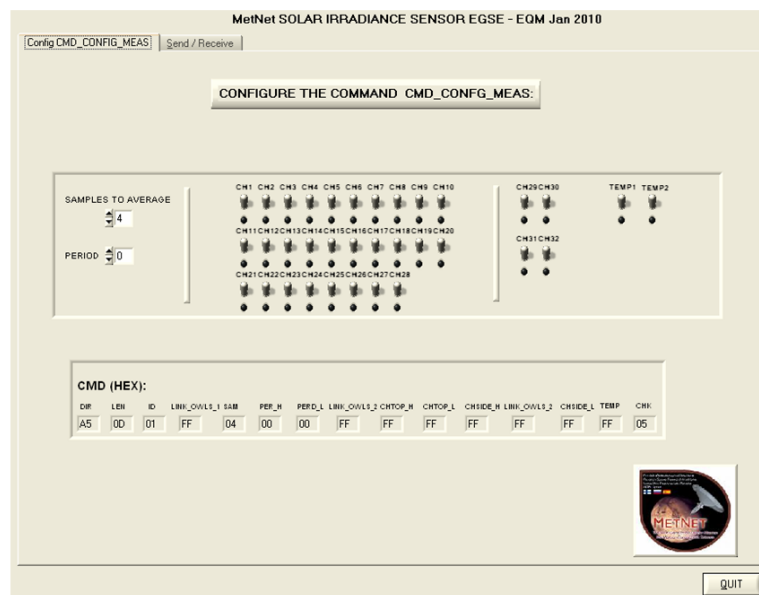


Figura. 4.6 Pantalla de configuración de Medida

La configuración de medida seleccionada es:

- Modo 0 (Modo inmediato).
- Todos los canales seleccionados.
- Promedio de 16 muestras por medida.

A continuación, tras pulsar en la pantalla “Send/Receive” el botón “Send CMD_CONFIG_MEAS”, aparecerá la siguiente pantalla.

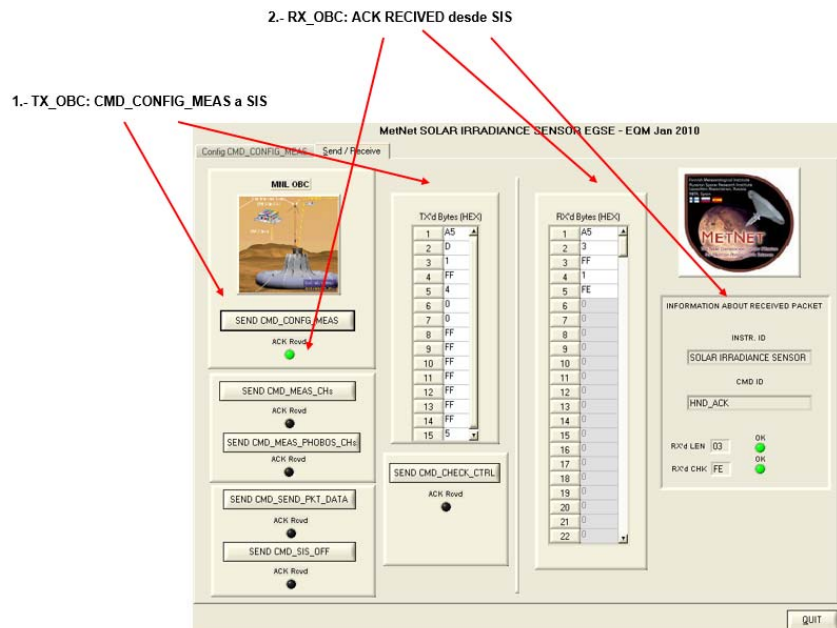


Figura. 4.7 Pantalla tras ejecutar el comando CMD_CONFIG_MEAS

Como se observa en la figura anterior, tras pulsar el botón “Send CMD_CONFIG_MEAS” aparece en la tabla TX los Bytes (HEX) transmitidos, coincidiendo estos con los presentados en el capítulo II.

A continuación el SIS recibe el comando, y envía el ACK correspondiente.

Tras analizar el ACK enviado por el SIS, el panel de recepción muestra la información del identificador de instrumento y CMD_ID correspondiente, la longitud y el valor del CHK del comando recibido, información que esta también reflejada en la tabla de RX. Como se puede observar estos coinciden con los presentados en el capítulo II. Además el indicador ACK Rcvd pasa a color verde (ACK recibido).

Para entender mejor la secuencia de medida, a continuación se presenta la captura mediante un osciloscopio de las líneas TX/RX de la unidad MetSIS y del módulo OWLS_SIS, estas capturas fueron tomadas durante la integración de la unidad antes de ser cerrada.

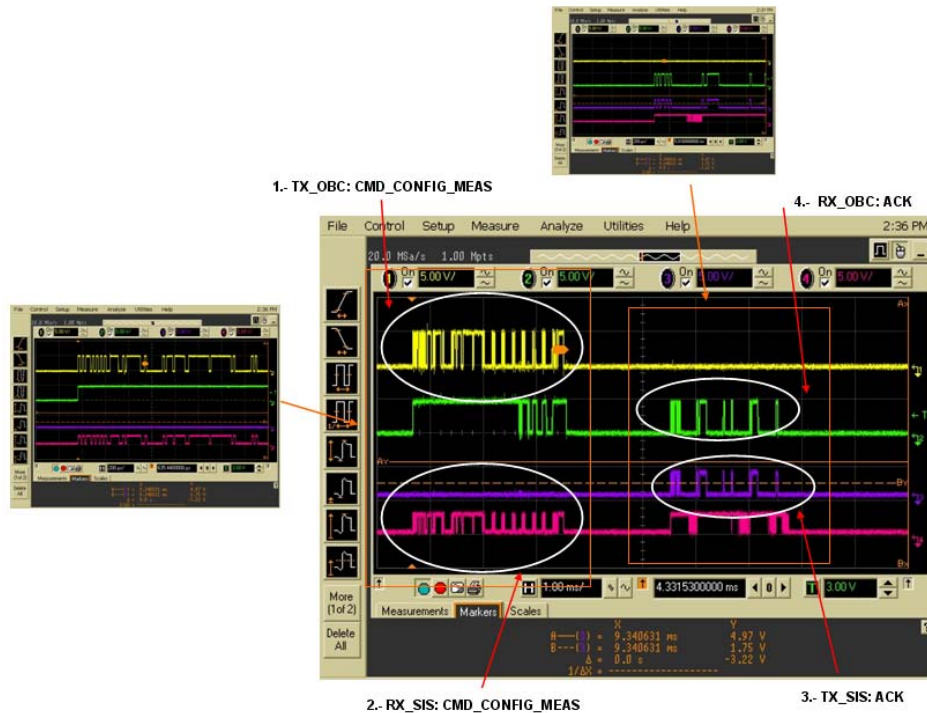


Figura. 4.8 Captura Osciloscopio CMD_CONFIG_MEAS

Teniendo en cuenta el siguiente código de colores:

- Amarillo: TX del módulo OWLS_SIS.
- Verde: RX del módulo OWLS_SIS.
- Morado: TX de la unidad MetSIS.
- Rosa: RX de la unidad MetSIS.

Se observa que:

- Punto 1: El módulo OWLS_SIS transmite el comando enviado desde la aplicación SISEgse_QM. Además tal y como se observa en la señal RX de dicho módulo, el receptor está saturado por dicha transmisión debido a la proximidad entre el led emisor y el fotodiodo receptor de su módulo Optoelectrónico.
- Punto 2: La unidad MetSIS recibe el comando transmitido desde el módulo OWLS_SIS.
- Punto 3: Tras recibir el comando, la unidad MetSIS envía el ACK correspondiente, esto se observa en la señal TX de MetSIS. Además se puede

observar la saturación de su canal de recepción, al igual que en el punto 1 este efecto es debido a la proximidad entre el led emisor y el fotodiodo receptor de su módulo Optoelectrónico.

- Punto 4: El módulo OWLS_SIS recibe el comando ACK enviado desde la unidad MetSIS.

4.3.2 VERIFICACIÓN DEL COMANDO `CMD_START_ACQ`

Tal y como se presento en el capítulo II, este comando indica al instrumento que debe comenzar la adquisición de acuerdo al modo de operación configurado en el comando `CMD_CONFIG_MEAS`.

La secuencia a realizar para validar la transmisión e interpretación del comando será la siguiente:

- 1.- Continuando con la secuencia anterior, desde la aplicación SISEgse_QM enviar el comando `CMD_START_ACQ`.
- 2.- Si la recepción ha sido correcta por parte del SIS, este devolverá el ACK correspondiente.

Tras pulsar el botón “Send `CMD_START_ACQ`”, aparecerá la siguiente pantalla.

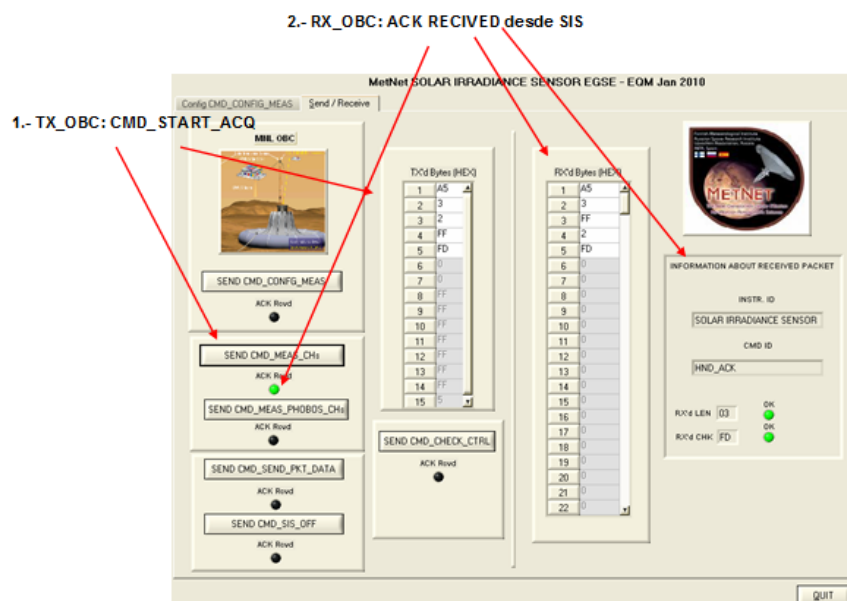


Figura. 4.9 Pantalla tras ejecutar el comando `CMD_START_ACQ`

Como se observa en la figura anterior, tras pulsar el botón “Send CMD_START_ACQ” aparece en la tabla TX los Bytes (HEX) transmitidos, coincidiendo estos con los presentados en el capítulo II.

A continuación el SIS recibe el comando, y envía el ACK correspondiente.

Tras analizar el ACK enviado por el SIS, el panel de recepción muestra la información del identificador de instrumento y CMD_ID correspondiente, la longitud y el valor del CHK del comando recibido, información que esta también reflejada en la tabla de RX. Como se puede observar estos coinciden con los presentados en el capítulo II. Además el indicador ACK Rcvd pasa a color verde (ACK recibido).

Para entender mejor la secuencia de medida, a continuación se presenta la captura mediante un osciloscopio de las líneas TX/RX de la unidad MetSIS y del módulo OWLS_SIS.

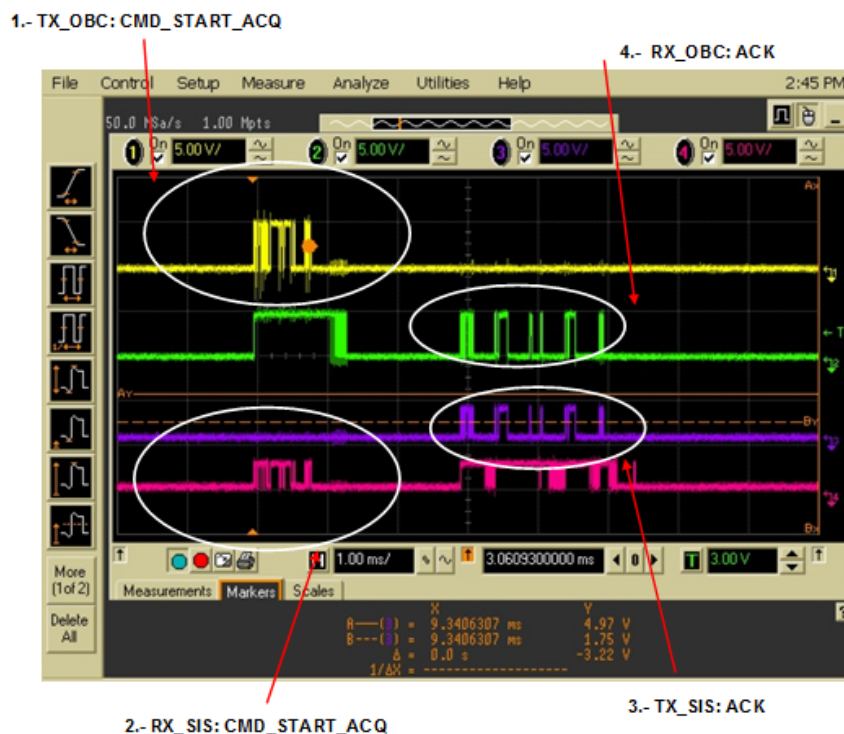


Figura. 4.10 Captura Osciloscopio CMD_START_ACQ

El código de colores de cada una de las señales es el mismo al presentado anteriormente, de la figura anterior se deduce:

- Punto 1: El módulo OWLS_SIS transmite el comando enviado desde la aplicación SISEgse_QM. Además tal y como se observa en la señal RX de

dicho módulo, el receptor esta Saturado por dicha transmisión debido a la proximidad entre el led emisor y el fotodiodo receptor de su módulo Optoelectrónico.

- Punto 2: La unidad MetSIS recibe el comando transmitido desde el módulo OWLS_SIS.
- Punto 3: Tras recibir el comando, la unidad MetSIS envía el ACK correspondiente, esto se observa en la señal TX de MetSIS. Además se puede observar la saturación de su canal de recepción, al igual que en el punto 1 este efecto es debido a la proximidad entre el led emisor y el fotodiodo receptor de su módulo Optoelectrónico.
- Punto 4: El módulo OWLS_SIS recibe el comando ACK enviado desde la unidad MetSIS.

4.3.3 VERIFICACIÓN DEL COMANDO CMD_SEND_PKT

Tal y como se presento en el capítulo II, este comando solicita al instrumento el paquete de datos generado.

La secuencia a realizar para validar la transmisión e interpretación del comando será la siguiente:

- 1.- Continuando con la secuencia anterior, desde la aplicación SISEgse_QM enviar el comando CMD_SEND_PKT.
- 2.- Si la recepción ha sido correcta por parte del SIS, este devolverá el ACK correspondiente.
- 3.- A continuación, el SIS enviará el paquete de datos correspondiente, tras el primer CMD_SEND_PKT, enviará la configuración de la medida.
- 4.- Enviar un nuevo comando CMD_SEND_PKT.
- 5.- Si la recepción ha sido correcta por parte del SIS, este devolverá el ACK correspondiente.
- 6.- A continuación, el SIS enviará el paquete de datos correspondiente, tras el

segundo CMD_SEND_PKT, enviará la medida realizada.

Tras pulsar el botón “Send CMD_SEND_PKT”, aparecerá la siguiente pantalla.

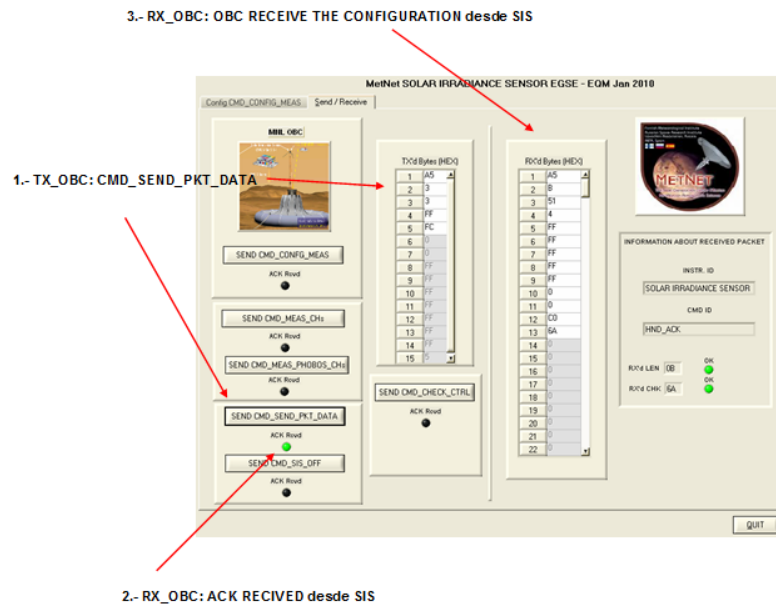


Figura. 4.11 Pantalla tras ejecutar el comando CMD_SEND_PKT (1)

Como se observa en la figura anterior, tras pulsar el botón “Send CMD_SEND_PKT” aparece en la tabla TX los Bytes (HEX) transmitidos, coincidiendo estos con los presentados en el capítulo II.

Tras recibir el SIS el comando anterior, este envía el ACK correspondiente, pasando el indicador ACK Rcvd a color verde al ser todo correcto.

A continuación, el SIS ante la primera solicitud de enviar datos, enviara la configuración de medida programada.

La tabla RX muestra la información en Bytes de la configuración recibida desde el SIS.

Al igual que anteriormente, para entender mejor la secuencia de medida, a continuación se presenta la captura mediante un osciloscopio de las líneas TX/RX de la unidad MetSIS y del módulo OWLS_SIS.

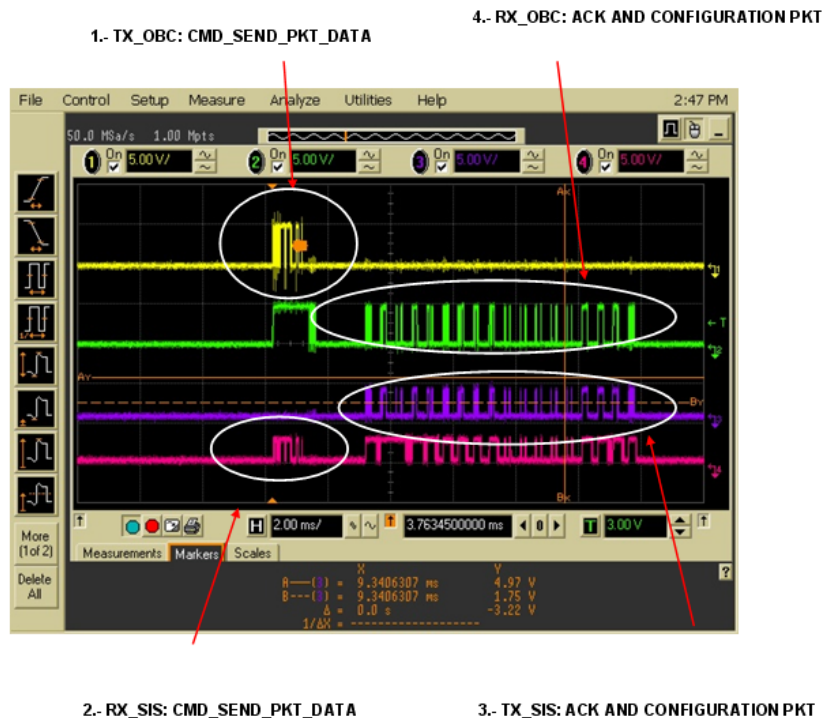


Figura. 4.12 Captura Osciloscopio CMD_SEND_PKT (1)

El código de colores de cada una de las señales es el mismo al presentado anteriormente, de la figura anterior se deduce:

- Punto 1: El módulo OWLS_SIS transmite el comando enviado desde la aplicación SISEgse_QM. Además tal y como se observa en la señal RX de dicho módulo, el receptor está saturado por dicha transmisión debido a la proximidad entre el led emisor y el fotodiodo receptor de su módulo Optoelectrónico.
- Punto 2: La unidad MetSIS recibe el comando transmitido desde el módulo OWLS_SIS.
- Punto 3: Tras recibir el comando, la unidad MetSIS envía el ACK correspondiente y el paquete de configuración actual del instrumento, esto se observa en la señal TX de MetSIS. Además se puede observar la saturación de su canal de recepción, al igual que en el punto 1 este efecto es debido a la proximidad entre el led emisor y el fotodiodo receptor de su módulo Optoelectrónico.

- Punto 4: El módulo OWLS_SIS recibe el comando ACK y el paquete de configuración enviado desde la unidad MetSIS.

A continuación para solicitar la medida realizada será necesario ejecutar un segundo “Send CMD_SEND_PKT”.

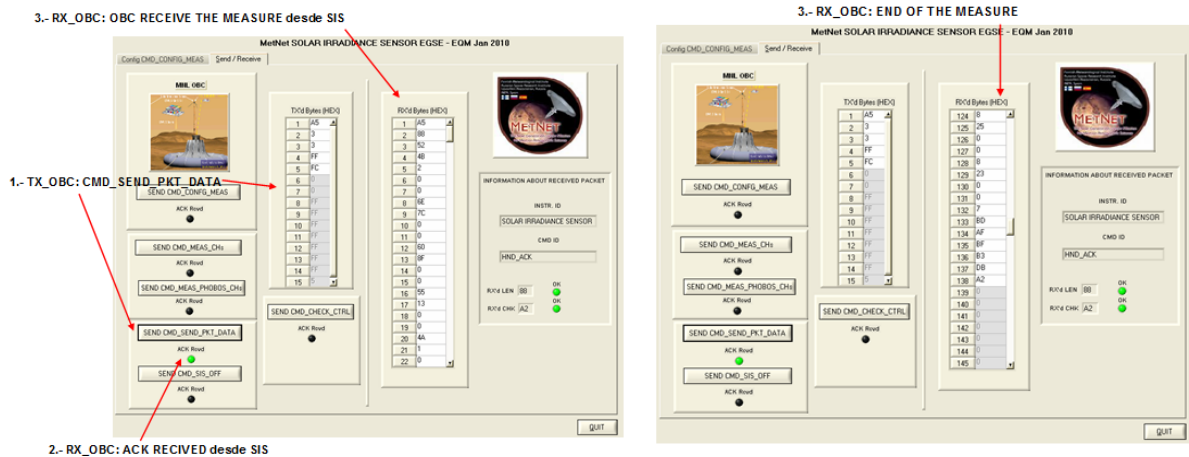


Figura. 4.13 Pantalla tras ejecutar el comando CMD_SEND_PKT (2)

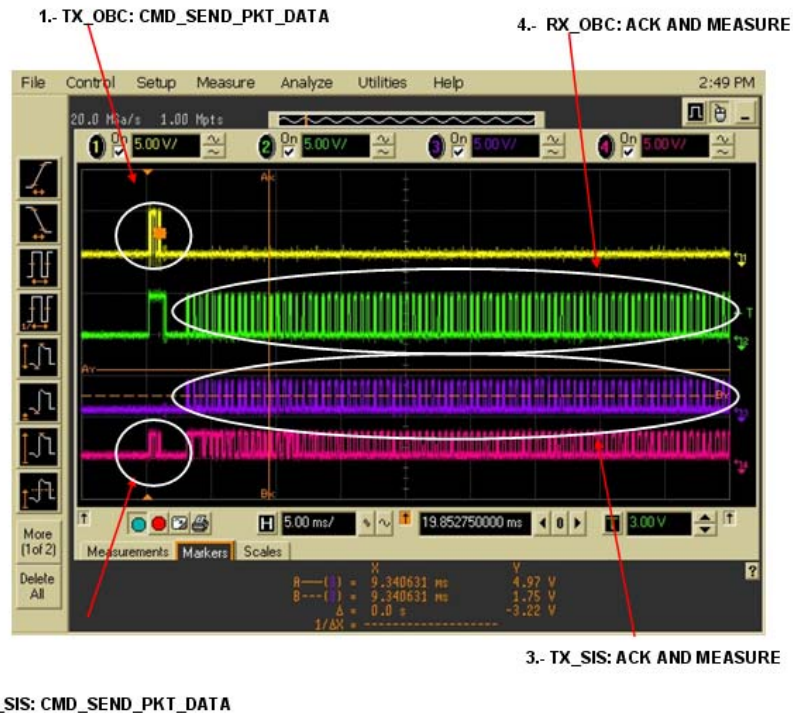
Como se observa en la figura anterior, tras pulsar el botón “Send CMD_SEND_PKT” aparece en la tabla TX los Bytes (HEX) transmitidos, coincidiendo estos con los presentados en el capítulo II.

Tras recibir el SIS el comando anterior, este envía el ACK correspondiente, pasando el indicador ACK Rcvd a color verde al ser todo correcto.

A continuación, el SIS ante la segunda solicitud de enviar datos, enviara la medida realizada.

La tabla RX muestra la información en Bytes de la medida recibida desde el SIS, como se puede observar se reciben 138 Bytes.

Al igual que anteriormente, para entender mejor la secuencia de medida, a continuación se presenta la captura mediante un osciloscopio de las líneas TX/RX de la unidad MetSIS y del módulo OWLS_SIS.



2.- RX_SIS: CMD_SEND_PKT_DATA

Figura. 4.14 Captura Osciloscopio CMD_SEND_PKT (2)

El código de colores de cada una de las señales es el mismo al presentado anteriormente, de la figura anterior se deduce:

- Punto 1: El módulo OWLS_SIS transmite el comando enviado desde la aplicación SISEge_QM. Además tal y como se observa en la señal RX de dicho módulo, el receptor está saturado por dicha transmisión debido a la proximidad entre el led emisor y el fotodiodo receptor de su módulo Optoelectrónico.
- Punto 2: La unidad MetSIS recibe el comando transmitido desde el módulo OWLS_SIS.
- Punto 3: Tras recibir el comando, la unidad MetSIS envía el ACK correspondiente y el paquete de datos que contiene la medida realizada, esto se observa en la señal TX de MetSIS. Además se puede observar la saturación de su canal de recepción, al igual que en el punto 1 este efecto es debido a la proximidad entre el led emisor y el fotodiodo receptor de su módulo Optoelectrónico.
- Punto 4: El módulo OWLS_SIS recibe el comando ACK y el paquete de datos con la medida efectuada por la unidad MetSIS.

Si el instrumento se hubiese programado en modo periódico (periodo > 0), ante la segunda solicitud de “Send CMD_SEND_PKT”, el instrumento enviaría paquetes de longitud máxima (254 Bytes), siendo el último paquete recibido un paquete en vacío, con lo cual indicaría que la memoria se ha descargado completamente.

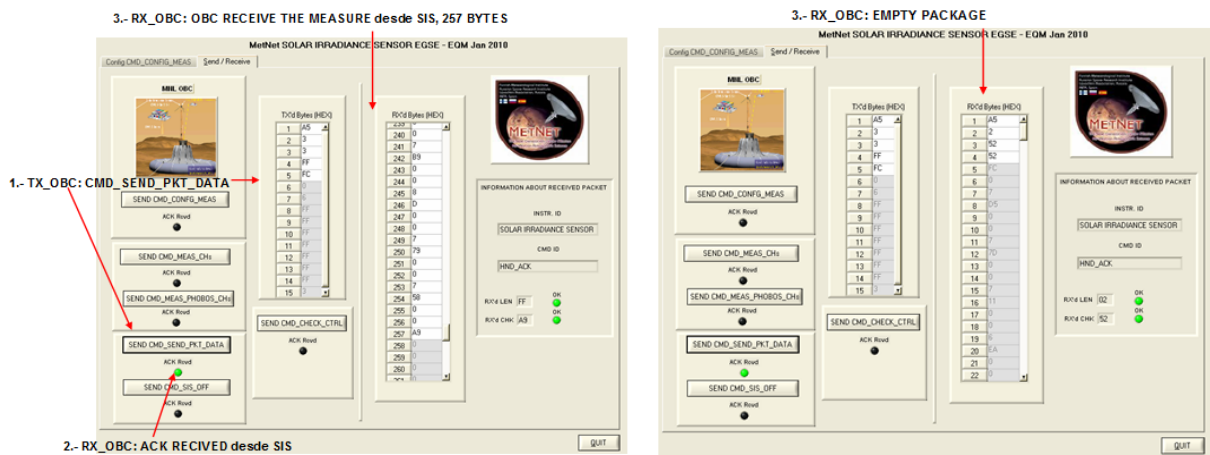


Figura. 4.15 Pantalla tras ejecutar el comando CMD_SEND_PKT (Periodo >0)

4.3.4 VERIFICACIÓN DEL COMANDO CMD_CHECK_CTRL

Tal y como se presento en el capítulo II, este comando permite testear el estado del instrumento.

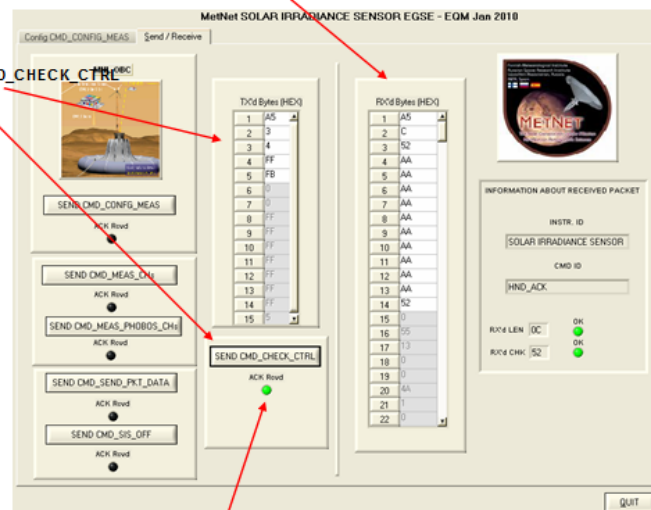
La secuencia a realizar para validar la transmisión e interpretación del comando será la siguiente:

- 1.- Continuando con la secuencia anterior, desde la aplicación SISEgse_QM enviar el comando CMD_CHECK_CTRL.
- 2.- Si la recepción ha sido correcta por parte del SIS, este devolverá el ACK correspondiente.
- 3.- A continuación, el SIS enviará el paquete de datos correspondiente.

Tras pulsar el botón “Send CMD_CHECK_CTRL”, aparecerá la siguiente pantalla.

3.- RX_OBC: OBC RECEIVE THE CHECK_CTRL_DATA_PKT desde SIS

1.- TX_OBC: CMD_CHECK_CTRL



2.- RX_OBC: ACK RECEIVED desde SIS

Figura. 4.16 Pantalla tras ejecutar el comando CMD_CHECK_CTRL

Como se observa en la figura anterior, tras pulsar el botón “Send CMD_SEND_PKT” aparece en la tabla TX los Bytes (HEX) transmitidos, coincidiendo estos con los presentados en el capítulo II.

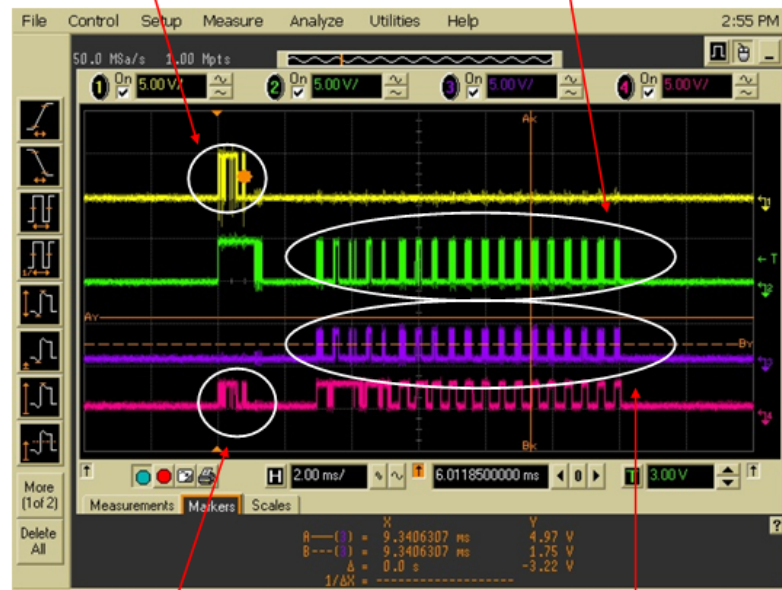
Tras recibir el SIS el comando anterior, este envía el ACK correspondiente, pasando el indicador ACK Rcvd a color verde al ser todo correcto.

A continuación, el SIS envía los datos solicitados, la tabla RX muestra la información en Bytes de la configuración recibida desde el SIS, en este caso se ha programado un “dummy” con el dato AA.

Al igual que anteriormente, para entender mejor la secuencia de medida, a continuación se presenta la captura mediante un osciloscopio de las líneas TX/RX de la unidad MetSIS y del módulo OWLS_SIS.

1.- TX_OBC: CMD_CHECK_CTRL

4.- RX_OBC: ACK AND CTRL_DATA_PKT



2.- RX_SIS: CMD_CHECK_CTRL

3.- TX_SIS: ACK AND CHECK_CTRL_DATA_PKT

Figura. 4.17 Captura Osciloscopio CMD_CHECK_CTRL

- Punto 1: El módulo OWLS_SIS transmite el comando enviado desde la aplicación SISEgse_QM. Además tal y como se observa en la señal RX de dicho módulo, el receptor está saturado por dicha transmisión debido a la proximidad entre el led emisor y el fotodiodo receptor de su módulo Optoelectrónico.
- Punto 2: La unidad MetSIS recibe el comando transmitido desde el módulo OWLS_SIS.
- Punto 3: Tras recibir el comando, la unidad MetSIS envía el ACK correspondiente y el paquete de datos "Check Ctrl" que contiene información del estado del instrumento, esto se observa en la señal TX de MetSIS. Además se puede observar la saturación de su canal de recepción, al igual que en el punto 1 este efecto es debido a la proximidad entre el led emisor y el fotodiodo receptor de su módulo Optoelectrónico.
- Punto 4: El módulo OWLS_SIS recibe el comando ACK y el paquete de datos "Check_Ctrl" enviado por la unidad MetSIS.

4.3.5 VERIFICACIÓN DEL COMANDO CMD_SIS_OFF

Tal y como se presento en el capítulo II, este comando avisa al instrumento de un inminente apagado.

La secuencia a realizar para validar la transmisión e interpretación del comando será la siguiente:

- 1.- Continuando con la secuencia anterior, desde la aplicación SISEgse_QM enviar el comando CMD_SIS_OFF.
- 2.- Si la recepción ha sido correcta por parte del SIS, este devolverá el ACK correspondiente.

Tras pulsar el botón “Send CMD_SIS_OFF”, aparecerá la siguiente pantalla.

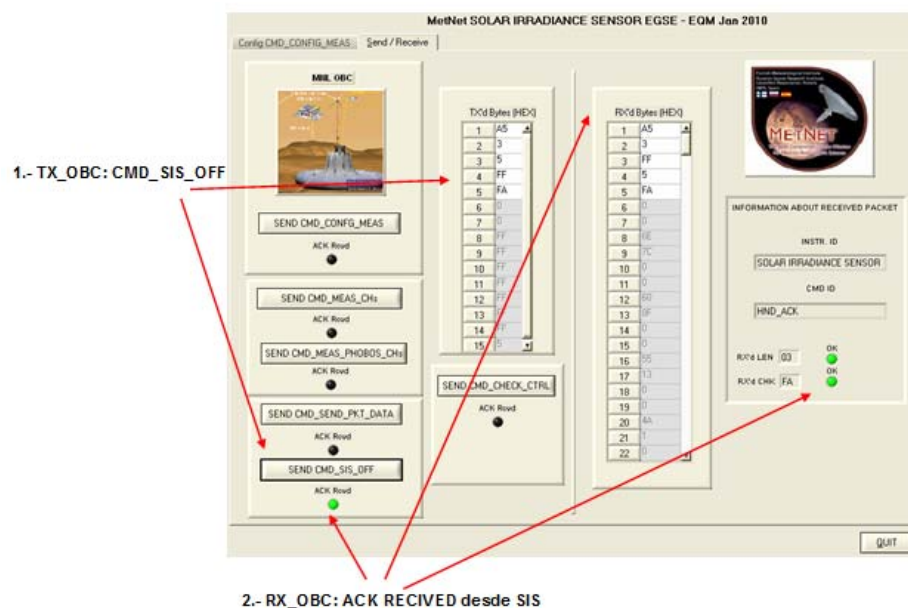


Figura. 4.18 Pantalla tras ejecutar el comando CMD_SIS_OFF

Como se observa en la figura anterior, tras pulsar el botón “Send CMD_SIS_OFF” aparece en la tabla TX los Bytes (HEX) transmitidos, coincidiendo estos con los presentados en el capítulo II.

A continuación el SIS recibe el comando, y envía el ACK correspondiente.

Tras analizar el ACK enviado por el SIS, el panel de recepción muestra la información del identificador de instrumento y CMD_ID correspondiente, la longitud y el

valor del CHK del comando recibido, información que esta también reflejada en la tabla de RX. Como se puede observar estos coinciden con los presentados en el capítulo II. Además el indicador ACK Rcvd pasa a color verde (ACK recibido).

Para entender mejor la secuencia de medida, a continuación se presenta la captura mediante un osciloscopio de las líneas TX/RX de la unidad MetSIS y del módulo OWLS_SIS.

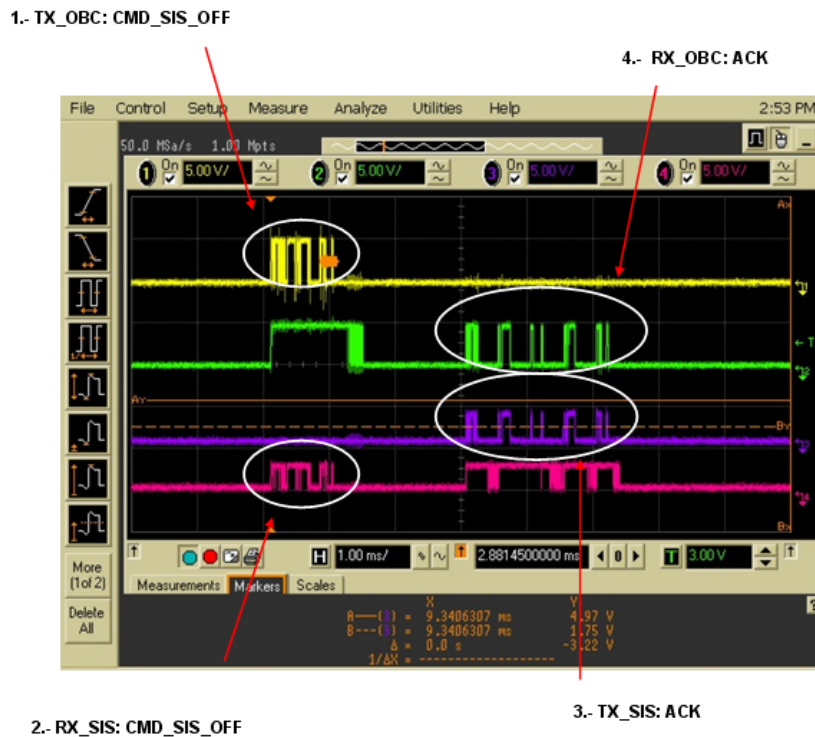


Figura. 4.19 Captura Osciloscopio CMD_SIS_OFF

El código de colores de cada una de las señales es el mismo al presentado anteriormente, de la figura anterior se deduce:

- Punto 1: El módulo OWLS_SIS transmite el comando enviado desde la aplicación SISEgse_QM. Además tal y como se observa en la señal RX de dicho módulo, el receptor esta Saturado por dicha transmisión debido a la proximidad entre el led emisor y el fotodiodo receptor de su módulo Optoelectrónico.
- Punto 2: La unidad MetSIS recibe el comando transmitido desde el módulo OWLS_SIS.

- Punto 3: Tras recibir el comando, la unidad MetSIS envía el ACK correspondiente, esto se observa en la señal TX de MetSIS. Además se puede observar la saturación de su canal de recepción, al igual que en el punto 1 este efecto es debido a la proximidad entre el led emisor y el fotodiodo receptor de su módulo Optoelectrónico.
- Punto 4: El módulo OWLS_SIS recibe el comando ACK enviado desde la unidad MetSIS.

Tras los resultados obtenidos y tras ejecutar diferentes ciclogramas de funcionamiento se deduce que el instrumento cumple con el requisito *SIS-REQ-01* de protocolo impuesto por la misión.



Capítulo V

Calificación del Instrumento

Este capítulo contempla uno de los principales hitos del proyecto que es la Calificación del Sensor de Irradiancia Solar frente a los requisitos impuestos por la misión al planeta Marte.

El objetivo principal del mismo será presentar los diferentes test ejecutados para calificar el instrumento, dada la confidencialidad de los resultados no se presentara un análisis exhaustivo de los mismos, lo más importante será determinar si tras el test el instrumento cumple con el requisito impuesto por la misión.

Los Test de Calificación ejecutados sobre el instrumento serán:

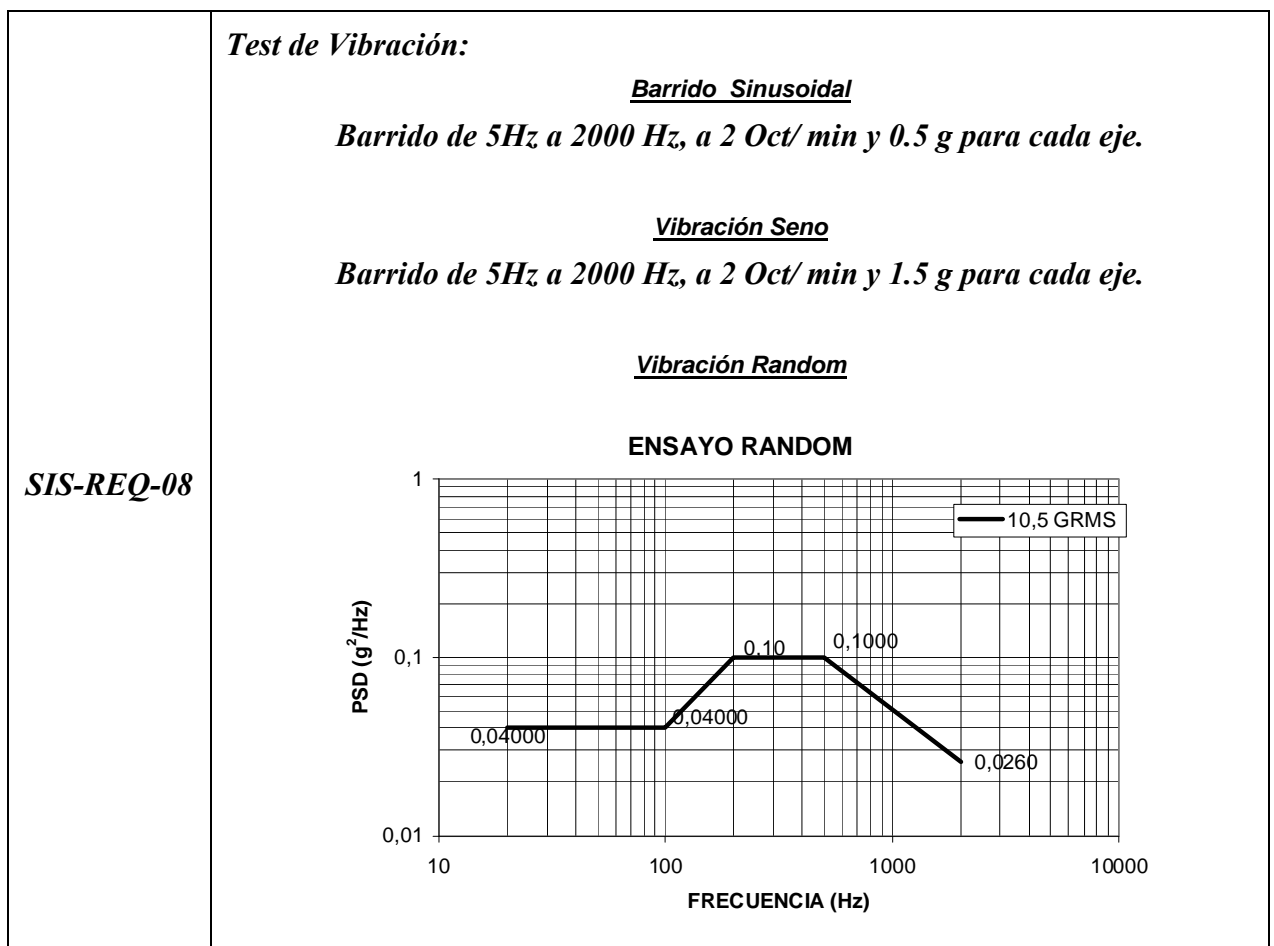
- Test de Vibración (Barrido sinusoidal, Vibración Seno y Vibración Random.
- Test de Ciclado Térmico, 6 ciclos de -90 °C a 70°C.
- Test de Vacío Térmico, 6 ciclos de -55 °C a 70 °C.
- Test de Choque, 500g @ 15ms.
- DHMR, 111°C @ 50h ó 125°C @ 6h.

5.1 TEST DE VIBRACION

Mediante el ensayo de vibración se somete al instrumento a vibraciones sinusoidales y aleatorias (Random) en los tres ejes de coordenadas, con el fin de ser testado en un ambiente de vibración con los umbrales necesarios de calificación en el cual operará. De esta forma se asegurara su funcionamiento, se comprobará su resistencia y se validará su estructura. En caso de fallo también servirá para realizar mejoras en su diseño.

En distintos puntos del instrumento o de la instalación de ensayo ha sido necesario colocar acelerómetros y otros elementos de medición para registrar los esfuerzos y deformaciones elásticas que ocurren durante las fases del estudio.

Según la tabla 1.2 Requisitos de diseño, presentada en el capítulo I se identifican el siguiente requisito de vibración:



El ensayo consistirá en someter la unidad a ensayos de vibración según tres ejes perpendiculares entre sí y paralelos a sus tres direcciones principales.

5.1.1 "TEST SET-UP"

Instalaciones

El ensayo se realizó en el Área de Ensayos Ambientales del INTA. Los equipos utilizados han sido los siguientes:

- Sistema de vibración electrodinámico LDS mod.963, cuyos límites máximos son: 155,7 KN de fuerza, desplazamiento de 25,4 mm pp y 2 m/s de velocidad máxima.
- Sistema de Control Digital Data Physics Signal Star Vector II 32 C.
- Acelerómetro de control B&K mod. 4514-B, este permite calibrar las vibraciones verticales y horizontales aplicadas sobre el instrumento.
- Acelerómetro de medida PCB mod. 356A01, este permite medir los niveles de vibración obtenidos.

El ensayo se llevo a cabo bajo las siguientes especificaciones de condiciones ambientales y sensores:

- Tolerancia de la aceleración $\pm 10\%$.
- Tolerancia PSD ± 1.5 dB (20 – 500 Hz), ± 3 dB (500 – 2000 Hz).
- Tolerancia de la frecuencia, 1 Hz por debajo de 500 Hz y $\pm 2\%$ por encima de 500 Hz.
- Tolerancia de duración del test ± 5 s.
- Temperatura ambiente 22 °C ± 5 °C.
- Humedad Relativa de $50\% \pm 10\%$.
- Test ejecutado a presión ambiental.

Instrumento

El instrumento sobre el que se ha ejecutado el test es el SIS modelo QM.

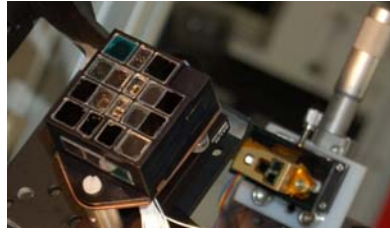


Figura. 5.1 Unidad MetSIS y módulo OWLS_SIS – Test de Vibración

Útiles de vibración

El modelo a ensayar ha sido montado en un útil de vibración especial, siendo este el que esta en contacto directo con la mesa de vibración.

El útil dispondrá de dos caras en forma de L, con lo que no ha sido necesario desmontarlo al ejecutar el test en distintos ejes.

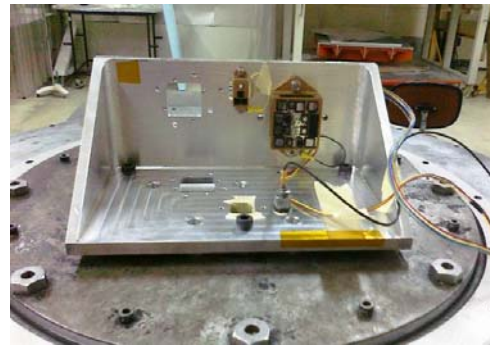
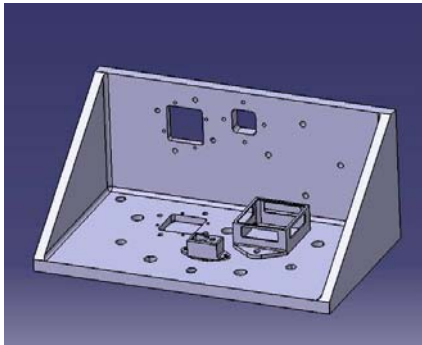


Figura. 5.2 Útil de vibración

Sensores

Los acelerómetros instalados para el control y medida de la respuesta del ensayo están indicados en la siguiente tabla.

Tabla. 5.1 Tipo y Localización de los sensores utilizados en el Test de Vibración

Nº	TIPO	LOCALIZACIÓN
1	Medida, Acelerómetro de 1 eje	Montado sobre el útil
2	Control, Acelerómetro de 3 ejes	Montados sobre la mesa vibratoria

5.1.2 NIVELES DE TEST

Sobre el instrumento se realizarán varios ensayos de vibración, ejecutados en cada uno de sus tres ejes (x, y, z).

Vibración Seno: Este test chequea la resistencia del instrumento a niveles altos de vibración que pueden aparecer durante la misión y el transporte.

Vibración Random: Este test simula las vibraciones ambientales que se pueden encontrar debido a la excitación vibro-acústica de las estructuras y equipos fijados a ellas.

Los niveles ejecutados durante el test son los indicados en el requisito SIS-REQ-08 presentado anteriormente.

5.1.3 SECUENCIA DE TEST

La siguiente figura muestra el diagrama de flujo de test a ejecutar en cada uno de los ejes (x, y, z).

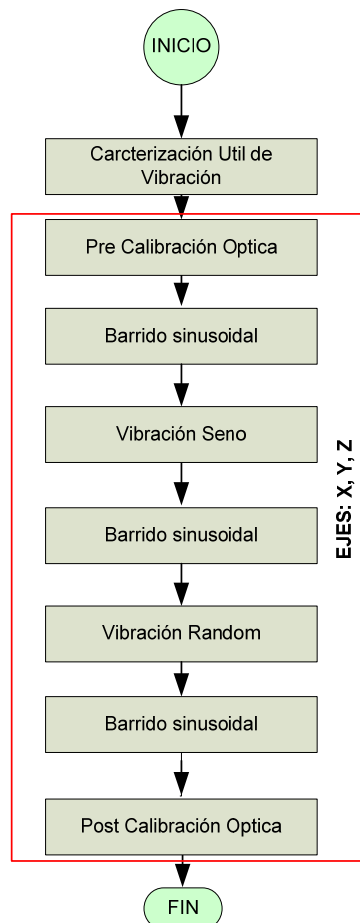


Figura. 5.3 Diagrama de flujo simplificado del Test de Vibración

Como se puede observar en la figura anterior, antes de ejecutar el test, es necesario realizar un test inicial el cual permite caracterizar el útil de vibración utilizado, este servirá para confirmar que el útil no introduce distorsión alguna al sistema.

Además antes de realizar los ensayos de vibración sinusoidal y aleatoria, es necesario ejecutar un barrido sinusoidal de bajo nivel, este servirá para determinar las frecuencias de resonancia.

De la misma manera después de realizar los ensayos se ejecutará otro barrido sinusoidal de bajo nivel para comprobar si se ha producido cambio en las frecuencias de resonancia, es una especie de firma mecánica del instrumento.

A continuación se presenta la secuencia de medida de manera más detallada.

1. Montar el útil de vibración sobre la mesa de vibración para ejecutar el test de vibración en el eje Z.
2. Montar los sensores de control y medida.
3. Ejecutar el barrido senoidal de bajo nivel de 5 a 2000 Hz a 2 Oct / min y 0.5 G.
4. Montar el útil de vibración sobre la mesa de vibración para ejecutar el test de vibración en el eje X.
5. Ejecutar el barrido senoidal de bajo nivel de 5 a 2000 Hz a 2 Oct / min y 0.5 G.
6. Montar el útil de vibración sobre la mesa de vibración para ejecutar el test de vibración en el eje Y.
7. Ejecutar el barrido senoidal de bajo nivel de 5 a 2000 Hz a 2 Oct / min y 0.5 G.
8. Ejecutar un Test Funcional/Caracterización del instrumento para garantizar su correcto funcionamiento.
9. Montar el instrumento SIS sobre el útil de vibración para ejecutar el test de vibración en el eje Z.
10. Ejecutar el barrido senoidal de bajo nivel de 5 a 2000 Hz a 2 Oct / min y 0.5 G.
11. Ejecutar el test de vibración seno sobre el eje Z.
12. Ejecutar el test de vibración Random sobre el eje Z.
13. Ejecutar el barrido senoidal de bajo nivel de 5 a 2000 Hz a 2 Oct / min y 0.5 G.
14. Desmontar el instrumento SIS del útil de vibración.
15. Ejecutar un Test Funcional/Caracterización del instrumento para garantizar su correcto funcionamiento.
16. Montar el instrumento SIS sobre el útil de vibración para ejecutar el test de vibración en el eje X.
17. Ejecutar el barrido senoidal de bajo nivel de 5 a 2000 Hz a 2 Oct / min y 0.5 G.
18. Ejecutar el test de vibración seno sobre el eje X.

19. Ejecutar el test de vibración Random sobre el eje X.
20. Ejecutar el barrido senoidal de bajo nivel de 5 a 2000 Hz a 2 Oct / min y 0.5 G.
21. Desmontar el instrumento SIS del útil de vibración.
22. Ejecutar un Test Funcional/Caracterización del instrumento para garantizar su correcto funcionamiento
23. Montar el instrumento SIS sobre el útil de vibración para ejecutar el test de vibración en el eje Y.
24. Ejecutar el barrido senoidal de bajo nivel de 5 a 2000 Hz a 2 Oct / min y 0.5 G.
25. Ejecutar el test de vibración seno sobre el eje Y.
26. Ejecutar el test de vibración Random sobre el eje Y.
27. Ejecutar el barrido senoidal de bajo nivel de 5 a 2000 Hz a 2 Oct / min y 0.5 G.
28. Desmontar el instrumento SIS del útil de vibración.
29. Ejecutar un Test Funcional/Caracterización del instrumento para garantizar su correcto funcionamiento
30. Desmontar el útil de vibración de la mesa de vibración.

Como se observa durante el test de vibración se han ejecutado varios test Funcional/Caracterización del instrumento con el fin de chequear el buen funcionamiento antes y después del test. En primer lugar se ha ejecutado un test funcional y a continuación una caracterización óptica rápida del instrumento, esta caracterización permite comprobar y comparar el estado físico de los fotodiodos y el buen funcionamiento del instrumento antes y después del ensayo en cada uno de los ejes, esto permitirá conocer en caso de fallo, donde se ha producido.

El Test Funcional ejecutado es similar al presentado en el apartado 4.3 del Capítulo IV.

Para realizar una caracterización rápida que permita comprobar el estado físico de los fotodiodos se ha utilizado una esfera integradora, ya que esta proporciona una posición controlada y reproducible para poder comparar el estado del SIS antes y después del ensayo.

Una vez posicionado la unidad MetSIS dentro de la esfera, mediante una fuente de alimentación se aplicará una excitación sobre las lámparas en forma de rampa, empezando con una rampa ascendente y terminando con una descendente, en múltiples puntos de la rampa se activará el instrumento para medir el nivel de señal proporcionado por el mismo.

Señalar que con este sistema no se pretende caracterizar el instrumento ya que no es una caracterización muy precisa, sin embargo proporciona suficiente información como para detectar posibles variaciones (aprox 5 %) en los canales de medida. Lo que se busca es un sistema rápido para determinar un “pasa no pasa”.

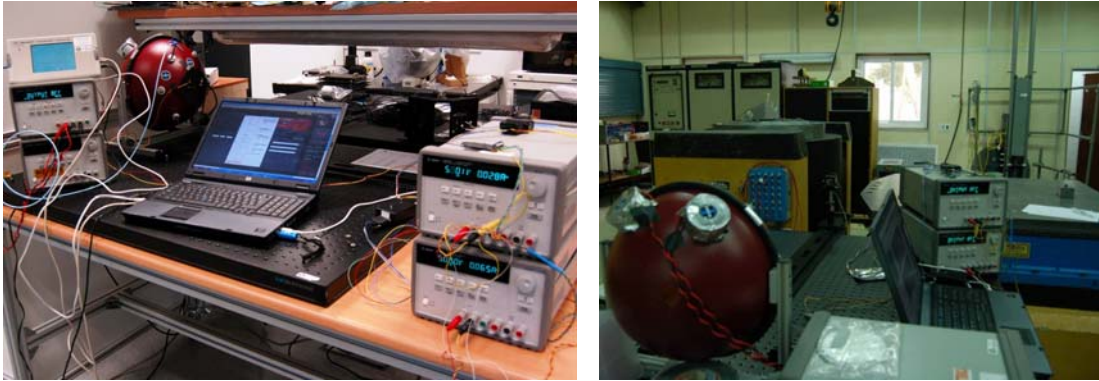


Figura. 5.4 Setup “Caracterización Óptica” – Test de Vibración

5.1.4 CRITERIO DE ÉXITO

Se considera que el test ha pasado de manera satisfactoria si:

- Tras una inspección visual del instrumento, este no presenta daños.
- La firma mecánica del instrumento no ha sufrido variación.
- No se aprecian variaciones entre los test funcionales realizados antes y después del ensayo
- No se aprecian variaciones entre las Calibraciones realizadas antes y después del ensayo.

5.1.5 RESULTADO

Tal y como se observa en las siguientes figuras se ha ejecutado el test de vibración del instrumento SIS siguiendo la secuencia presentada anteriormente en el apartado 5.1.3.

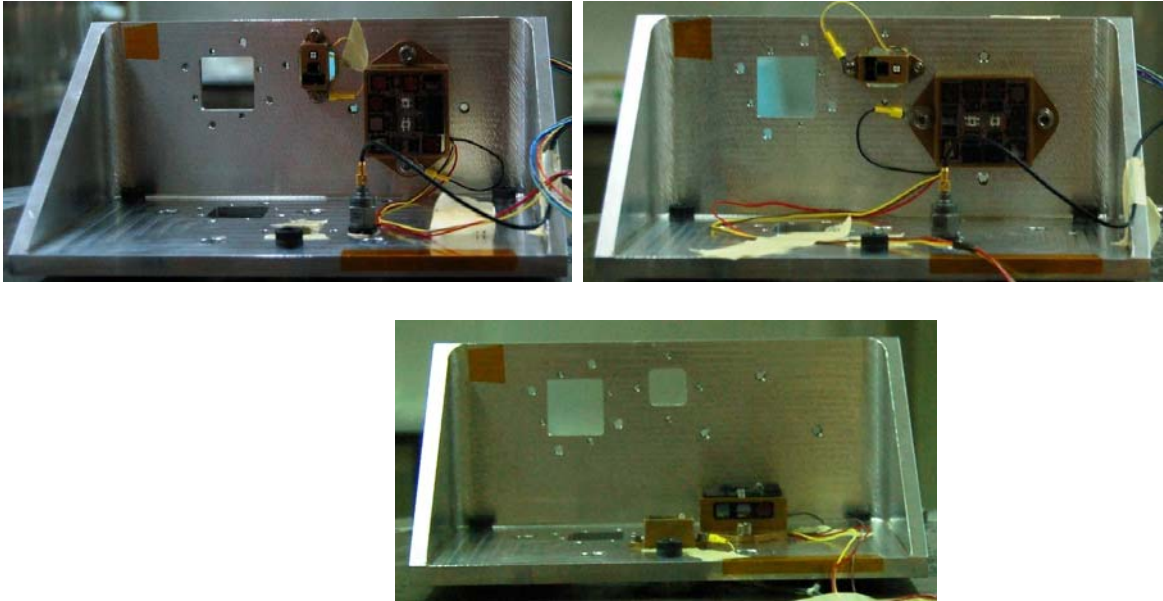


Figura. 5.5 Configuraciones ejecutadas durante el Test de Vibración

Para verificar que el test ha sido satisfactorio, el primer paso ha sido comprobar que se han alcanzado los valores de aceleración establecidos en el requisito SIS-REQ-08, información suministrada por el equipo de ensayos ambientales. Las siguientes figuras muestran los niveles alcanzados en cada uno de los ejes.

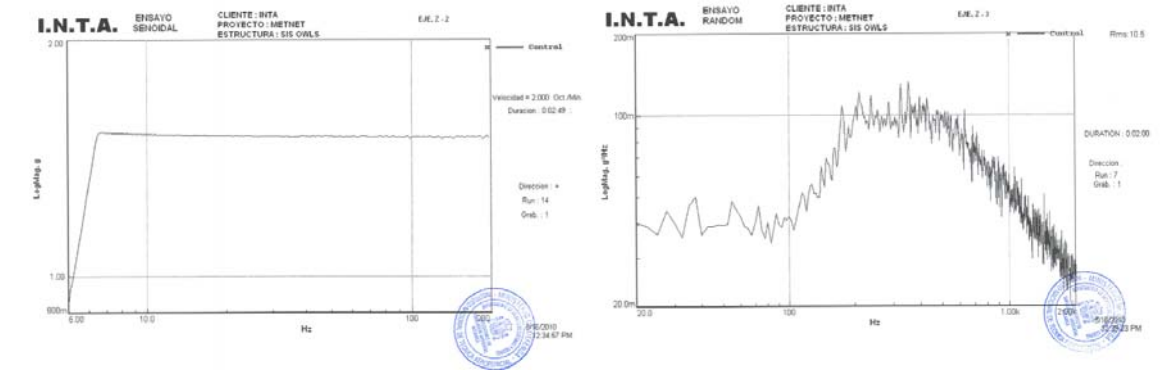


Figura. 5.6 Niveles de Seno y “Random” alcanzados en eje Z – Test de Vibración



Figura. 5.7 Niveles de Seno y “Random” alcanzados en eje X – Test de Vibración

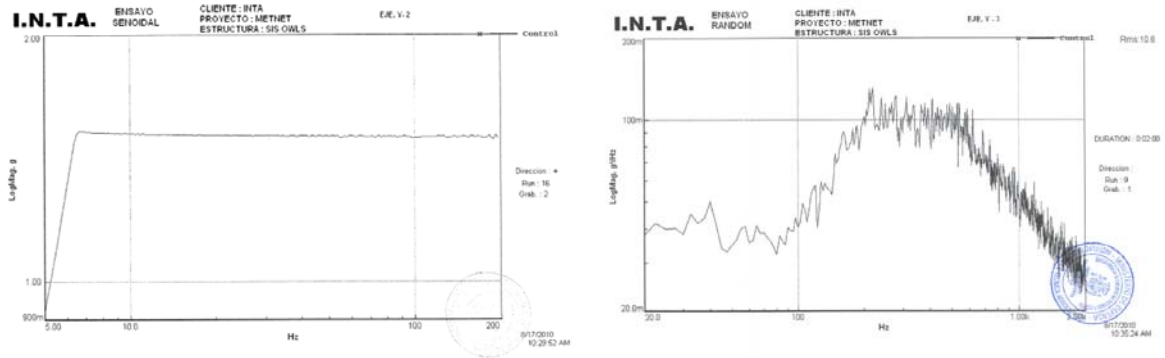


Figura. 5.8 Niveles de Seno y "Random" alcanzados en eje Y – Test de Vibración

Una vez comprobado que se han alcanzado los niveles previstos en cada uno de los ejes, se ha comprobado que la firma mecánica obtenida en el barrido senoidal no ha sufrido variación. A modo de ejemplo se presenta el resultado obtenido en el eje Z.



Figura. 5.9 Firma mecánica antes y después del Test de Vibración en el eje Z – Test de Vibración

Como se desprende de la figura anterior, ambas gráficas son idénticas.

Para finalizar en los test funcionales y de caracterización ejecutados antes y después del ensayo no presentan variaciones significativas de funcionamiento.

Tras los resultados presentados anteriormente se deduce que el instrumento cumple con el requisito *SIS-REQ-08* ensayo de vibración impuesto por la misión.

5.2 TEST DE CICLADO TÉRMICO.

El propósito de este test es verificar que el SIS es capaz de soportar las condiciones térmicas durante las fases de integración, verificación, almacenamiento y transporte antes de su lanzamiento.

Según la tabla 1.2 Requisitos de diseño, presentada en el capítulo I se identifican el siguiente requisito de ciclado térmico:

SIS-REQ-11	<p>Test de ciclado Térmico:</p> <ul style="list-style-type: none"> • Rango de temperatura: -90 °C a 70°C. • 6 ciclos. • $\Delta T/dt \leq 3 \text{ °C / min.}$
-------------------	--

Según el requisito SIS-REQ-11, el instrumento debe ser capaz de soportar un ciclado térmico de 6 ciclos de duración entre -90 °C y 70°C con un gradiente de temperatura $\leq 3 \text{ °C}$. Para asegurar la estabilización en los límites de temperatura y tras ser un dato no especificado en el requisito se ha decidido permanecer 40 minutos para garantizar la estabilización.

Mediante este ensayo se comprobará la operatividad del instrumento bajo estas condiciones.

La siguiente figura muestra el ciclograma a ejecutar.

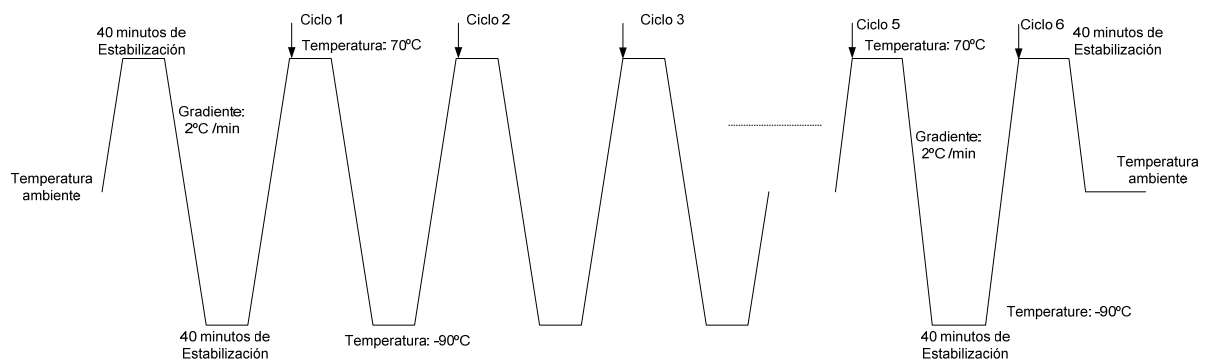


Figura. 5.10 Ciclograma a ejecutar durante el Test de Ciclado Térmico

5.2.1 "TEST SET-UP"

Instalaciones

El ensayo se realizó en el Área de Ensayos Ambientales del INTA. Los equipos utilizados han sido los siguientes:

- Cámara Climática Modelo Sun-500 de SunSystem.

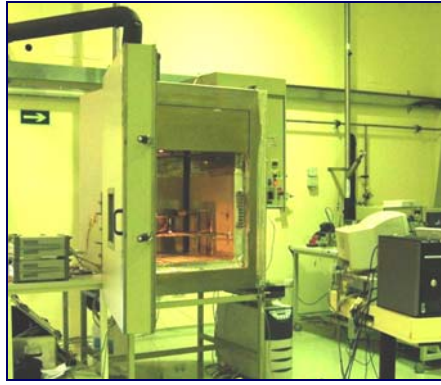


Figura. 5.11 Cámara climática Sun-500

Instrumento

El instrumento sobre el que se ha ejecutado el test es el SIS modelo QM.

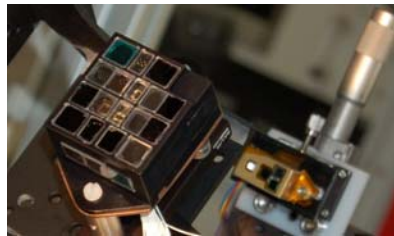


Figura. 5.12 Unidad MetSIS y módulo OWLS_SIS – Test Ciclado Térmico

Mástil

Para simular su ubicación en la plataforma final, se ha colocado la unidad MetSIS y el módulo OWLS_SIS a ambos extremos de un mástil, a una distancia de 54 cm.



Figura. 5.13 Detalle de montaje del instrumento en el mástil durante el Test de Ciclado Térmico

Destacar que en un principio se temió por la ejecución del ensayo ya que las paredes de la cámara son prácticamente espejos, produciendo reflexiones que pudieran provocar interferencias en el canal óptico. Tras comprobar que este hecho no implicaba problemas, se procedió a realizar el test.

Sensores

Los termopares instalados para el control y medida de la temperatura del ensayo están indicados en la siguiente tabla.

Tabla. 5.2 Tipo y Localización de los sensores utilizados en el Test de Ciclado Térmico

Nº	TIPO	LOCALIZACIÓN
1	Termopar (Control)	Interno de la máquina
2	Termopar (Medida)	Pegado en la unidad MetSIS y en el módulo OWLS_SIS
3	Termopar (Medida)	Pegado en el módulo OWLS_SIS

5.2.2 SECUENCIA DE TEST

La siguiente figura muestra el diagrama de flujo de test a ejecutar.



Figura. 5.14 Diagrama de flujo simplificado del Test de Ciclado Térmico

Para chequear el buen funcionamiento tras el ensayo, antes y después del test se ha seguido el mismo procedimiento que en el test anterior, en primer lugar se ha ejecutado un test funcional y a continuación una caracterización óptica rápida del instrumento, para lo cual también se ha utilizado una esfera integradora y una fuente de alimentación con el fin de generar una rampa de luz controlable.

Este sistema no se pretende caracterizar el instrumento ya que no es una caracterización muy precisa, sin embargo proporciona suficiente información como para detectar posibles variaciones (aprox 5 %) en los canales de medida. Lo que se busca es un sistema rápido para determinar un “pasa no pasa”.

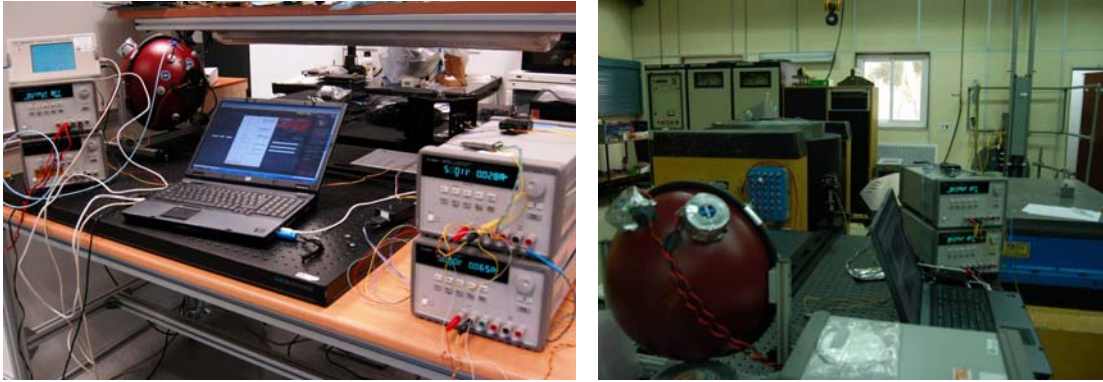


Figura. 5.15 Setup “Caracterización Óptica” – Test de Ciclado Térmico

Durante el Ciclado Térmico se ha programado sobre el instrumento un ciclograma de funcionamiento, el cual toma una medida de todos los canales periódicamente, con una frecuencia programable entre 2 y 30 minutos.

Además durante el test se chequeara regularmente el consumo y la temperatura.

Para comandar el instrumento se ha utilizado la aplicación de usuario descrita anteriormente.

5.2.3 CRITERIO DE ÉXITO

Se considera que el test ha pasado de manera satisfactoria si:

- Tras una inspección visual del instrumento, este no presenta daños.
- No se aprecian variaciones entre los test funcionales realizados antes y después del ensayo
- No se aprecian variaciones entre las Calibraciones realizadas antes y después del ensayo.
- La tasa de error en las comunicaciones es menor de 0.2 errores por transmisión.

5.2.4 RESULTADO

La siguiente figura muestra el instrumento integrado en el interior de la cámara de ciclado térmico.



Figura. 5.16 Detalle de montaje del instrumento durante el Test de Ciclado Térmico

Para verificar que el test ha sido satisfactorio, el primer paso ha sido comprobar que se ha ejecutado el ciclado térmico previsto.

Comprobando los ficheros con el historial térmico proporcionado por el personal de ensayos, se comprueba que el sistema ha sido estable durante el ensayo, la diferencia de temperatura entre la proporcionada por el sensor de la cámara y del instrumento es siempre la misma en todos los ciclos, el área está estabilizada. Analizando los ficheros se confirma que se ha seguido el patrón térmico tal y como el solicitado en el requisito SIS-REQ-11.

En cuanto de los resultados obtenidos durante la caracterización óptica se desprende que la variación máxima de la responsabilidad obtenida de los fotodiodos es menor al 5%. Del mismo modo, los resultados obtenidos tras los test funcionales han sido satisfactorios.

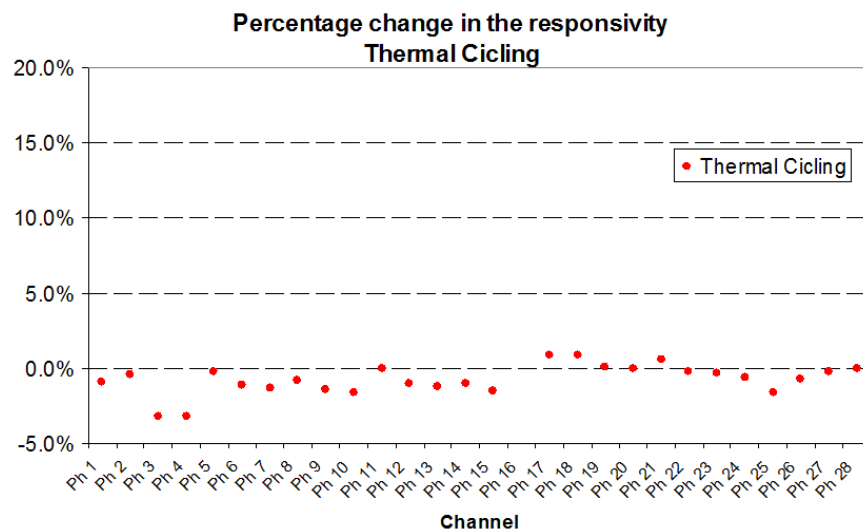


Figura. 5.17 Variación de la responsividad tras el Test de Ciclado Térmico

Para finalizar, analizando los resultados obtenidos en lo referente a los errores de transmisión se observa que la tasa de error es inferior al 0.2 fijado, si bien, se observa que esta aumenta durante las medidas a -90°C , pese a todo esta por debajo de 0.2.

Tras los resultados presentados anteriormente se deduce que el instrumento cumple con el requisito *SIS-REQ-11* de Ciclado Térmico impuesto por la misión.

5.3 TEST DE VACIO TÉRMICO.

El propósito de este test es verificar que el SIS es capaz de soportar las condiciones térmicas durante la fase de órbita tras el lanzamiento, bajo un ambiente de vacío.

Según la tabla 1.2 Requisitos de diseño, presentada en el capítulo I se identifican el siguiente requisito de Vacío Térmico:

<i>SIS-REQ-10</i>	<p><i>Test de vacío Térmico:</i></p> <ul style="list-style-type: none"> • <i>Rango de temperatura: -55°C a 70°C.</i> • <i>6 ciclos.</i> • <i>Tiempo de espera en las temperaturas extremo de 2 horas.</i> • <i>$\Delta T / dt \leq 3^{\circ}\text{C} / \text{min}$.</i>
--------------------------	---

Según el requisito SIS-REQ-10, el instrumento debe ser capaz de soportar un ciclado térmico en vacío de seis ciclos de duración entre -55°C y 70°C con un tiempo de estabilización no inferior a dos horas en los límites de temperatura inferior y superior. El equipo térmico de ser capaz de asegurar un criterio de estabilización de $\Delta T / dt \leq 3^{\circ}\text{C} / \text{min}$.

La siguiente figura muestra el ciclograma a ejecutar.

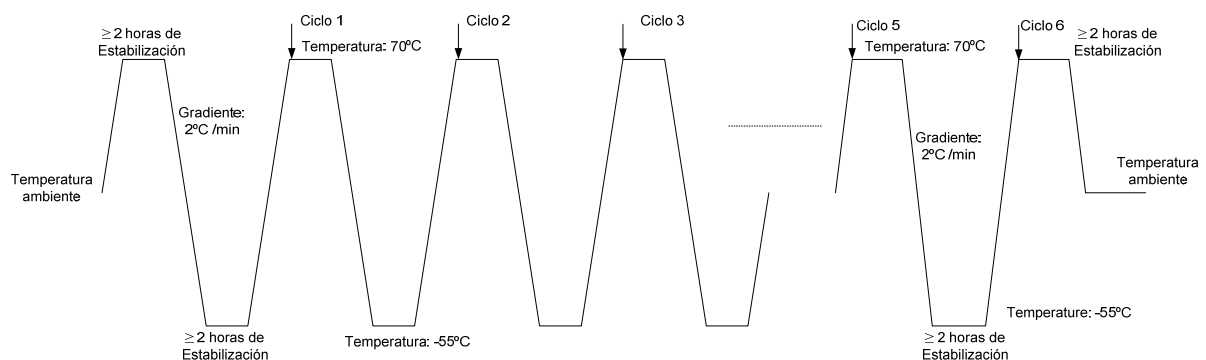


Figura. 5.18 Ciclograma a ejecutar durante el Test de Vacío Térmico

Para obtener un vacío lo más alto posible durante todo el ensayo es conveniente comenzar el ciclado calentando a la temperatura más alta ya que de esta manera se

desgasifican algunas moléculas adsorbidas en las paredes de la cámara, permitiendo alcanzar un vacío más alto durante el resto del ensayo.

Además para chequear el correcto funcionamiento del instrumento, también es conveniente realizar arranques en frío a la temperatura más baja del ensayo y comprobar que este responde perfectamente, ya que son puntos críticos donde la unidad puede fallar.

5.3.1 “TEST SET-UP”

Instalaciones

El ensayo se realizó en el Área de Ensayos Ambientales del INTA. Los equipos utilizados han sido los siguientes:

- Cámara Climática TVC-02

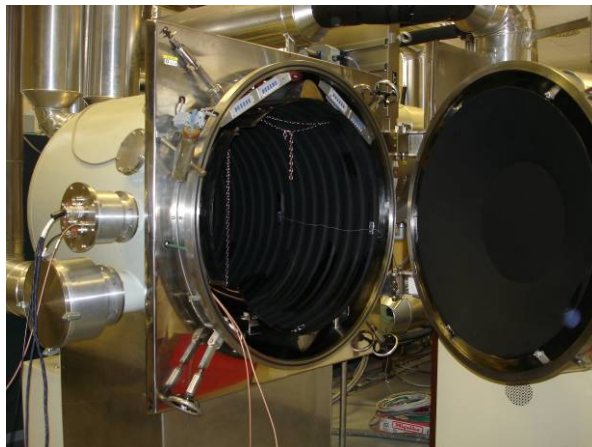


Figura. 5.19 Cámara de Vacío Térmico TVC-02

La cámara utiliza nitrógeno líquido para enfriar y un elemento radiativo para calentar, así como una bomba rotativa y una criogénica para realizar el vacío. Además tiene un conjunto de termopares cuya señal se utiliza para monitorizar la temperatura en diferentes puntos del interior, uno de ellos será el utilizado como referencia para controlar la temperatura.

Instrumento

El instrumento sobre el que se ha ejecutado el test es el SIS modelo QM.

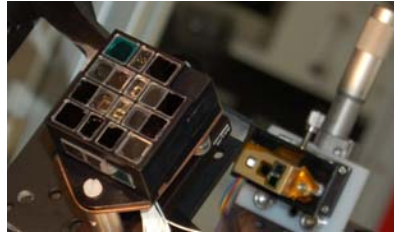


Figura. 5.20 Unidad MetSIS y módulo OWLS_SIS – Test de Vacío Térmico

Mástil

Las comunicaciones ópticas entre la unidad MetSIS y el módulo OWLS_SIS dependen del grado de alineamiento entre ellos. MetSIS se encuentra en la parte superior del mástil desplegado después del aterrizaje, mientras que el módulo OWLS_SIS está situado en la parte baja, en la plataforma. La distancia entre ellos es de 54 cm. Para simular esta ubicación se ha utilizado una estructura metálica en forma de mástil sobre la cual se ha colocado la unidad MetSIS y el módulo OWLS_SIS a ambos extremos.

La estructura junto con el instrumento se ha colgado del techo de la cámara. En esta situación el SIS no tiene contacto térmico con ninguna parte de la cámara y la transferencia de calor se produce únicamente por la radiación desde las paredes al dispositivo bajo ensayo. En este caso, la temperatura del SIS se regula mediante la temperatura de la plataforma y la temperatura atmosférica se controla con la temperatura de las paredes, siendo posible tener diferentes temperaturas en el SIS y en la atmósfera.

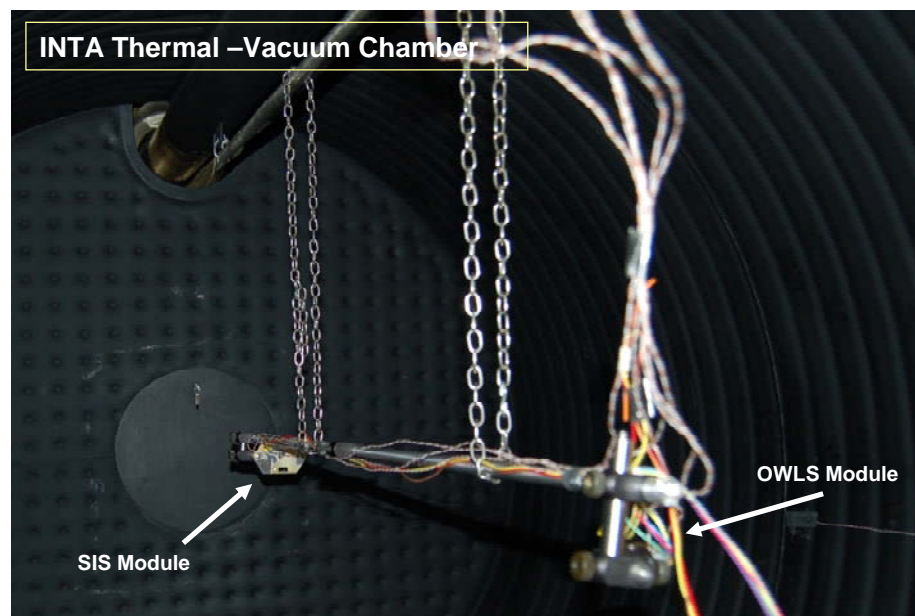


Figura. 5.21 Detalle de montaje del instrumento en el mástil durante el Test de Vacío Térmico

Sensores

Los termopares instalados para el control y medida de la temperatura del ensayo están indicados en la siguiente tabla.

Tabla. 5.3 Tipo y Localización de los sensores utilizados en el Test de Vacío Térmico

Nº	TIPO	LOCALIZACIÓN
1	Termopar (Control)	Interno de la máquina
2	Termopar (Medida)	Pegado en la unidad MetSIS y en el módulo OWLS_SIS
3	Termopar (Medida)	Pegado en el módulo OWLS_SIS

5.3.2 SECUENCIA DE TEST

La siguiente figura muestra el diagrama de flujo de test a ejecutar.

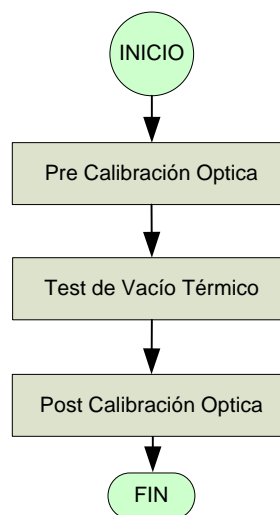


Figura. 5.22 Diagrama de flujo simplificado del Test de Vacío Térmico

Durante el Vacío Térmico se ha programado sobre el instrumento un ciclograma de funcionamiento, el cual toma una medida de todos los canales periódicamente, con una frecuencia programable entre 2 y 30 minutos.

Como se ha comentado anteriormente también se han realizado arranques en frío a -55°C , estos se han ejecutado cada dos ciclos (3 arranques en total), en estos casos el instrumento ha estado apagado durante dos horas antes de encendense.

Además durante el test se chequearán regularmente el consumo y la temperatura.

Para chequear el buen funcionamiento tras el ensayo, antes y después del test se ha seguido el mismo procedimiento que en los test presentados hasta el momento, en primer lugar se ha ejecutado un test funcional y a continuación una caracterización óptica rápida del instrumento. Esta caracterización permite comprobar y comparar el estado físico de los fotodiodos y el buen funcionamiento del instrumento antes y después del ensayo.

Con el fin de conseguir una posición controlada y reproducible, para ejecutar la calibración se ha utilizado una esfera integradora.

Una vez posicionado la unidad MetSIS dentro de la esfera, mediante una fuente de alimentación se aplicará una excitación sobre las lámparas en forma de rampa, empezando con una rampa ascendente y terminando con una descendente, en múltiples puntos de la rampa se activará el instrumento para medir el nivel de señal proporcionado por el mismo.

Señalar que este sistema no pretende caracterizar el instrumento ya que no es una caracterización muy precisa, sin embargo proporciona suficiente información como para detectar posibles variaciones (aprox. 5 %) en los canales de medida. Lo que se busca es un sistema rápido para determinar un “pasa no pasa”.

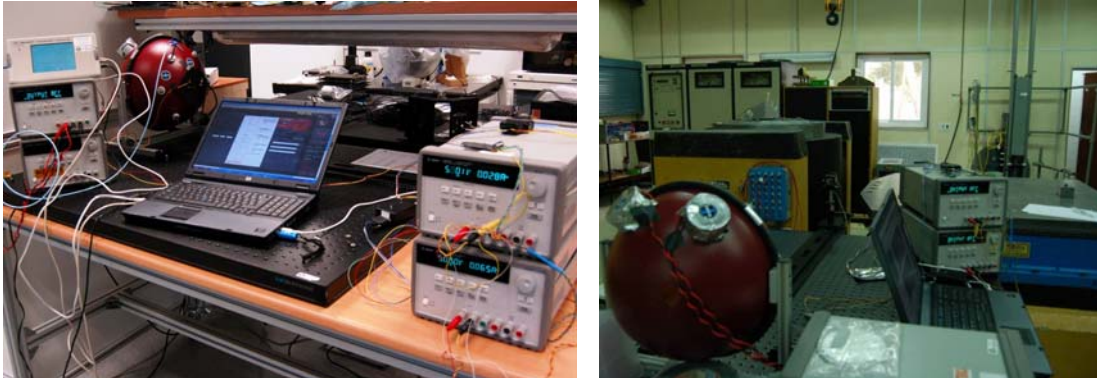


Figura. 5.23 Setup “Caracterización Óptica” – Test de Vacío Térmico

Para comandar el instrumento se ha utilizado la aplicación de usuario descrita anteriormente.

5.3.3 CRITERIO DE ÉXITO

Se considera que el test ha pasado de manera satisfactoria si tras la ejecución del mismo:

- Tras una inspección visual del instrumento, este no presenta daños.

- No se aprecian variaciones entre los test funcionales realizados antes y después del ensayo
- No se aprecian variaciones entre las Calibraciones realizadas antes y después del ensayo.
- La tasa de error en las comunicaciones es menor de 0.2 errores por transmisión.

5.3.4 RESULTADO

La siguiente figura muestra el instrumento integrado en el interior de la cámara de ciclado térmico.



Figura. 5.24 Detalle de montaje del instrumento durante el Test de Vacío Térmico

Comprobando los ficheros con el historial de vacío térmico proporcionado por el personal de ensayos, se comprueba que se han completado 6 ciclos entre -55°C y 70°C , la diferencia entre las unidades del instrumento siempre fue inferior a 3.5°C durante todo el test llegando a 0.5°C tras dos horas de estabilización, además el sistema ha sido estable durante el ensayo, la diferencia de temperatura entre la proporcionada por el sensor de la cámara (calibrado) y del instrumento es siempre la misma en todos los ciclos, el área esta estabilizada.

La presión de vacío fue del orden de 10^{-7} mbar.

Analizando los ficheros se confirma que se ha seguido el patrón térmico tal y como el solicitado en el requisito SIS-REQ-10.

Analizando los resultados obtenidos en lo referente a los errores de transmisión obtenidos del ciclograma ejecutado, se observa que la tasa de error es inferior al 0.2 fijado.

De la misma manera el instrumento ha respondido bien en los tres arranques en frío ejecutados.

En cuanto a la calibración antes y después del ensayo, se realizaron tres caracterizaciones ópticas. La primera se realizó antes del primer ensayo y se puede utilizar como referencia. La segunda y tercera se realizaron después del ensayo.

La siguiente figura muestra la variación de responsividad del instrumento obtenida durante la caracterización óptica tras el test.

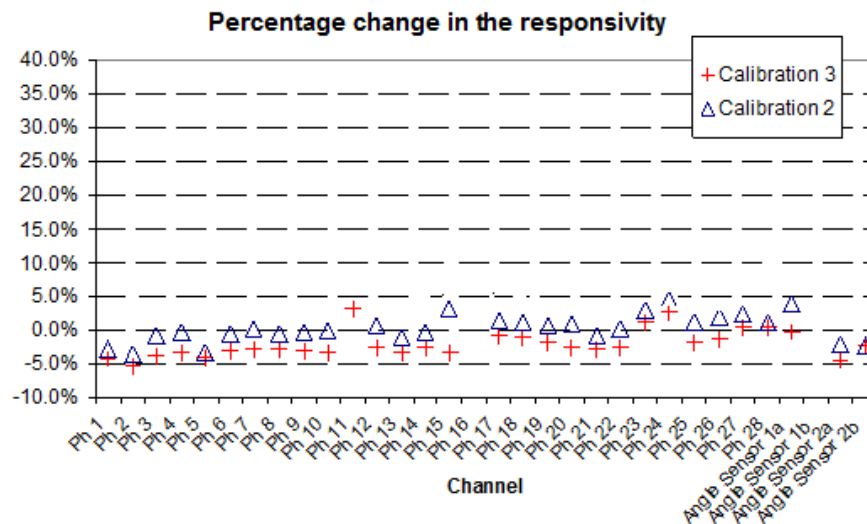


Figura. 5.25 Variación de la responsividad tras el Test de Vacío Térmico

Analizando los resultados obtenidos durante la caracterización óptica se desprende que la variación máxima de la responsabilidad obtenida de los fotodiodos es menor al 5%.

Del mismo modo, los resultados obtenidos tras los test funcionales han sido satisfactorios.

Tras los resultados presentados anteriormente se deduce que el instrumento cumple con el requisito *SIS-REQ-10* de Ciclado de Vacío Térmico impuesto por la misión.

5.4 TEST DE CHOQUE

El propósito del Test de Choque es demostrar la capacidad del instrumento para resistir los choques inducidos por la separación de la carga útil del lanzador, propulsores que se apagan, diversos eventos pirotécnicos en la carga útil y los choques de aterrizaje, siendo este último el más restrictivo y el que impone los niveles del requisito en la misión.

Según la tabla 1.2 Requisitos de diseño, presentada en el capítulo I se identifican el siguiente requisito de choque:

SIS-REQ-12	<i>Test de choque:</i> <i>El instrumento deberá soportar un impacto en el aterrizaje de 500 g durante 15 ms.</i>
-------------------	---

El ensayo se realizó en el Área de Ensayos Ambientales del INTA. Dada la complejidad de disponer una máquina capaz de proporcionar el impacto requerido, se identificaron dos instalaciones donde poder ejecutar el test, en primer lugar se presentará el test realizado en la Torre de Caída.

5.4.1 TORRE DE CAIDA

5.4.1.1 "TEST SET-UP"

Instalacion

- Torre de caída modelo SD-16-96-200.
- Equipo auxiliar de control y registro, proporcionado por el laboratorio de ensayos.
- Sensores de Control.

El ensayo se ejecutará bajo las siguientes especificaciones:

- Tolerancia de la aceleración $\pm 10\%$.
- Temperatura ambiente $22\text{ }^{\circ}\text{C} \pm 5\text{ }^{\circ}\text{C}$.
- Humedad Relativa de $50\% \pm 10\%$.
- Presión ambiental.



Figura. 5.26 Torre de choque modelo SD-16-96-200

Instrumento

El instrumento sobre el que se ha ejecutado el test es el SIS modelo QM.

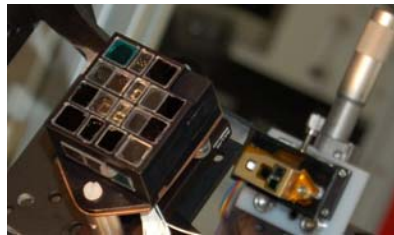


Figura. 5.27 Unidad MetSIS y módulo OWLS_SIS – Test de Choque

Útil de choque

En este caso se ha utilizado el mismo útil que en vibración, tal y como se presentó anteriormente, tendrá un diseño en forma de L, con e fin de no tener que desmontar el útil cuando se ejecute el ensayo en distintos ejes.

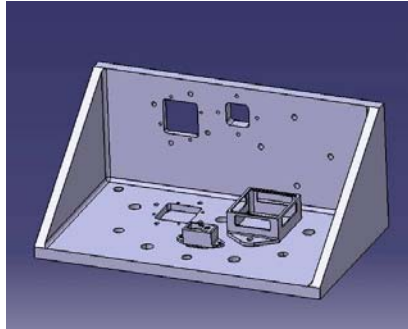


Figura. 5.28 *Recreación 3D del útil de choque*

Sensores

El acelerómetro instalado en el test se indica en la siguiente tabla.

Tabla. 5.4 *Tipo y Localización del sensor utilizado en el Test de Choque – Torre de Caída*

Nº	TIPO	LOCALIZACIÓN
1	Control, Acelerómetro de 1 eje	Montado sobre la base de la torre de caída

5.4.1.2 SECUENCIA DE TEST

La secuencia de medida ejecutada ha sido la siguiente:

1. Montar el útil sobre la base de la torre de caída.
2. Montar el sensor de aceleración.
3. Ejecutar un Test Funcional/Caracterización del instrumento para garantizar su correcto funcionamiento.
4. Montar el instrumento SIS sobre el útil para ejecutar el test de choque en el Z.
5. Ejecutar el test de choque sobre el eje Z.
6. Desmontar el instrumento SIS del útil.
7. Ejecutar un Test Funcional/Caracterización del instrumento para garantizar su correcto funcionamiento.
8. Montar el instrumento SIS sobre el útil para ejecutar el test de choque en el X.
9. Ejecutar el test de choque sobre el eje X.
10. Desmontar el instrumento SIS del útil.
11. Ejecutar un Test Funcional/Caracterización del instrumento para garantizar su correcto funcionamiento.
12. Montar el instrumento SIS sobre el útil para ejecutar el test de choque en el Y.
13. Ejecutar el test de choque sobre el eje Y.

14. Desmontar el instrumento SIS del útil.

15. Ejecutar un Test Funcional/Caracterización del instrumento para garantizar su correcto funcionamiento.

Para chequear el buen funcionamiento tras el ensayo, antes y después del test se ha seguido el mismo procedimiento que en los test presentados hasta el momento, en primer lugar se ha ejecutado un test funcional y a continuación una caracterización óptica rápida del instrumento. Esta caracterización permite comprobar y comparar el estado físico de los fotodiodos y el buen funcionamiento del instrumento antes y después del ensayo.

Con el fin de conseguir una posición controlada y reproducible, para ejecutar la calibración se ha utilizado una esfera integradora.

Una vez posicionado la unidad MetSIS dentro de la esfera, mediante una fuente de alimentación se aplicará una excitación sobre las lámparas en forma de rampa, empezando con una rampa ascendente y terminando con una descendente, en múltiples puntos de la rampa se activará el instrumento para medir el nivel de señal proporcionado por el mismo.

Señalar que este sistema no pretende caracterizar el instrumento ya que no es una caracterización muy precisa, sin embargo proporciona suficiente información como para detectar posibles variaciones (aprox 5 %) en los canales de medida. Lo que se busca es un sistema rápido para determinar un “pasa no pasa”.

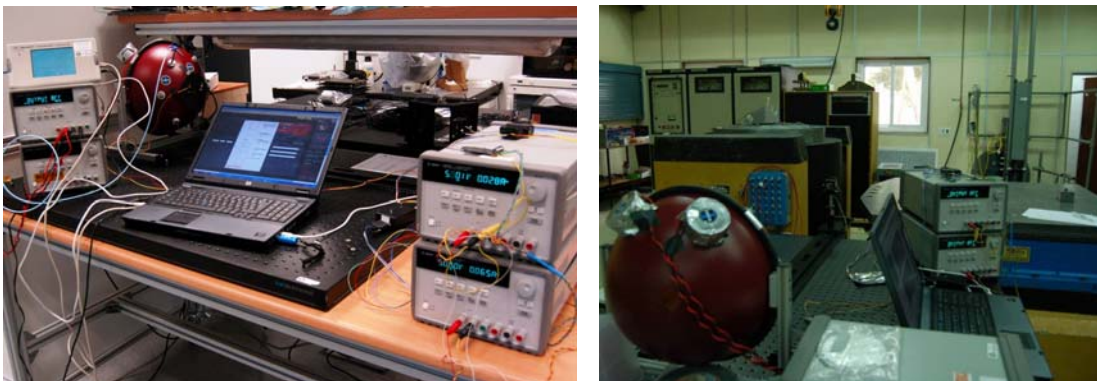


Figura. 5.29 Setup “Caracterización Óptica” – Test de Choque

5.4.1.3 CRITERIO DE EXITO

Se considera que el test ha pasado de manera satisfactoria si:

- Tras una inspección visual del instrumento, este no presenta daños.

- No se aprecian variaciones entre los test funcionales realizados antes y después del ensayo
- No se aprecian variaciones entre las Calibraciones realizadas antes y después del ensayo.

5.4.1.4 RESULTADO

Siguiendo la secuencia del punto anterior, se ha ejecutado el test de choque, la siguiente figura muestra la situación del sensor en la torre.

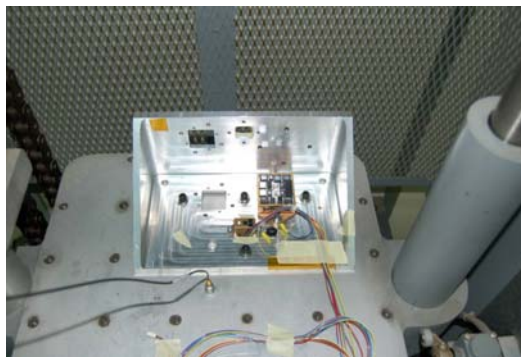


Figura. 5.30 Detalle de montaje del SIS en la Torre de caída – Test de Choque

Para verificar que el test ha sido satisfactorio, el primer paso ha sido comprobar que se han alcanzado los valores de choque establecidos en el requisito SIS-REQ-12, información suministrada por el equipo de ensayos ambientales. Las siguientes figuras muestran los niveles alcanzados en cada uno de los ejes.

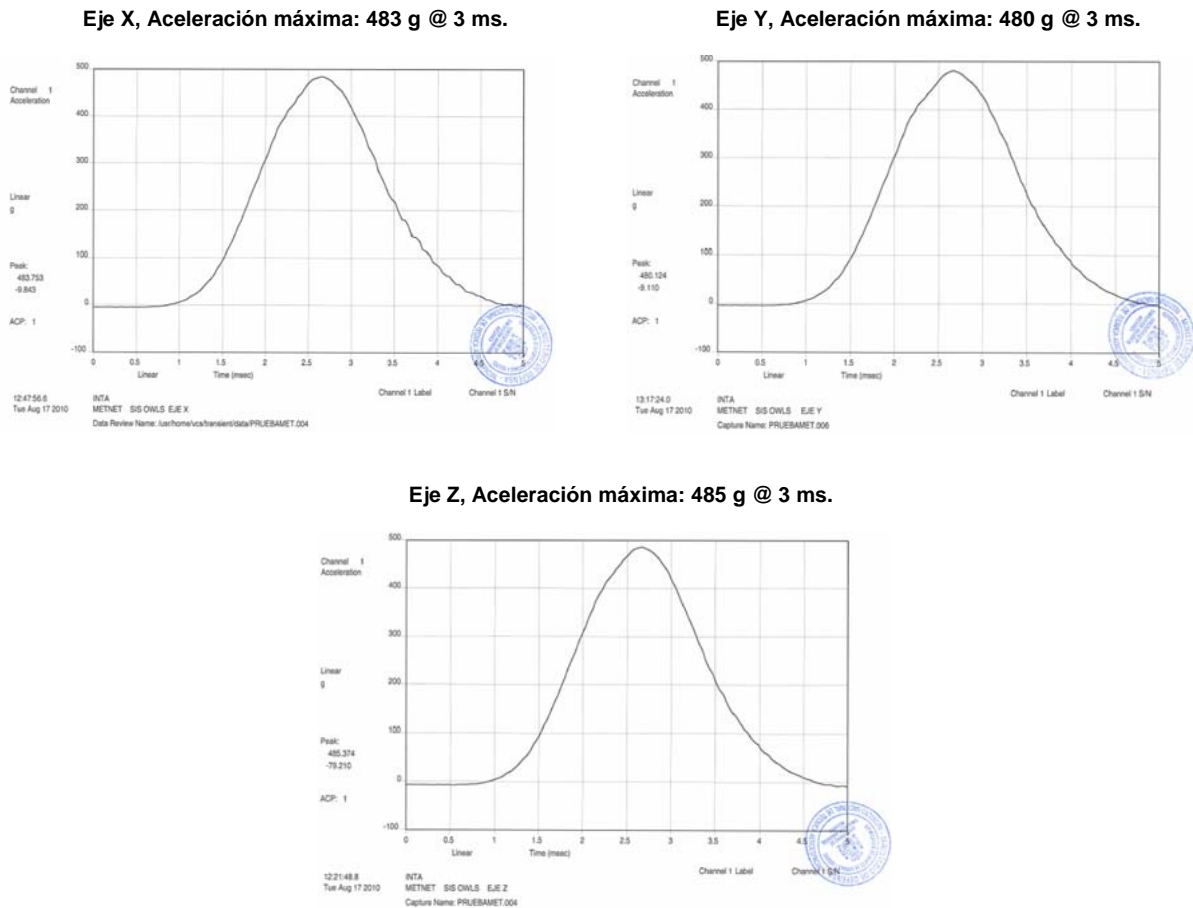


Figura. 5.31 Niveles de aceleración vs tiempo – Test de choque (Torre)

De la figura anterior se desprende que la instalación no es capaz de proporcionar el nivel de aceleración vs tiempo exigido por el requisito, por lo tanto es necesario realizar el test en la instalación de cañón de aire presurizado.

Para finalizar, se ejecuta una caracterización del instrumento para comprobar que el instrumento no ha sufrido daño alguno tras el test.

Analizando los resultados obtenidos durante la caracterización óptica se desprende que la variación máxima de la responsabilidad obtenida de los fotodiodos es menor al 5%.

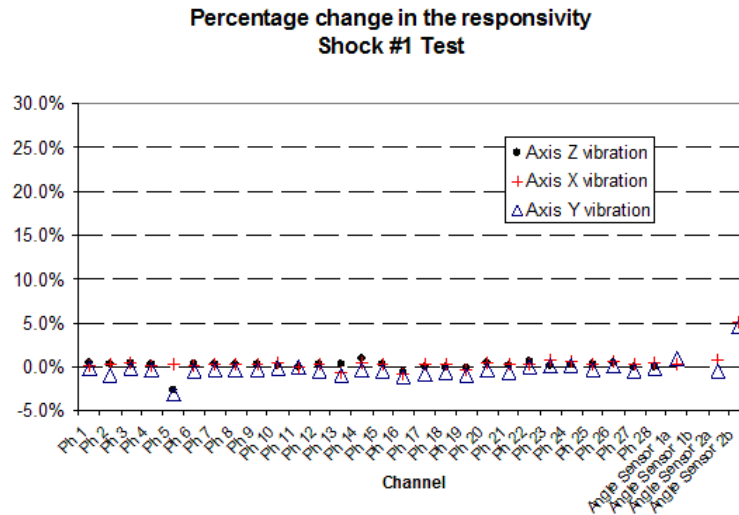


Figura. 5.32 Variación de la responsividad tras el Test de Choque – Torre de caída

Del mismo modo, los resultados obtenidos tras los test funcionales han sido satisfactorios.

5.4.2 CAÑÓN DE AIRE PRESURIZADO

5.4.2.1 "TEST SET-UP"

Instalaciones

Cañón de aire presurizado:

- Cañón de aire presurizado.
- Equipo auxiliar de control y registro, proporcionado por el laboratorio de ensayos.
- Sensores de Control.

El ensayo se ejecutará bajo las siguientes especificaciones:

- Tolerancia de la presión del aire $\pm 5\%$.
- Temperatura ambiente $22\text{ }^{\circ}\text{C} \pm 5\text{ }^{\circ}\text{C}$.
- Humedad Relativa de $50\% \pm 10\%$.
- Presión ambiental.



Figura. 5.33 Cañón de aire presurizado – Test de Choque

Instrumento

El instrumento sobre el que se ha ejecutado el test es el SIS modelo QM.

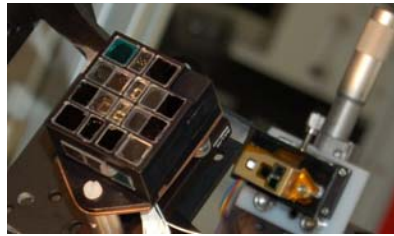


Figura. 5.34 Unidad MetSIS y módulo OWLS_SIS – Test de Choque (b)

Útiles de choque

Para poder ejecutar el test de choque en esta instalación fue necesario diseñar un útil específico. El instrumento se monto sobre un contenedor de porexpan encapsulado en aluminio a modo de proyectil. En el interior del porexpan se instalo el instrumento, de la misma manera, también se integraron los acelerómetros y la tarjeta de adquisición de los mismos (alimentados mediante baterías). Para ejecutar el test fueron necesarios 3 proyectiles, uno para cada eje.



Figura. 5.35 Útil de choque, Cañón de aire presurizado – Test de Choque

Sensores

Los acelerómetros instalados para el control y medida de la respuesta del ensayo están indicados en la siguiente tabla.

Tabla. 5.5 Tipo y Localización del sensor utilizado en el Test de Choque – Cañón de aire presurizado

Nº	TIPO	LOCALIZACIÓN
1	Medida, Acelerómetro de 1 eje	Embebido en el porexpan

5.4.2.2 SECUENCIA DE TEST

La secuencia de medida ejecutada ha sido la siguiente:

1. Montar el acelerómetro, la tarjeta de adquisición y las baterías en la bala de porexpan.
2. Montar la unidad MetSIS y el módulo OWLS_SIS en la bala de porexpan en configuración Z.
3. Encapsular el porexpan con el aluminio.
4. Introducir el proyectil en el interior del cañón a 3m de la salida del cañón, y cerrar el cañón con la cubierta de acero inoxidable.
5. Ejecutar el test de choque sobre el eje Z.
6. Abrir la cubierta de acero inoxidable.
7. Recuperar el proyectil.
8. Extraer la unidad MetSIS y el módulo OWLS_SIS.
9. Ejecutar un Test Funcional/Caracterización del instrumento para garantizar su correcto funcionamiento.
10. Montar la unidad MetSIS y el módulo OWLS_SIS en la bala de porexpan en configuración X.
11. Encapsular el porexpan con el aluminio.
12. Introducir el proyectil en el interior del cañón a 3m de la salida del cañón, y cerrar el cañón con la cubierta de acero inoxidable.
13. Ejecutar el test de choque sobre el eje X.
14. Abrir la cubierta de acero inoxidable.
15. Recuperar el proyectil.
16. Extraer la unidad MetSIS y el módulo OWLS_SIS.

17. Ejecutar un Test Funcional/Caracterización del instrumento para garantizar su correcto funcionamiento.
18. Montar la unidad MetSIS y el módulo OWLS_SIS en la bala de porexpan en configuración Y.
19. Encapsular el porexpan con el aluminio.
20. Introducir el proyectil en el interior del cañón a 3m de la salida del cañón, y cerrar el cañón con la cubierta de acero inoxidable.
21. Ejecutar el test de choque sobre el eje Y.
22. Abrir la cubierta de acero inoxidable.
23. Recuperar el proyectil.
24. Extraer la unidad MetSIS y el módulo OWLS_SIS.
25. Ejecutar un Test Funcional/Caracterización del instrumento para garantizar su correcto funcionamiento.

Para garantizar el buen funcionamiento tras el ensayo, se ha ejecutado una pre/post calibración, tal y como se ha comentado anteriormente en el punto 5.4.1.2.

5.4.2.3 CRITERIO DE EXITO

Se considera que el test ha pasado de manera satisfactoria si:

- Tras una inspección visual del instrumento, este no presenta daños.
- No se aprecian variaciones entre los test funcionales realizados antes y después del ensayo
- No se aprecian variaciones entre las Calibraciones realizadas antes y después del ensayo.

5.4.2.4 RESULTADO

Siguiendo la secuencia del punto anterior, se ha ejecutado el test de choque, la siguiente figura muestra la situación del sensor en el proyectil.

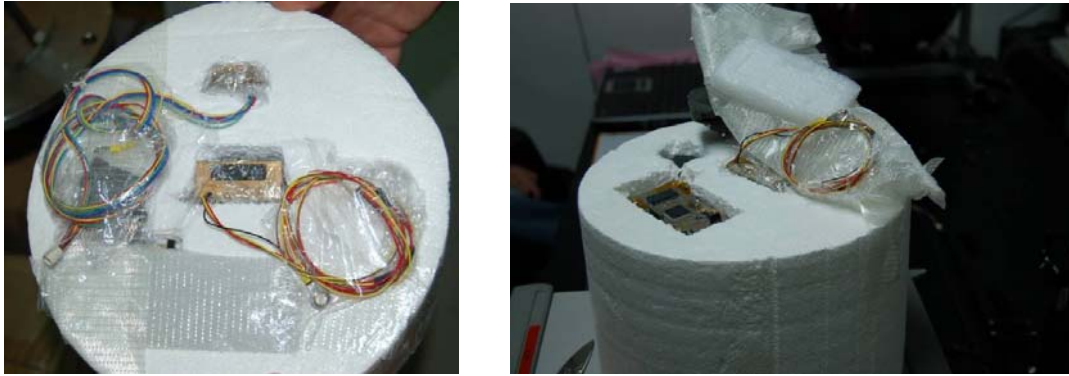


Figura. 5.36 SIS y acelerómetro integrado en el proyectil – Test de Choque

Para verificar que el test ha sido satisfactorio, el primer paso ha sido comprobar que se han alcanzado los valores de choque establecidos en el requisito SIS-REQ-12, información obtenida de los acelerómetros integrados en el propio proyectil. Las siguientes figuras muestran los niveles alcanzados en cada uno de los ejes.

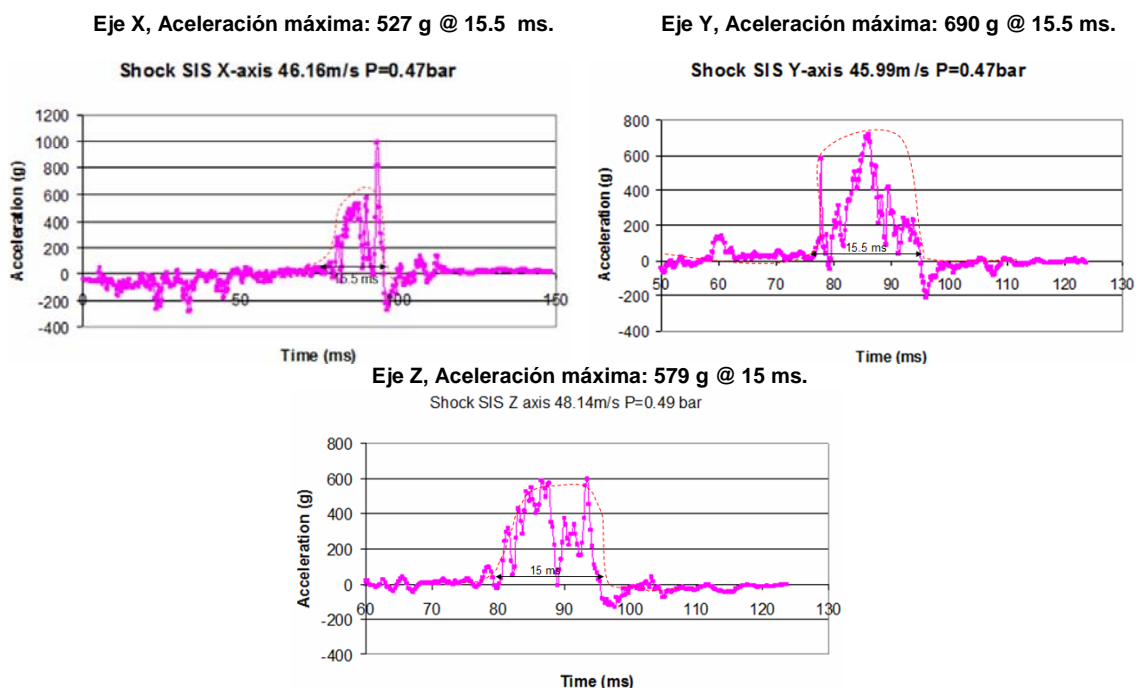


Figura. 5.37 Niveles de aceleración vs tiempo – Test de choque (Cañón)

Como se puede observar, los resultados son algo ruidosos, esto se debe a las vibraciones que se producen dentro del proyectil de porexpan. Sin embargo, la envolvente aproximada muestra picos mayores de 500 g con duraciones aproximadas de 15 ms. El fuerte pico negativo después del choque es debido al posterior rebote tras colisión del proyectil contra la tapa del cañón. Como se puede observar en las gráficas anteriores, los niveles solicitados por el requisito han sido aplicados sobre el instrumento.

Para finalizar, se ejecuta una caracterización del instrumento para comprobar que el tras el test no ha sufrido daño alguno.

Analizando los resultados obtenidos durante la caracterización óptica ejecutada tras el test se desprende que la variación máxima de la responsabilidad obtenida de los fotodiodos es menor al 5%.

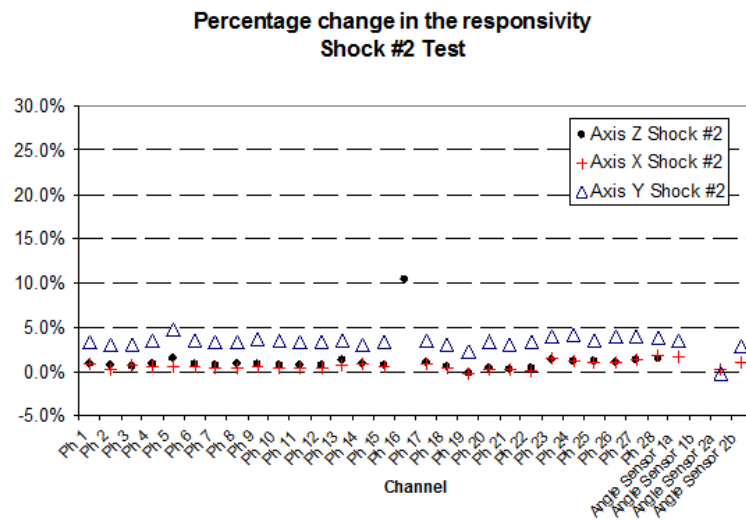


Figura. 5.38 Variación de la responsividad tras el choque – Cañón de aire presurizado

Del mismo modo, los resultados obtenidos tras los test funcionales han sido satisfactorios.

Tras los resultados presentados anteriormente se deduce que el instrumento cumple con el requisito *SIS-REQ-12* de Test de Choque impuesto por la misión.

5.5 TEST DE “DRY HEAT MICROBIAL REDUCTION” (DHMR)

De acuerdo con la normativa COSPAR la misión METNET esta dentro de la categoría IVa “visit expedition without search for life”, para este tipo de expediciones la contaminación microbológica no debe exceder el valor de 300 esporas (bacterias) por metro cuadrado. Por este motivo, durante la integración del modelo de vuelo FM será necesario proceder siguiendo el protocolo de protección planetaria.

Estas restricciones de protección planetaria solo afectarán al modelo FM, sin embargo, sobre el modelo QM se probarán distintos métodos de limpieza para comprobar cual

es el método más adecuado o la dosis oportuna para no degradar el instrumento, por lo tanto, el DHMR no es un requisito como tal para el modelo QM sino más bien un ensayo o prueba.

Para reducir el número de esporas presentes en una unidad se pueden utilizar dos métodos:

- Limpieza con alcohol (IPA).
- Limpieza con agua estéril y calor seco a 111 °C durante 50 h ó a 125°C durante 6 h.

Debido al alto grado de integración de las unidades será necesario acceder a espacios muy estrechos o incluso de imposible acceso, por esto, la limpieza con alcohol no es la más indicada para este tipo de unidades. Por lo tanto, la opción más adecuada es la de aplicar calor seco.

Según la tabla 1.2 Requisitos de diseño, presentada en el capítulo I se identifican el siguiente requisito de DHMR:

SIS-REQ-13	<p><i>Test de DHMR:</i></p> <ul style="list-style-type: none"> • <i>Limpieza con agua estéril y calor seco em 111 °C durante 50 h o en 125 °C durante 6h.</i>
-------------------	--

El DHMR debe ser realizado de acuerdo con las normas ESA (Agencia Espacial Europea). Un aspecto muy importante del ensayo y que no esta especificado en el requisito es que la humedad de la instalación donde se realice el ensayo debe estar por debajo de 1,2 g/m³ (de agua).

5.5.1 "TEST SET-UP"

Instalaciones

El ensayo se realizo en el Área de Ensayos Ambientales del INTA. Los equipos utilizados han sido los siguientes:

- Cámara Climática Modelo EC-10 de Sun Electronics. La temperatura de la cámara se controla por medio de un termopar cuya señal es la entrada a un controlador PID. La cámara tiene una entrada de nitrógeno gas para mantener un ambiente seco en su interior y evitar posibles condensaciones. Mediante un

sensor de humedad se controla la humedad absoluta en el interior de la cámara a lo largo del ensayo. Mediante una aplicación en Labview (no presentada en este trabajo) se controlara el funcionamiento incluyendo la toma de datos de temperatura y humedad de la cámara.

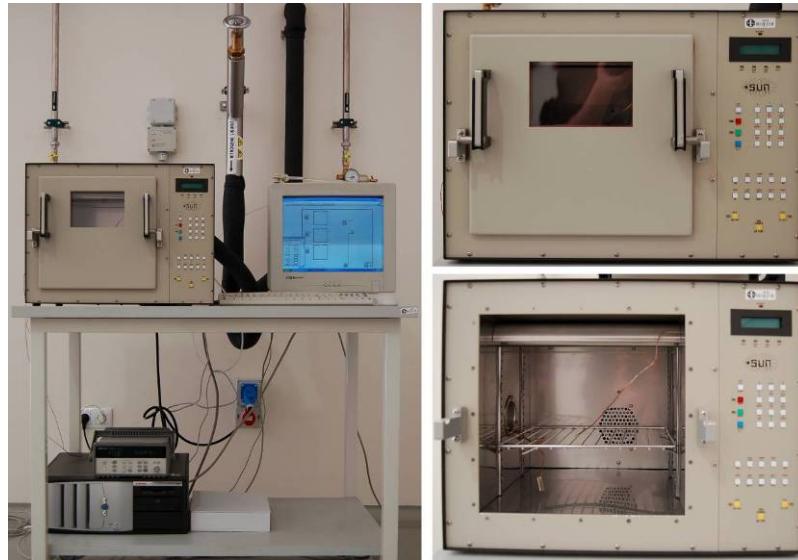


Figura. 5.39 EC-10 Cámara climática de Sun Electronics - DHMR

Instrumento

El instrumento sobre el que se ha ejecutado el test es el SIS modelo QM.

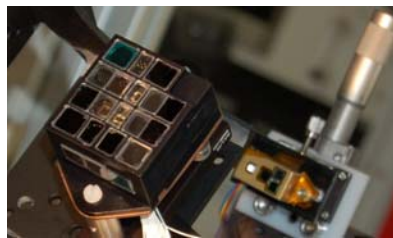


Figura. 5.40 Unidad MetSIS y módulo OWLS_SIS – DHMR

Sensores

Durante la ejecución del test, se han utilizado los sensores indicados en la siguiente tabla.

Tabla. 5.6 Tipo y Localización de los sensores utilizados en el Test de DHMR

Nº	TIPO	LOCALIZACIÓN
1	Termopar (Control)	Interior de la Cámara
2	HMT337 Sensor de humedad	Interior de la Cámara

5.5.2 SECUENCIA DE TEST

La siguiente figura muestra el diagrama de flujo de test a ejecutar.

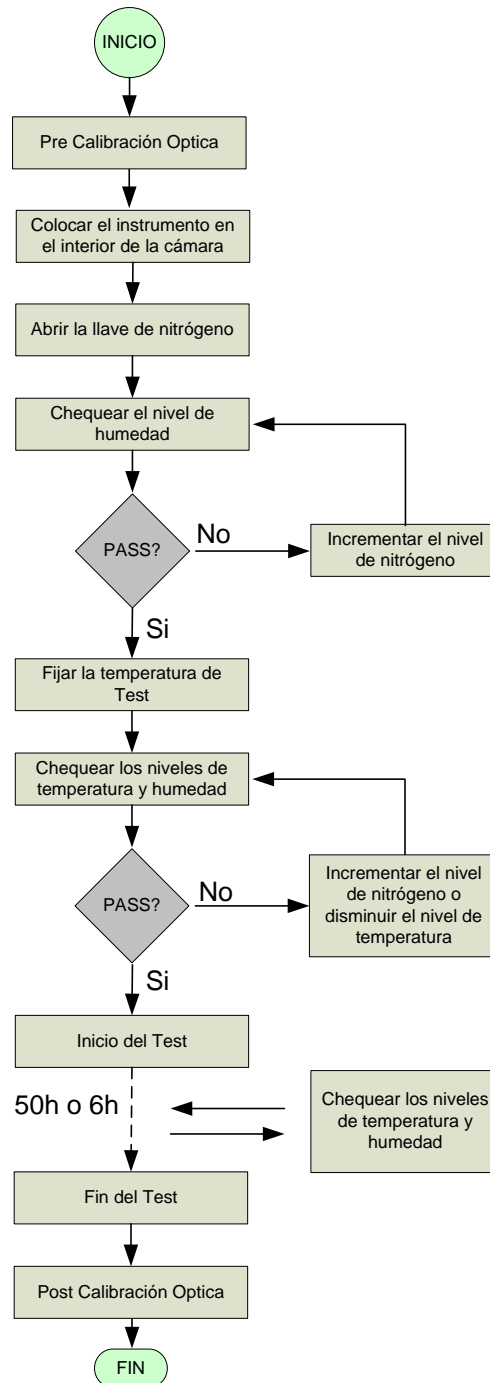


Figura. 5.41 Diagrama de flujo simplificado del Test de DHMR

Durante este test no ha sido necesario monitorizar la señal entregada por el sensor, ya que el objetivo del mismo es chequear si el instrumento se degrada después del test.

Para chequear el buen funcionamiento tras el ensayo, antes y después del test se ha seguido el mismo procedimiento que en los test presentados hasta el momento, en primer lugar se ha ejecutado un test funcional y a continuación una caracterización óptica rápida del instrumento. Esta caracterización permite comprobar y comparar el estado físico de los fotodiodos y el buen funcionamiento del instrumento antes y después del ensayo.

Con el fin de conseguir una posición controlada y reproducible, para ejecutar la calibración se ha utilizado una esfera integradora.

Una vez posicionado la unidad MetSIS dentro de la esfera, mediante una fuente de alimentación se aplicará una excitación sobre las lámparas en forma de rampa, empezando con una rampa ascendente y terminando con una descendente, en múltiples puntos de la rampa se activará el instrumento para medir el nivel de señal proporcionado por el mismo.

Señalar que este sistema no pretende caracterizar el instrumento ya que no es una caracterización muy precisa, sin embargo proporciona suficiente información como para detectar posibles variaciones (aprox 5 %) en los canales de medida. Lo que se busca es un sistema rápido para determinar un “pasa no pasa”.

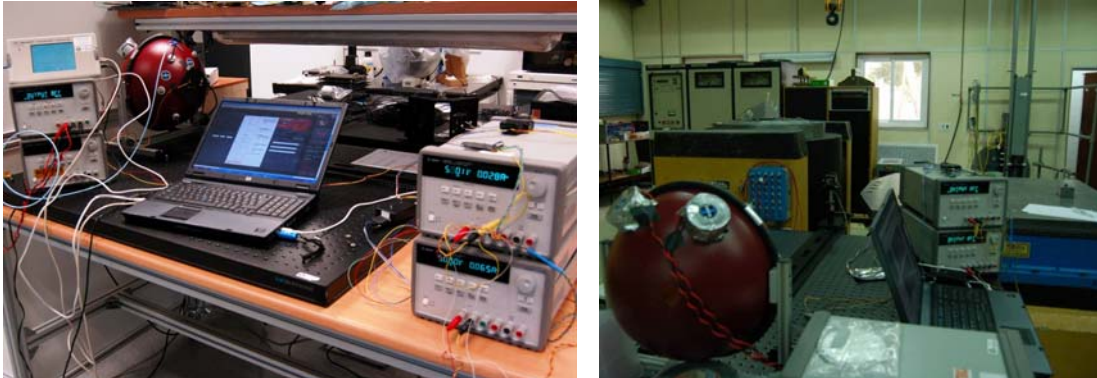


Figura. 5.42 Setup “Caracterización Óptica” – Test de DHMR

5.5.3 CRITERIO DE ÉXITO

Se considera que el test ha pasado de manera satisfactoria si:

- Tras una inspección visual del instrumento, este no presenta daños.
- No se aprecian variaciones entre los test funcionales realizados antes y después del ensayo

- No se aprecian variaciones entre las Calibraciones realizadas antes y después del ensayo.

5.5.4 RESULTADO

Siguiendo la secuencia del punto anterior, se ha ejecutado el test de DHMR, la siguiente figura muestra la ubicación del instrumento en el interior de la cámara.

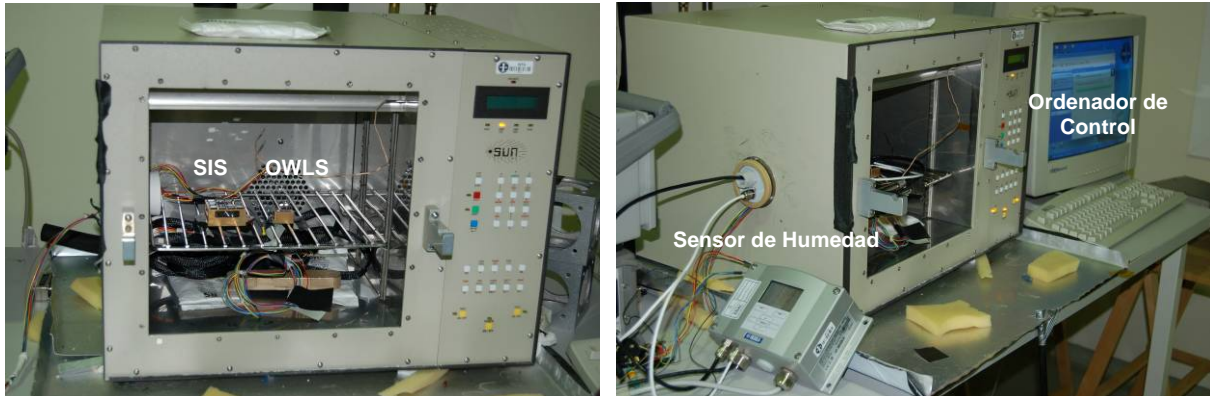


Figura. 5.43 Detalle de montaje del SIS – Test de DHMR

Para verificar que el test ha sido satisfactorio, el primer paso ha sido comprobar que se han alcanzado los valores de temperatura y tiempo establecidos en el requisito SIS-REQ-13, información suministrada por el equipo de ensayos ambientales.

La siguiente figura muestra los niveles de temperatura, humedad y tiempo alcanzados durante el test.

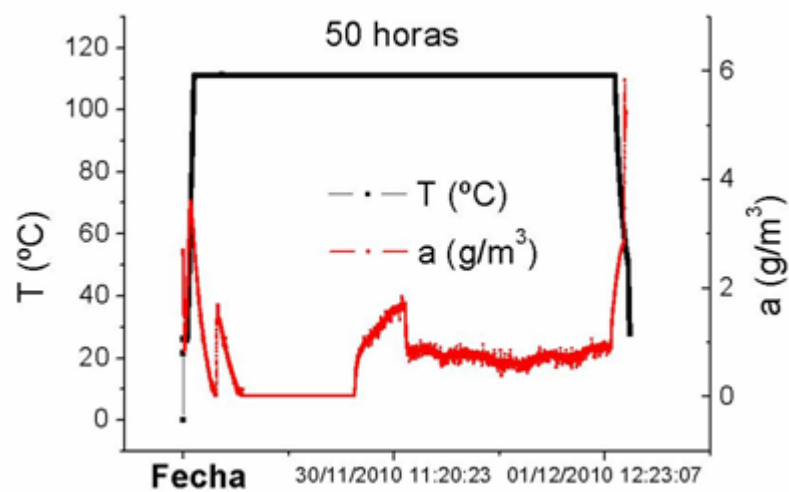


Figura. 5.44 Evolución de la temperatura y humedad durante el Test de DHMR

Como se observa en la figura anterior, el test se ha ejecutado a 111 °C durante 50 horas.

Durante la inspección visual se detecto un cambio de color de la resina utilizada para pegar la unidad, la Scotch-Weld EC2216, cobrando cierta importancia para los sensores de ángulo, ya que esta también se ha utilizado sobre ellos.

Tal y como se presento en el Proyecto Fin de Carrera: Desarrollo de un Sensor de Irradiancia Solar para una Misión a Marte, el sensor de ángulo se construyo de manera artesanal utilizando el fotodiodo S3096-02, fotodiodo que integra dos fotodiodos de Silicio en un encapsulado de plástico.

En la zona de separación del área activa de ambos fotodiodos, se realizo una pequeña incisión que se relleno con Scotch-Weld EC2216 (pegamento de vuelo) cuya función es conseguir una diferencia de radiación incidente en cada fotodiodo, proporcionando una medida del ángulo de incidencia respecto a la vertical del plano de los fotodiodos.

La siguiente figura muestra el antes y después de los fotodiodos de ángulo.

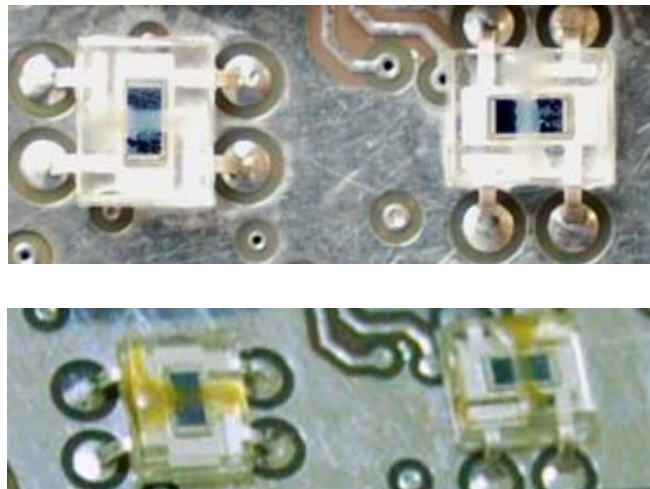


Figura. 5.45 Sensor de Angulo antes y después del Test de DHMR

Como se puede observar el EC2216 utilizado para construir el sensor de ángulo, ha sufrido un cambio de color, por lo tanto, no se puede dar un resultado positivo de la inspección visual tras el ensayo, será necesario comprobar si esta decoloración afecta a la respuesta óptica del mismo. Por lo demás no se ha observado ninguna otra anomalía tras el test.

La siguiente figura muestra la variación de responsividad del instrumento obtenida durante la caracterización óptica tras el test.

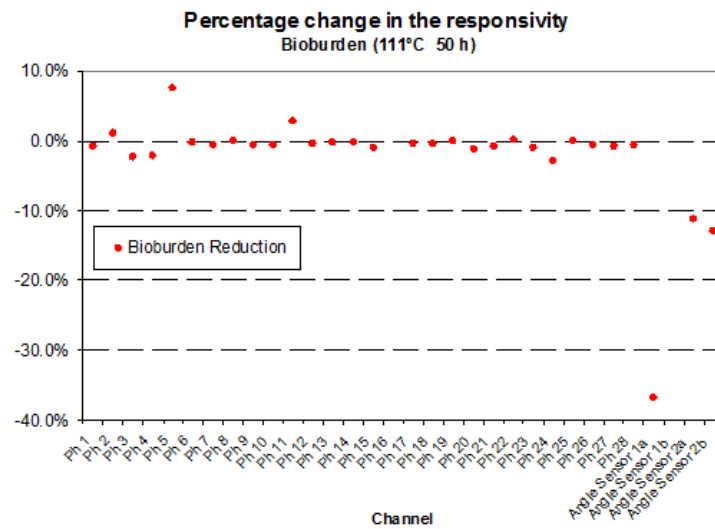


Figura. 5.46 Variación de la responsividad tras el Test de DHMR

Observando la figura anterior se aprecia que mientras que la variación en el resto de los canales no es significativa, los sensores de ángulo sufren una variación mayor al 10%.

Llegado a este punto es importante recordar lo comentado al principio del apartado, el requisito de DHMR no es un requisito como tal para el modelo QM, más bien, es un ensayo para determinar si sobre el modelo FM se podría aplicar el DHMR.

De los resultados presentados hasta el momento, se deduce que el instrumento no es compatible con el DHMR bajo la condición de 111 °C durante 50 h. Sin embargo, este mismo ensayo fue sometido de manera individual a cada uno de los componentes bajo la condición de 125°C durante 6h, ningún componente presento variación alguna, incluido los sensores de ángulo.

Tras los resultados obtenidos se deduce que el instrumento cumple con el requisito SIS-REQ-13 aplicando la condición de 125°C durante 6h, siendo esta la que se deberá aplicar al futuro modelo de vuelo.



Capítulo VI

Manual de Usuario

Este apartado presenta el manual de usuario del instrumento, el cual refleja las características más importantes del mismo.

En el presente manual, se han incluido los resultados obtenidos de las calibraciones ópticas realizadas sobre el instrumento, en responsividad, respuesta angular, corrección térmica y FoV (“Field of View”, campo de visión) aunque estas calibraciones no están contempladas en el proyecto, se ha querido reflejar el Manual de Usuario lo más completo posible.

Sensor de Irradiancia Solar - SIS

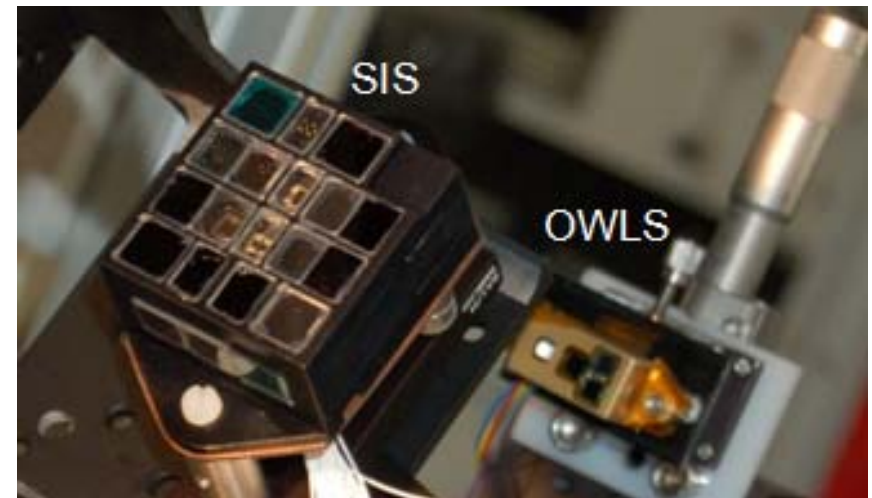
SIS es un instrumento inteligente, compacto, de bajo consumo e inalámbrico, que es capaz de medir la irradiancia solar, directa y difusa, hasta en un total de 11 bandas discretas en el rango del ultravioleta, del visible y del infrarrojo cercano.

SIS es un sistema complejo que está compuesto de los siguientes sensores:

- 27 detectores espectrales: fotodiodos PIN de silicio, provistos de filtros longitud de onda y concentradores (campo de visión hemisférico).
- Un sensor de referencia para evaluar la degradación en los fotodiodos a causa de la radiación (Fotodiodo PIN de silicio en oscuridad).
- Dos sensores de temperatura.
- Un sensor angular para determinar la posición del Sol.

Principales características eléctricas:

- Integra un procesador digital basado en FPGA resistente a radiación.
- Adquisición de todos los sensores mediante ADC de 16bits.
- Interfaz de control mediante TM/TC sobre interfaz RS-422 y protocolo propio maestro-esclavo.
- Amplias opciones de configuración de la operación: selección de canales a medir, cantidad de muestras a promediar, frecuencia de muestreo, modos de medida, etc.
- Total autonomía de medida, gracias a la inclusión de 128 kbytes de memoria no volátil.
- Actuación inteligente ampliando el rango de medida. El instrumento es capaz de detectar la señal medida y acomodar su resolución y margen dinámico para optimizarlos.
- Generación de información del estado del instrumento (*housekeeping*).
- Las comunicaciones son ópticas inalámbricas usando un módulo OWLS.



Vista del Sensor de Irradiancia Solar (SIS) y del módulo OWLS

Interfaz Eléctrico

MetSIS – Interfaz I/O						
NOMBRE	FUNCION	TIPO	COLOR/CONECTOR 5 HILOS*	ORIGEN-DESTINO	NIVEL	"DATA RATE (kbps)"
5V	Alimentación	PWR	Rojo / 3	MetNet - SIS	5 V	---
GND (5V_RTN)	Masa, retorno	PWR	Amarillo / 5	MetNet - SIS	0 V	---

* Hilos 1, 2 y 4, no Conectados

OWLS_SIS – Interfaz IO						
NOMBRE	FUNCION	TIPO	COLOR/CONECTOR 12 HILOS*	ORIGEN-DESTINO	NIVEL	"DATA RATE (kbps)"
5V	Alimentación	PWR	Rojo / 3	MetNet – OWLS_SIS	5 V	---
GND (5V_RTN)	Masa, retorno	PWR	Amarillo / 5	MetNet – OWLS_SIS	0 V	---
SIS_RX+	(+) Datos enviados desde la plataforma para ser transmitidos IR	D	Gris / 9	MetNet – OWLS_SIS	0V/5V	57.6
SIS_RX-	(-) Datos enviados desde la plataforma para ser transmitidos IR	D	Violeta / 8	MetNet – OWLS_SIS	0V/5V	57.6
SIS_TX+	(+) Datos recibidos por IR para ser transmitidos a la plataforma	D	Gris / 9	MetNet – OWLS_SIS	0V/5V	57.6
SIS_TX-	(-) Datos recibidos por IR para ser transmitidos a la plataforma	D	Azul / 8	MetNet – OWLS_SIS	0V/5V	57.6

* Hilos 1. 2. 4. 10. 11 v 12. no Conectados

Alimentación

MetSIS – CONSUMO						
POTENCIA	CONSUMO (25°C)		CONSUMO (-50°C)		CONSUMO (-90°C)	
	REPOSO	TX: Configuración o Paquete de datos pico*	REPOSO	TX: Configuración o Paquete de datos pico*	REPOSO	TX: Configuración o Paquete de datos pico*
5V	58 mA	84 mA	41 mA	59 mA	39 mA	50 mA

*Coincidiendo con la transmisión del Led.

OWLS_SIS – CONSUMO						
POTENCIA	CONSUMO (25°C)		CONSUMO (-50°C)		CONSUMO (-90°C)	
	REPOSO	TX: Configuración o Paquete de datos pico*	REPOSO	TX: Configuración o Paquete de datos pico*	REPOSO	TX: Configuración o Paquete de datos pico*
5V	28 mA	79 mA	15 mA	62 mA	19 mA	50 mA

*Coincidiendo con la transmisión del Led.

Temperatura

Radiation Hardening
TID: 10 Krads

Sensor de Irradiancia Solar	
TEMPERATURA DE OPERACION	-75 °C a +40 °C
TEMPERATURA DE SUPERVIVENCIA	-135 °C a +70 °C

CARACTERISTICAS FISICAS

Masa	MetSIS	114	g
Dimensiones		76,2 x 47 x 28.5	mm
Masa	OWLS_SIS	11	g
Dimensiones		41 x 15 x 14	mm

Optical Sensing Characteristics @ 25°C; Samples Averaged: 1024				
Band Name	Spectral Response Range (nm)	Responsivity XENON Lamp [mV/W]	Responsivity Error (%)	Noise [µV]
Hartey Band*	200-310	-	-	-
UV MRO*	245-290	-	-	-
UVB*	280-315	-	-	-
Huggins Band	300-345	140.59	8.04%	-
UVA	315-400	47.32	2.85%	42
Dust Optical Depth	440	1176.23	1.71%	14
	600	963.85	1.55%	15
Visible	400-700	8.09	1.59%	37
Infrared	700-1100	8.48	1.68%	13
H ₂ O	930-950	192.69	1.26%	33
Total Irradiance	230-1200	4.10	1.38%	27

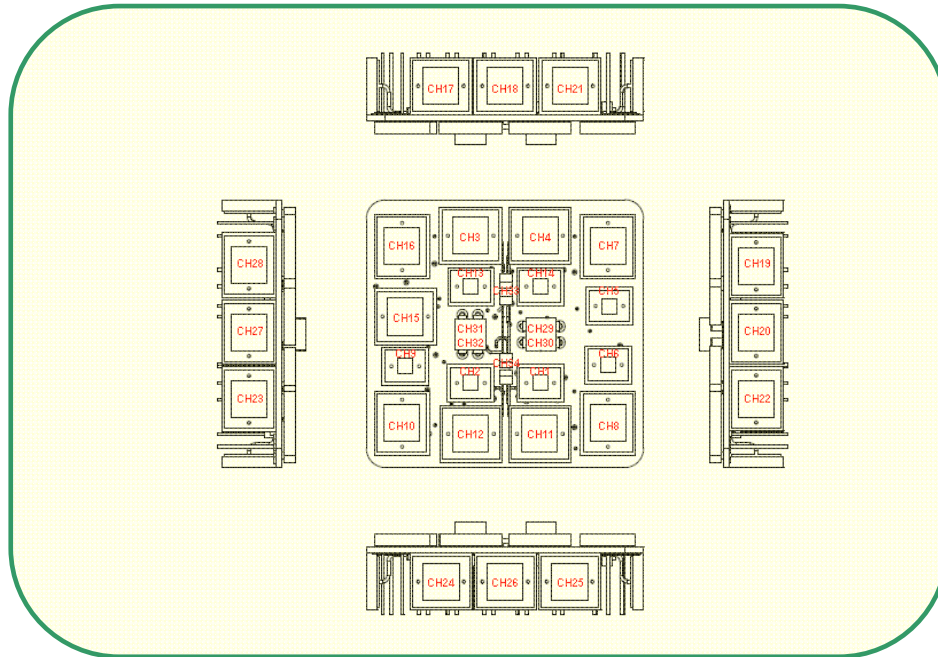
* Channels under calibration

Characteristics	Conditions	Min	Typ	Max	Unit
Angle Sensor					
Peak Sensitivity		-	960	-	nm
Nº Elements		-	4	-	Elements
Working Range	@ 500 W/m ²	-	±50	-	degree
Resolution	@ 500 W/m ²	-	2	5	o
Temperature Sensor					
Calibration Range			[-90, 70]		°C
Sensitivity Sensor 1			0.9696		°C _{SIS} /°C _{True}
Resolution Sensor 1	@ 35°C		0.081		°C
Sensitivity Sensor 1			0.9805		°C _{SIS} /°C _{True}
Resolution Sensor 1	@ 35°C		0.084		°C

Characteristics	Conditions	Min	Typ	Max	Unit
Communication System – OWLS					
Link Distance		410	504	670	mm
Attenuation limit	@ 504 mm	12%			Transmittance
Lineal Displacement – X axis	@ 504 mm	< -17		> +17	mm
Lineal Displacement – Y axis	@ 504 mm	< -17		> +17	mm
Angular Displacement – Horizontal	@ 504 mm	< -10		8	degree
Angular Displacement – Vertical	@ 504 mm	-4		3	degree
Transmission Rate			57 600		bps
Emission wavelength			940		nm

Qualification Characteristics

Bioburden	<ul style="list-style-type: none"> • Bioburden reduction temperature <u>125°C</u> / 6 h
Vibration	<ul style="list-style-type: none"> • Low sweep-sine: A sweep from 5Hz to 2000 Hz at 2 Oct/ min, and <u>0.5 g</u> for each axis • Sine test: A sweep from 5Hz to 200 Hz at 2 Oct/ min, and 1.5 g for each axis • Random test
Thermal Vacuum Cycling	<ul style="list-style-type: none"> • -55°C...+70°C • 6 cycles • Dwell time in hot and cold at least 2 h • Stabilization criterion for temperature $\Delta T / dt \leq 1^\circ\text{C/h}$
Thermal Cycling	<ul style="list-style-type: none"> • -90°C ...+70°C • 6 cycles • Planned 2 hours of dwell time in hot and cold, as well as a rate of change of 5 °C/min
X-Y-Z Axis Shock Survival	<ul style="list-style-type: none"> • Half sine shock of 500g and 15 ms



SENSOR DE IRRADIANCIA SOLAR – Fotodiodo y R _F			
FOTODIODO	VARIABLE A MEDIR	I _{FOTODIODO MAX} (mA)	R _{F (F1...28)} (KΩ)
1	Referencia Luminosidad Total	1.41	2
2	UVA – Estrecho FOV	2.78 E-1	10
3	UVB – Estrecho FOV	1.78 E-2	150
4	UVC – Estrecho FOV	1.08 E-2	261
5	VIS – Estrecho FOV	3.31 E-2	845
6	UVA	2.56 E-2	107
7	UVB	5.29 E-2	52.3
8	UBC	1.18 E-2	237
9	Banda de Hartley – O3	3.23 E-1	8.66
10	Banda de Huggins – O3	1.24 E-2	226
11	Densidad óptica sensible al polvo	5.83 E-2	47
12	Densidad óptica sensible al polvo	3.18 E-2	88.7
13	IR	1.18 E-1	23.2
14	VIS	1.96 E-2	143
15	UV MRO	7.35 E-3	383
16	Corriente de oscuridad	1 E-5	280 E3
17,19,23,25	Densidad óptica sensible al polvo	1.47 E-2	191
18,20,26,27	H ₂ O	1.19 E-1	23.2
21,22,24,28	VIS	2.15	1.02

SENSOR DE IRRADIANCIA SOLAR - CANALES					
CANAL	FILTRO	λ (nm)	VARIABLE A MEDIR	TIPO DE DISPOSITIVO	CAMPO DE VISION (°)
1	No	190 – 1100	Referencia Luminosidad Total	S1337-33BQ	160
2	F7	315 – 400	UVA – Estrecho FOV	S1337-33BQ	30
3	F8	280 – 315	UVB – Estrecho FOV	S1337-66BQ	30
4	F9	200 – 280	UVC – Estrecho FOV	S1337-66BQ	30
5	F15	400 – 700	VIS – Estrecho FOV	S1337-33BQ	30
6	F7	315 – 400	UVA	S1337-33BQ	90
7	F8	280 – 315	UVB	S1337-66BQ	80
8	F9	200 – 280	UBC	S1337-66BQ	60
9	F10	200 – 310	Banda de Hartley – O3	S1337-33BQ	60
10	F11	300 – 345	Banda de Huggins – O3	S1337-66BQ	80
11	F12	440	Densidad óptica sensible al polvo	S1337-66BQ	80
12	F13	600	Densidad óptica sensible al polvo	S1337-66BQ	80
13	F14	700 – 1100	IR	S1337-33BQ	100
14	F15	400 – 700	VIS	S1337-33BQ	100
15	F16	245 – 290	UV MRO	S1337-66BQ	60
16	Opaco	—	Corriente de oscuridad	S1337-66BQ	—
29	No	320 - 1100	Sensor de ángulo	S3096-02	160
30	No	320 - 1100	Sensor de ángulo	S3096-02	160
31	—	—	Temperatura	PT1000	—
32	—	—	Temperatura	PT1000	—
17,19,23,25	F12	440	Densidad óptica sensible al polvo	S1337-66BQ	90
18,20,26,27	F5	930 – 950	H ₂ O	S1337-66BQ	90
21,22,24,28	F15	400 – 700	VIS	S1337-66BQ	90

Paquete de Comandos y Datos implementados

Solar Irradiance Sensor	
Nombre	Descripción
CMD_CONFIG_MEAS	Configuración del instrumento
CMD_START_ACQ	Inicio de Adquisición
CMD_SEND_PKT	Solicitud de paquete de datos
CMD_SEND_PKT_PREVIOUS	Solicitud de volver a enviar el paquete de datos anterior
CMD_CHECK_CTRL	Solicitud de ejecución de rutina de test
CMD_SIS_OFF	Aviso de apagado
APPD_CONFIG_DATA	Paquete de datos con la configuración del instrumento
DATA_PKT	Paquete de datos de medida
CHECK_CTRL_DATA_PKT	Paquete de datos de test
ACK	Paquete de indicación de commando recibido

Interpretación de los datos del Sensor, conversión a unidades físicas

<i>Solar Irradiance Sensor</i>	
CANAL	FORMULAS
Canales Espectrales CH1 to CH28	$I_{PHD} = [V_{TIA} - 0.5V] / Gain(k\Omega) \quad (mA), \text{ with: } V_{TIA} = \left[\left(\frac{4 \cdot Raw_Data_{DATA_DAT}}{65535} \right)^{-2} \right] + \left(\frac{3.3 \cdot Raw_Data_{DATA_CFG_SUB}}{4095} \right) \quad (V)$
Canales Espectrales para determinar la posición angular CH29 to CH32	$I_{PHD} = [3.3 - V_{TIA}] / Gain(k\Omega) \quad (mA), \text{ with: } V_{TIA} = \left[\left(\frac{4 \cdot Raw_Data_{DATA_DAT}}{65535} \right)^{-2} \right] + \left(\frac{3.3 \cdot Raw_Data_{DATA_CFG_SUB}}{4095} \right) \quad (V)$
Angle	$Angle(deg\ ree^{-1}) = \frac{(I_{PHD\ CH\ 29,31} - I_{PHD\ CH\ 30,32})}{(I_{PHD\ CH\ 29,31} + I_{PHD\ CH\ 30,32})} \cdot K, \text{ with } K = \text{Constant, to be calibrated}$
Canales de Temperatura CH33, CH34 DATA_DAT_TEMP1 y DATA_DAT_TEMP2 en: CHECK_CTRL_DATA_PKT	$T^a(^{\circ}C) = \frac{Pt/1000 - 1}{3.9083 \cdot 10^{-3}}$ $Pt = \frac{-3900 \cdot \left[\left(\frac{4 \cdot Raw_Data_{DATA_DAT}}{65535} \right)^{-2} + \left(\frac{3.3 \cdot Raw_Data_{DATA_CFG_SUB}}{4095} \right)^{-2} \right] - 0,647}{3,3 + \left[\left(\frac{4 \cdot Raw_Data_{DATA_DAT}}{65535} \right)^{-2} + \left(\frac{3.3 \cdot Raw_Data_{DATA_CFG_SUB}}{4095} \right)^{-2} \right] - 0,647}$
DATA_5V_AVcc, DATA_REF_3,3V, DATA_REF_2,5V, DATA_REF_0,5V en: CHECK_CTRL_DATA_PKT	$V_o = \left[\left(\frac{4 \cdot Raw_Data_{DATA_DAT}}{65535} \right)^{-2} \right] + \left(\frac{3.3 \cdot Raw_Data_{DATA_CFG_SUB}}{4095} \right) \quad (V)$

Nota 1: Para obtener el valor de Gain(KΩ) ir a la tabla Sensor de Irradiancia Solar – I_{FOTODIODO} y R_F, y coger el valor de R_F.

Nota 2: Raw_Data_x y G_{DATA_CFG_GAIN}, son valores devueltos por el instrumento (ver protocolo).



Conclusiones y Trabajos Futuros

Este capítulo presenta las conclusiones finales y posibles trabajos futuros no solo en el ámbito espacial, sino también en el marco de aplicaciones de uso doméstico.

7.1 CONCLUSIONES.

El instrumento desarrollado y calificado, aún siendo susceptible de pequeñas mejoras en prestaciones científicas (línea en la que se trabaja en la actualidad) ha probado ya su capacidad de supervivencia a las duras condiciones de una misión a Marte (mediante ensayos en tierra).

Con el fin de sensar la el espectro solar sobre la superficie de Marte, se ha diseñado el Sensor de Irradiancia Solar (SIS), instrumento capaz de sensar el espectro solar en 12 bandas espectrales situadas entre el UV (200 nm) y el infrarrojo cercano (1200 nm).

Con los resultados obtenidos del mismo, se espera avanzar en el conocimiento de:

- La intensidad de la radiación ultravioleta.
- La correlación de la irradiancia solar con la temperatura, presión y vapor de agua en Marte.

- El ozono atmosférico en Marte.
- La opacidad de la atmósfera de Marte debida al polvo en suspensión y otros fenómenos atmosféricos.

Con estos fines se diseño el SIS, del cual destacan los siguientes aspectos:

- Miniaturización.
- Bajo consumo.
- Alta funcionalidad.
- Rango de temperatura de funcionamiento de +40°C a -120°C.
- Robustez.
- Inalámbrico.
- Autónomo
- RadHard y utilización de componentes comerciales (COTS).

Después de pasar por varios modelos (prototipos, modelo de ingeniería) se fabrico el Modelo de Calificación (QM – Qualification Model), este es el modelo utilizado para calificar el instrumento frente a los requisitos presentados por la misión. Este modelo será idéntico al modelo de Vuelo, a diferencia que el modelo QM podría integrar componentes de grado militar. En algunas ocasiones podrá ser utilizado como modelo de repuesto (FS – Flight Spare Model), si así fuese, lo ideal es que fuese exactamente igual al de vuelo.

El presente trabajo se ha centrado principalmente en el desarrollo de la aplicación software para comandar el instrumento y en la calificación anteriormente comentada.

En una primera fase se ha ejecutado:

- Verificación de los Requisitos de diseño.
- Test Eléctricos.
- Test Funcionales.

A continuación se ha ejecutado los Test de Calificación, siendo estos los siguientes:

- Test de Vibración (Barrido sinusoidal, Vibración Seno y Vibración Random.
- Test de Ciclado Térmico, 6 ciclos de -90 °C a 70°C.
- Test de Vacío Térmico, 6 ciclos de -55 °C a 70 °C.
- Test de Choque, 500g @ 15ms.
- DHMR, 111°C @ 50h ó 125°C @ 6h.

Tras los resultados presentados en los capítulos 5 y 6 se concluye que el Sensor de Irradiancia Solar cumple con los requisitos impuestos por la misión, habiendo pasado la fase de calificación de manera satisfactoria.

Por lo tanto, se estaría en disposición de pasar a la siguiente fase que sería la fabricación del Modelo de Vuelo (FM – Flight Model). Este es el modelo que será entregado e integrado en la plataforma. Será el utilizado para ejecutar los test de aceptación del instrumento (similares a los de calificación, pero con requisitos menos restrictivos).

7.2 TRABAJOS FUTUROS.

El sector espacial es un sector tremendamente conservador. Es necesario un gran esfuerzo para llegar a tener un hueco en la comunidad espacial, y pasa necesariamente por la acumulación de experiencias en órbita que vengan a probar la capacidad de un grupo para desarrollar hardware espacial con garantías.

El primer lanzamiento de una cápsula MetNet, de apenas 25 kg, estaba previsto en 2011 a bordo de la nave rusa Phobos Grunt, que, desafortunadamente, quedó varada en órbita terrestre, antes siquiera de comenzar su largo viaje a Marte.

Sin embargo, al final MetNet no se embarcó en la Phobos Grunt, pese a esto, un éxito mucho más importante se ha conseguido con el desarrollo del SIS ya que la participación en la misión ha abierto las puertas a la participación en otras misiones internacionales. El gran hito hasta la fecha del Sensor de Irradiancia Solar, es que se puede considerar como el precursor de los siguientes instrumentos que a continuación se van a presentar, estando estos ya desarrollados o en fase de desarrollo.

Concretamente una versión reducida del espectrómetro de MetNet fabricado por el INTA va a formar parte del paquete de instrumentos DREAMS que aterrizará en Marte a bordo de la misión Exomars de la ESA en 2016.

Estación meteorológica DREAMS. ExoMars 2016 EDM, ESA-Rusia

ExoMars 2016 consta de un orbitador y un módulo de aterrizaje. El primero, denominado TGO —Trace Gas Orbiter— es un satélite que orbitará Marte al tiempo que observa su atmósfera en busca de trazas de gases minoritarios en la atmósfera del planeta, especialmente metano. El llamado Módulo de Entrada y Descenso, o EDM (Entry and Descent Module), constituirá el primer aterrizaje europeo en Marte.

La estación denominada DREAMS (Dust characterization, Risk assessment, and Environment Analyser on the Martian Surface) es la carga útil científica del Lander EDM de la misión ExoMars 2016 (ESA, Rusia). será capaz de estudiar durante unos pocos días (su vida estará limitada por el uso de baterías no recargables) diversos aspectos ambientales tales como la presión, humedad, temperatura del aire, viento, irradiancia solar en la superficie, o la existencia de campos eléctricos en un amplio rango de frecuencias.

La información proporcionada por DREAMS ayudará a mejorar el conocimiento actual sobre la dinámica atmosférica en el planeta, especialmente en su época de mayor actividad de tormentas y eventos de levantamiento de polvo, cuando se pretende que la misión aterrice.

El INTA aporta a esta estación meteorológica un Sensor de Irradiancia Solar DREAMS-SIS capaz de medir la cantidad de radiación solar recibida en superficie en diferentes bandas espectrales desde el ultravioleta (UV) hasta el infrarrojo (IR). Asimismo, es capaz de medir la opacidad de la atmósfera debido al polvo suspendido en la misma, uno de los principales moduladores del clima marciano. Por último, se espera poder detectar la presencia de nubes en el cielo de Marte durante el amanecer y anochecer.

Como tal, el interés fundamental de EDM es de demostración tecnológica, en preparación de la segunda parte de esta misión, ExoMars 2018 (retrasada a 2020).

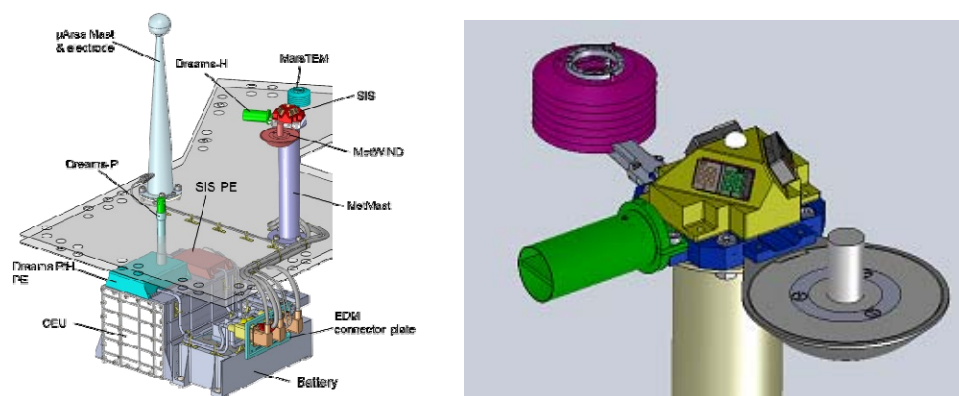


Figura. 7.1 Estación meteorológica DREAMS

El instrumento DREAM-SIS esta diseñado bajo los mismos conceptos tecnológicos que el SIS de METNET, en este caso esta compuesto por dos unidades separadas, por un lado esta el elemento sensor (OH “Optical Head”) y por otro la electrónica de procesamiento (PE “Processing Electronics”), este hecho es debido a los requisitos de alojamiento impuestos al sensor.

La masa del OH esta limitada a menos de 26 g con fuertes restricciones de volumen. El OH contiene 7 detectores, uno de ellos enfrentado al Cenit y los otros 6 en diferentes bandas espectrales (UVA y NIR), se encuentran localizados en las caras de un tetraedro, proporcionando una visión de 360 ° en azimut.

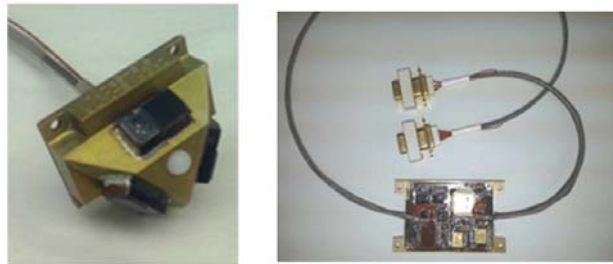


Figura. 7.2 Sensor de Irradiancia Solar SIS'16, integrado en la estación meteorológica DREAMS

El pasado 14 de marzo de 2016 comenzó su andadura la misión ExoMars con destino al planeta Marte. Si todo sucede según lo previsto, el 19 de Octubre de 2016 el sensor comenzará a dar los primeros resultados sobre la superficie de Marte.

Sensor de Radiación Solar en METEO, ExoMars 2018 Lander, ESA-Rusia

La segunda parte de la misión ExoMars, ExoMars 2018 (ya retrasada a 2020), incluye un Lander y un Rover. La carga útil científica del Lander, destinada fundamentalmente a estudios ambientales y atmosféricos, es responsabilidad del Instituto de Estudios Espaciales (IKI) de la Academia de Ciencias Rusa. IKI solicitó no obstante contribuciones europeas a diferentes paquetes de instrumentos definidos por ellos. Uno de ellos, una nueva estación meteorológica avanzada llamada METEO, en el cual estará integrado el sensor de irradiación SIS'20.

El sensor SIS'20 es un radiómetro que incorpora una serie de detectores en diferentes bandas espectrales, con diferentes campos de visión y direcciones, que incluye:

- 5 sensores apuntando al Cenit, 3 de ellos con un $FoV \pm 10^\circ$ y diferentes bandas espectrales y otro con $\pm 40^\circ$ coincidente en banda con uno de los detectores de banda lateral. El quinto será un sensor que proporciona una respuesta espectral entre 190 nm a 1100 nm, el cual proporciona una buena

estimación de la irradiancia total que llega a la superficie de Marte independientemente de la posición del Sol.

- 12 detectores laterales, agrupados en parejas (dos bandas espectrales por cada cara lateral) que apuntan a elevaciones bajas (15°) y con FoV ($\pm 5^\circ$). Hay 6 orientaciones de acimut.
- Un sensor para estimar el daño por desplazamiento sufrido por los detectores y sus filtros ópticos
- Añade además un microespectrómetro ultra-compacto para espectrometría de media resolución.

Es un sensor de menos de 200 g y envoltente aproximada de 85x60x45 mm, completamente digital (FPGA de control, memoria interna, I/F serie).

Actualmente el instrumento está en fase de desarrollo.

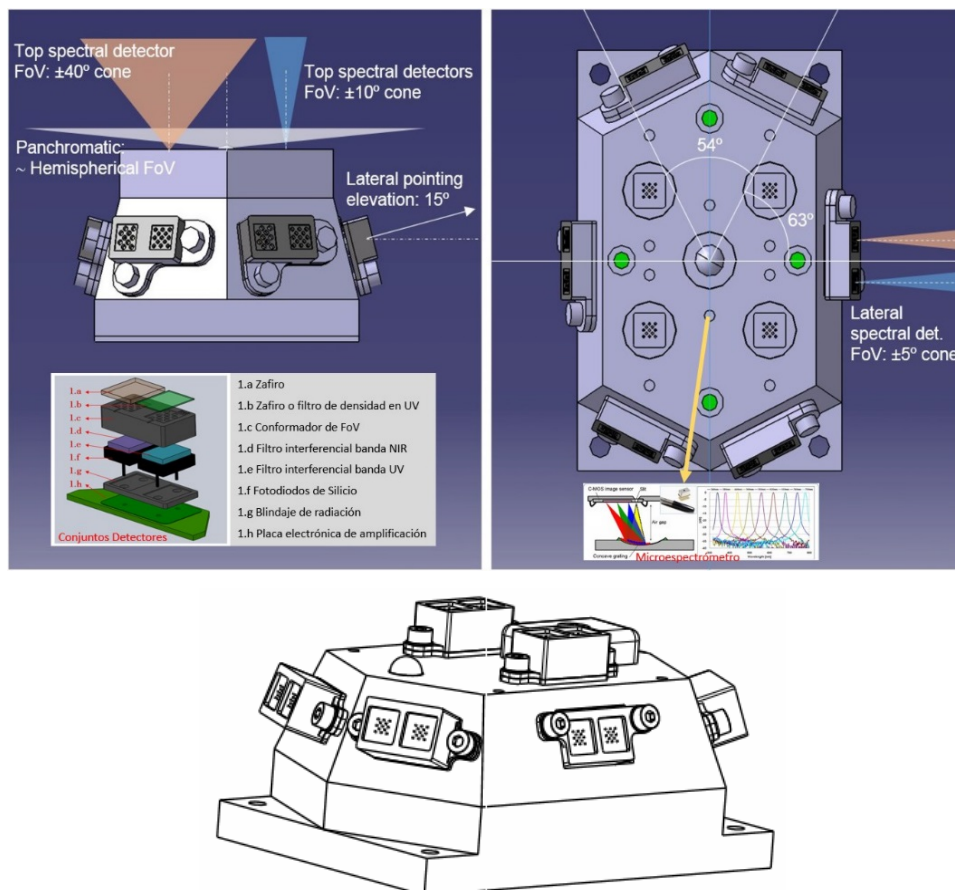


Figura. 7.3 Sensor de Irradiancia Solar SIS'20, integrado en la estación meteorológica METEO

Además, otra versión muy similar al espectrómetro de MetNet, fabricado también por el INTA, va a formar parte del paquete de instrumentos MEDA (Mars Environmental Dynamics Analyzer) que irá embarcado en el Rover de la misión Mars2020.

Radiation and Dust Sensor y estación meteorológica MEDA, Rover Mars 2020, NASA/JPL.

España desarrolla la estación meteorológica MEDA (Mars Environmental Dynamics Analyzer) que se embarcará en el Rover Mars 2020 de NASA/JPL.

Dentro de MEDA, el mayor sensor integrado es responsabilidad directa del INTA. Se trata del llamado RDS (Radiation and Dust Sensor).

RDS es una evolución de los anteriores sensores de radiación solar. Incorpora un elevado número de canales de medida en diferentes bandas espectrales y direcciones de apuntamiento, que permitirán realizar una ciencia más compleja y completa. Asimismo, integra una CCD orientada al cenit (SkyCAM) que permitirá obtener mapas de brillo del cielo de alta resolución. Todo ello con una resolución temporal sin precedentes. Esta CCD es responsabilidad de JPL, en tanto que el instrumento en su conjunto y el resto del mismo, lo es del INTA. Se trata pues de un desarrollo conjunto INTA/JPL dirigido por el INTA.

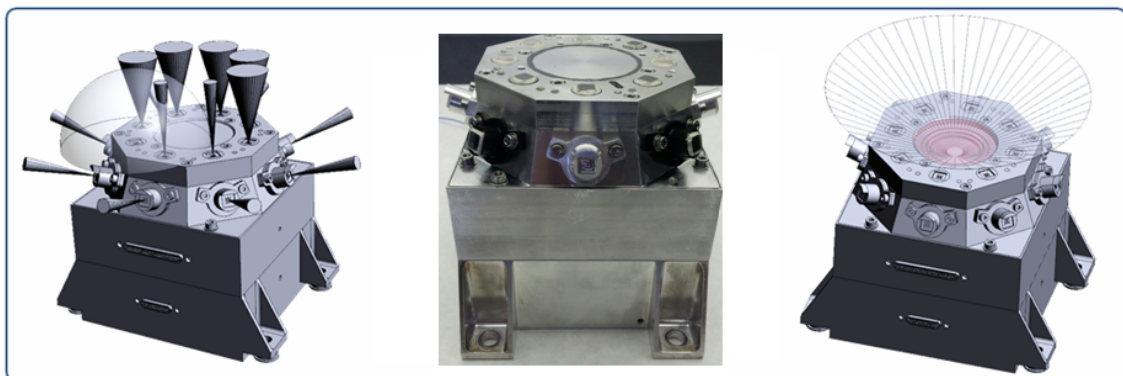


Figura. 7.4 RDS de MEDA: detectores discretos, visto del modelo STM y SkyCAM

Actualmente el sensor esta en fase de desarrollo.

A modo de resumen, se puede concluir diciendo que DREAMS-SIS, SIS'18 y MEDA-RDS forman una familia de sensores de irradiancia que permiten investigaciones muy similares en ciertos aspectos, al tiempo que se diferencian y complementan en otros. DREAMS-SIS es el precursor de todos ellos. Permitirá estimar por vez primera el espesor óptico a lo largo de un Sol, y aproximar el perfil vertical. Con suerte, debido a su escasa duración, podría detectar algunas nubes. Tanto SIS'18 como RDS mantienen y amplían (de 3 a 6 y 8 sectores del cielo) la capacidad de observación en diferentes ángulos azimutales simultáneamente, siempre en elevaciones reducidas. Con ello se mejorará la estimación de

perfiles, y se abre además la posibilidad de estimar la función de fase. RDS incluye una CCD cenital que permitirá obtener mapas de brillo del cielo, lo que a su vez posibilita cálculos precisos del espesor óptico y función de fase. En cambio SIS'18 introduce no uno sino 2 detectores (UV, NIR) en cada uno de los ya mencionados ángulos de observación, permitiendo análisis de índice de color y con él la detección de nubes (esta duplicidad de longitudes de onda ya existe en DREAMS), al tiempo que introduce un microespectrómetro cenital, en lugar de una CCD, permitiendo observaciones espectrales complementarias con la formación de imagen de RDS.

Necesario será continuar con las campañas de caracterización del instrumento como las realizadas hasta la fecha en lugares como el Arenosillo o el desierto del Sahara (Merzouga), lugares que por su climatología son muy parecidos a los encontrados en Marte.



Figura. 7.5 Campaña de caracterización en Merzouga (desierto del Sahara)

Adicionalmente, algunas de las tecnologías desarrolladas en el proyecto son susceptibles de aplicación a otros entornos como el domótico. En la actualidad se estudia la posible aplicación de los ASIC de comunicación óptica diseñados para la transmisión de datos (Internet) en casas u oficinas a través de los sistemas de iluminación LED cada día más habituales.



Revistas Científicas

- Autor **In-Orbit Measurement of SET and DD Effects on Optical Wireless Links for Intra-Satellite Data Transmission.**
- Título I. Arruego, J. Martínez, H.Guerrero
- Publicación IEEE Transactions on Nuclear Science 58 (2011) pp.: 3067-3075
- Autor Juan José JIMÉNEZ, F. Javier ÁLVAREZ-RÍOS, Javier MARTÍNEZ, Ignacio ARRUEGO, Joaquín AZCUE, Miguel GONZÁLEZ-GUERRERO, Israel MARTÍN, Germán MARTÍNEZ, Javier MORENO-VENTAS, Manuel REINA, Joaquín RIVAS, Claudia RUIZ DE GALARRETA, Luís Miguel SÁNCHEZ-BREA, Jaime SÁNCHEZ-PÁRAMO, Alberto VALVERDE, Luís VÁZQUEZ, Héctor GUERRERO.
- Título **“Sensor espectral de irradiancia solar (SIS) para estudios atmosféricos planetarios”**
- Publicación Proceedings - OPTOEL'11 p.p.
- Autor I. Arruego, H.Guerrero, S. Rodríguez, J.Martínez-Oter, J.J Jiménez, J.A.Domínguez, A.Martín-Ortega, J.R de Mingo, J.Rivas, V.Apéstigue, J.Sánchez, J. Iglesias, M.T.Álvarez, P.Gallego, J.Azcue, C.Ruiz de Galarreta, B.Martín, A.Álvarez-Herrero, M.Díaz-Michelena, I.Martín, F.R.Tamayo, M. Reina, M.J. Gutiérrez, L.Sabau, J.Torres
- Título **“OWLS: A Ten-year History in Optical Wireless Links for intra-Satellite communications”**
- Publicación IEEE Journal On Selected Areas In Communications, Vol. 27, No. 9, December 2009
- Autor H. Guerrero, J.J. Jiménez, M.T. Álvarez, J.M. Oter, J.A. Domínguez, I. Arruego, J. Barbero, A. Spuma, J. García-Prieto, D. López, F. Gutiérrez, P. Gallego, E. Ragel, J. Sánchez-Páramo.
- Título **Reliability assessment of medium/large area PIN SI photodiodes for Optical Wireless Links for intra-Spacecraft communications (OWLS).**
- Publicación Proceedings - ISROS 2009.
- Autor H. Guerrero, J.J. Jiménez, M.T. Álvarez, J.M. Oter, J.A. Domínguez, I. Arruego, J. Barbero, A. Spuma, J. García-Prieto, D. López, F. Gutiérrez, P. Gallego, E. Ragel, J. Sánchez-Páramo.
- Título **Reliability assessment of high power LEDs and IREDS for Optical Wireless Links for intra-Spacecraft communications (OWLS).**
- Publicación Proceedings - ISROS 2009.
- Autor S. Rodríguez, I. Arruego, N. Karafolas, P. Pelissou, F. Tortosa, B. Alison, M.T., Álvarez, V. Apestigue, J. Ázcue, J. Barbero, C. Carron, J. Catalán, J.R. De Mingo, J.A. Domínguez, P. Gallego, J. García-Prieto, J.J. Jiménez, D. López, F. López-Hernández, A. Martín-Ortega, J. Martínez-Oter, G. Mercadier, F. Perán, A. Perera, R. Pérez-Jiménez, E. Poves, J. Rabadán, M. Reina, J. Rivas, H. Rouault, J. Rufo, C. Ruiz de Galarreta, D. Scheidel, C. Theroude, M. van Uffelen, J. Sánchez-Páramo, E. Armandillo, P. Plancke, H.Guerrero
- Título **“Optical Wireless Intra-Spacecraft Communications”.**
- Publicación Conference Proceedings - ICSO (2008).
- Autor Jiménez J.J., Sánchez-Páramo J., Álvarez M.T., Domínguez J.A., Oter J.M., Arruego I., Tamayo R., Guerrero H.
- Título **“Proton radiation effects on medium/large area Si PIN photodiodes for Optical Wireless Links for Intra-Satellite Communications (OWLS)”**
- Publicación IEEE Radiation Effects Data Workshop, 2007 Page(s):73 – 79. Digital Object Identifier 10.1109/ REDW.2007.4342543

- Autor Jiménez, J.J.; Álvarez, M.T.; Tamayo, R.; Oter, J.M.; Domínguez, J.A.; Arruego, I.; Sánchez-Páramo, J.; Guerrero, H.
- Titulo **“Proton radiation effects in high power LEDs and IREDS for Optical Wireless Links for intra-Satellite communications (OWLS)”**
- Publicación IEEE Radiation Effects Data Workshop, 2006 Page(s):77 – 84. Digital Object Identifier 10.1109 / REDW.2006.295472
- Autor J.J. Jiménez, R. Tamayo, M.T. Álvarez, J. M. Oter, J.A. Domínguez, I. Arruego, J. Sánchez-Páramo, H. Guerrero.
- Titulo **“Proton irradiation of high power infrared emitting diodes for Optical Wireless Links for intra-Satellite communications (OWLS)”**.
- Publicación Proceedings (recogidos en un número especial del IEEE TNS) NSREC 2006.
- Autor Jiménez, J.J.; Álvarez, M.T.; Oter, J.M.; Domínguez, J.A.; Tamayo, R.; Arruego, I.; Guerrero, H.
- Titulo **“Proton Radiation effects in medium/large area photodiodes and high power LED for Optical Wireless Links for intra Satellite communications (OWLS)”**
- Publicación Radiation and Its Effects on Components and Systems, 2005 (RADECS 2005), 19-23 Sept. 2005, Page(s): PW10-1 - PW10-8, DOI: 10.1109/RADECS.2005.4365651.
Premiado como mejor paper de RADECS 2005
- Autor J.J. Jiménez, J.M. Oter, J.A. Domínguez, M.T. Álvarez, I. Arruego, P.P. Valdivieso, J. Fuentes, H. Guerrero.
- Titulo **“Irradiation of LEDs and photodiodes for Optical Wireless Links for intra-Satellite communications (OWLS)”**.
- Publicación Proceedings 978-84-930056-1-0 (336 pp) RADECS 2004.

Congresos

- Autor I.Arruego, F. López, A. Saiz, A. Sánchez, M. Yela, J. Martínez, P. Gallego, F. Cortés, A.J. de Castro, D. Toledo, V. Apéstigue, J.J. Jiménez, J.R. de Mingo, A. Martín-Ortega, M. González-Guerrero, F.J. Álvarez, J. Meléndez, S. Briz, J. Azcue, J. Rivas, R. Morales, I. Martín, L. Bastide, A. Fernández, O. Puentedura, L. Gómez, J. Iglesias, S. Sánchez, H. Robles, C.B. Justo, M. Salas, G. Guarnizo, A. Llopis, V. Gil, S. Pérez, R. Hueso, T. del Río, J.F. Rojas, A. Carretero, M. Álvarez, J.A. Rodríguez-Manfredi, F. Esposito, C. Molfese6, O. Karatekin, S.Espejo and P. Rannou.
- Titulo **Sun Irradiance and Dust Sensor Investigations on board the ExoMars 2018 Lander.**
- Congreso / Lugar **13th International Planetary Probe Workshop (IPPW)/** The Johns Hopkins University Applied Physics Laboratory LLC. Laurel, Maryland (Washington DC, EEUU).
- Autor I. Arruego, J. Rivas, J. Martínez, A. Martín-Ortega, V. Apéstigue, J.R. de Mingo, J.J. Jiménez, F. J. Álvarez, M. González.
- Titulo **Practical application of the Optical Wireless communication technology (OWLS) in extreme environments**
- Congreso / Lugar **2015 IEEE International Conference on Wireless for Space and Extreme Environments/** FAIRWINDS Alumni Center, University of Central Florida, Orlando (EEUU).
- Autor V. Apéstigue, I. Arruego, J. Martínez, J.J. Jiménez, J. Rivas, M. González, J. Álvarez, J. Azcue, A. Martín-Ortega, J.R. de Mingo, M. T. Álvarez, L. Bastide, A. Carretero, A. Santiago, I. Martín, B. Martín, M.A. Alcacera, J. Manzano, T. Belenger, R. López, D. Escribano, P. Manzano, J. Boland, E. Cordoba, A. Sánchez-Lavega, S. Pérez, A. Sainz López, M. Lemmon, M. Smith, C. E. Newman, J. Gómez Elvira(1,4), N. Bridges, P. Conrad, M. de la Torre Juarez, R. Urqui, J.A. Rodríguez Manfredi.
- Titulo **Radiation and Dust Sensor for MARS2020: technical design and development status overview**

- Congreso / EPSC European Planetary Science Congress 2015. / Nantes (Francia).
Lugar
- Autor I. Arruego, V. Apéstigue, J. Martínez, J.J. Jiménez, J. Rivas, M. González, J. Álvarez, J. Azcue, I. Martín, R. Canchal.
- Título **Solar Irradiance Sensor on the ExoMars 2016 Lander.**
- Congreso / EPSC European Planetary Science Congress 2015. / Nantes (Francia).
Lugar
- Autor I. Arruego, J. Martínez, J. Rivas, J. J. Jiménez, H. Guerrero.
- Título **Minutiarisation and practical application of the OWLS technology.**
- Congreso / ESA/NASA/CSA Joint Symposium on Wireless Technologies for Space Applications. /
Lugar Montreal (Canada). “Cancelado”.
- Autor J. Ramos-Martos, A. Arias-Drake, A. Ragel-Morales, J. Ceballos-Cáceres, J. M. Mora-Gutiérrez, B. Piñero-García, M. Muñoz-Díaz, M. A. Lagos-Florido, S. Sordo-Ibáñez, S. Espejo-Meana, Ignacio Arruego, Javier Martínez-Oter, María Teresa Álvarez.
- Título **OWLS: A MIXED-SIGNAL ASIC FOR OPTICAL WIRE-LESS LINKS IN SPACE INSTRUMENTS.**
- Congreso / AMICSA 2012 / ESA – ESTEC (Noordwijk).
Lugar
- Autor H. Guerrero , I. Arruego and MEIGA/MetNet Precursor INTA Team.
- Título **Development of miniaturized instrumentation for Mars exploration.**
- Congreso / Second Moscow Solar System Symposium (2M-S3) SPACE RESEARCH INSTITUTE -
Lugar IKI. / Moscow (Rusia).
- Autor I. Arruego, M. Díaz-Michelena, J.J. Jiménez, J. Martínez, V. Apéstigue, M. González-Guerrero, J. Azcue, A. Valverde, V. de Manuel, J. A. Domínguez, I. Martín, B. Martín, J. Álvarez, M. Álvarez, C. Hernando, M.F. Cerdán, C. Ruiz de Galarreta, J. Sánchez, G. Martínez, L. Vázquez, H. Guerrero
- Título **“Development of miniaturized instrumentation for Planetary Exploration and its application to the Mars MetNet Precursor Mission”.**
- Congreso / European Geosciences Union – 7th General Assembly / Viena, Austria.
Lugar

Paginas de Internet

- Estándares de comunicación serie. http://www.cimco.com/docs/cimco_dnc-max/v7/es/#SerialComStandards
- Artículo eclipse en Marte. <http://www.abc.es/sociedad/20130829/rc-eclipse-marte-201308291809.html>
- Geología de Marte. http://www.astrofisyfisica.com/2013/05/marte-todo-lo-que-tenes-que-saber-del_22.html