

UNIVERSIDAD DEL VALLE DE GUATEMALA
Facultad de Ingeniería



**Pruebas de vibración en el Retrorreflector del Satélite
Innocube de la Universidad de Würzburg**

Trabajo de graduación presentado por Eileen Nancy Del Carmen Meda
Albizurez para optar al grado académico de Licenciado en Ingeniería
Mecánica Industrial

Guatemala,
2023

UNIVERSIDAD DEL VALLE DE GUATEMALA
Facultad de Ingeniería



**Pruebas de vibración en el Retrorreflector del Satélite
Innocube de la Universidad de Würzburg**

Trabajo de graduación presentado por Eileen Nancy Del Carmen Meda
Albizurez para optar al grado académico de Licenciado en Ingeniería
Mecánica Industrial

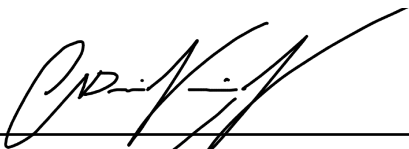
Guatemala,
2023

Vo.Bo.:

(f) 

Ing. Andrés Rodrigo Viau Najarro

Tribunal Examinador:

(f) 

Ing. Andrés Rodrigo Viau Najarro

(f) 

Ing. Victor Hugo Ayerdi Bardales

(f) 

Ing. José Rodrigo Aragón Cabrera

Fecha de aprobación: Guatemala, 04 de diciembre de 2023.

Quiero agradecer a:

Dios, por ser el primer lugar en mi vida y todos mis estudios.

Mis padres, por apoyarme en todo momento.

Universidad del Valle de Guatemala, por ser mi casa de estudios. Principalmente al Ing. Victor Ayerdi, por su excelente trabajo y esfuerzo para que los estudiantes obtengan oportunidades nuevas.

Julius-Maximilians-Universität Würzburg, por recibirme en su casa de estudios. Principalmente a Prof. Dr.-Ing. Sergio Montenegro quien extendió la invitación y oportunidad que hizo posible el presente trabajo y a M.Sc. Tom Baumann, quien me apoyó durante mi estadía en Alemania.

Becas BAYLAT, por financiar parte de mi estadía en Alemania.

Mis amigos, por su apoyo incondicional.

Prefacio	v
Lista de figuras	xii
Lista de cuadros	xiii
Resumen	xv
1. Introducción	1
2. Justificación	3
3. Objetivos	5
3.1. Objetivo general	5
3.2. Objetivos específicos	5
4. Marco teórico	7
4.1. Programa de <i>CubeSat</i> por Universidad Politécnica Estatal de California (CAL- POLY)	7
4.2. Metodología de la Administración Nacional de Aeronáutica y el Espacio (NA- SA) para proyectos	7
4.2.1. Ciclo de vida de un proyecto	7
4.2.2. Modelos de prueba y filosofía del modelo	10
4.2.3. Integración	10
4.2.4. Verificación	12
4.2.5. Programa de servicios de lanzamiento: documento de requisitos	14
4.2.6. Lista de documentos para certificación de vuelo	15
4.2.7. Pruebas para certificación de vuelo	17
4.3. Metodología de la Agencia Espacial Europea (ESA) para proyectos	18
4.3.1. Plan de verificación	18
4.3.2. Documento de control de verificación	19
4.3.3. Reportes de prueba	20
4.3.4. Reporte de revisión de diseño	21

4.4.	Pruebas de vibración en satélites	21
4.4.1.	Transmisibilidad	21
4.4.2.	Resonancia	22
4.4.3.	Tipos de pruebas comunes en <i>Shakers</i>	22
4.4.4.	Clase de prueba	23
4.5.	Acoples e instrumentación	24
4.5.1.	Diseño del acople de prueba	24
4.5.2.	Instrumentación	25
4.6.	Pruebas de <i>Random Vibration</i>	27
4.6.1.	Densidad espectral de aceleración	27
4.6.2.	Aceleración raíz cuadrada media	28
4.6.3.	Decibeles	28
4.6.4.	Derivando un entorno de prueba	28
4.6.5.	Establecer entornos de prueba a nivel de nave espacial de componentes	31
4.7.	Julius-Maximilians-Universität (JMU) Würzburg	32
4.7.1.	Historia	32
4.7.2.	Internacionalidad	32
4.7.3.	Departamento Aeroespacial	33
4.8.	SpaceX	33
4.8.1.	Componentes de un cohete de SpaceX	33
4.8.2.	Costos de un lanzamiento de SpaceX	34
4.8.3.	Estándares de SpaceX	34
4.9.	Satélite <i>Innocube</i>	35
4.9.1.	Involucrados en el proyecto <i>Innocube</i>	35
4.9.2.	Tecnologías utilizadas en <i>Innocube</i>	35
4.9.3.	Plan de <i>Innocube</i>	36
5.	Metodología	37
5.1.	Definición de requisitos	37
5.2.	Recursos necesarios para el proyecto	38
5.3.	Sistema Electromagnético Pequeño de Vibraciones LDS de la marca <i>Brüel and Kjær</i>	38
5.4.	Pruebas preliminares	40
5.4.1.	Primeras pruebas en el equipo	40
5.4.2.	Pruebas preliminares en el retrorreflector	43
5.5.	Configuraciones del <i>Software</i> de <i>Brüel and Kjær</i>	45
5.5.1.	Configuración del <i>Shaker</i>	45
5.5.2.	Configuración de acelerómetros	46
5.5.3.	Parámetros de control	47
5.5.4.	Perfil de aceleración	50
5.5.5.	Configuración de pruebas	51
5.5.6.	Configuración de transmisibilidad	52
5.6.	Reporte de prueba de <i>Random Vibration</i> en el retrorreflector	53
5.6.1.	Documentos aplicables y referencias	53
5.6.2.	Requisitos por verificar en el objeto de estudio	54
5.6.3.	Acercamiento de la prueba y requisitos de la prueba	54
5.6.4.	Descripción de la prueba	54
5.6.5.	Lugar en el que se realiza la prueba	55

5.6.6.	Criterio de éxito/fracaso	55
5.6.7.	Documentación de la prueba	55
5.7.	Reporte de prueba de <i>Random Vibration</i> en la Antena UHF III	63
5.7.1.	Documentos aplicables y referencias	63
5.7.2.	Requisitos por verificar en el objeto de estudio	63
5.7.3.	Acercamiento de la prueba y requisitos de la prueba	63
5.7.4.	Descripción de la prueba	64
5.7.5.	Lugar en el que se realiza la prueba	64
5.7.6.	Criterio de éxito/fracaso	64
5.7.7.	Documentación de la prueba	64
6.	Resultados	67
6.1.	Resultados del retrorreflector	67
6.1.1.	Resultados para las pruebas de vibración en el eje Y del retrorreflector	68
6.1.2.	Resultados para las pruebas de vibración en el eje X del retrorreflector	70
6.1.3.	Resultados para las pruebas de vibración en el eje Z del retrorreflector	73
6.2.	Resultados de la Antena UHF III	75
7.	Análisis de resultados o discusión	79
7.1.	Análisis del retrorreflector	79
7.2.	Análisis de la Antena UHF III	80
8.	Conclusiones	81
9.	Recomendaciones	83
10.	Bibliografía	85
11.	Anexos	87

Lista de figuras

1.	Prueba <i>Day-in-the-Life Testing</i> del satélite Quetzal-1	17
2.	NASA General Vibration Laboratory	18
3.	<i>Thermal Vacuum Chamber Southwest Research Institute</i> - San Antonio, Texas.	18
4.	Acelerómetros Piezoeléctricos (1)	26
5.	Acelerómetros Piezoeléctricos (2)	26
6.	Ejemplo de un ASD procesado entre 20 y 2,000 Hz	29
7.	Ejemplo de envolver los datos	29
8.	Ambiente máximo previsto	30
9.	Relación entre niveles y ambiente máximo previsto	31
10.	Julius Maximilians Universität Würzburg	32
11.	Falcon 9	34
12.	<i>Innocube</i> en órbita	35
13.	Implementación de tecnologías en <i>Innocube</i>	36
14.	<i>Shaker</i> serie V780 y amplificador HPAK	39
15.	Amplificador de Potencia Lineal LDS y computadora	39
16.	PCB como objeto de prueba para las pruebas preliminares	40
17.	Prueba preliminar <i>Rahdom Vibration</i> ganancia 20 %	41
18.	Prueba preliminar <i>Rahdom Vibration</i> ganancia 40 %	41
19.	Prueba preliminar <i>Resonance Search</i>	42
20.	Prueba preliminar <i>Sine Oscillator</i>	42
21.	Primeros resultados	43
22.	Estructura preliminar del retrorreflector	44
23.	Estructura de prueba preliminar del retrorreflector en el <i>Shaker</i>	44
24.	Resultados de la prueba preliminar del retrorreflector	45
25.	Configuración del modelo de <i>Shaker</i> y amplificador	46
26.	Configuración de los acelerómetros	47
27.	Parámetros de control para la prueba de <i>Resonance Search</i> (1)	48
28.	Parámetros de control para la prueba de <i>Resonance Search</i> (2)	48
29.	Parámetros de control para la prueba de <i>Random Vibration</i> (1)	49
30.	Parámetros de control para la prueba de <i>Random Vibration</i> (2)	49
31.	Configuración del perfil de aceleración para la prueba de <i>Resonance Search</i>	50
32.	Configuración del perfil de aceleración para la prueba de <i>Random Vibration</i>	51

33.	Tareas programadas para la prueba de <i>Resonance Search</i>	51
34.	Tareas programadas para la prueba de <i>Random Vibration</i>	52
35.	Configuración de transmisibilidad para la prueba de <i>Resonance Search</i>	53
36.	Retrorreflector	53
37.	Ejes definidos para el retrorreflector	55
38.	Componente cúbico adicional de ajuste de sujeción	56
39.	Acople para el retrorreflector a la base del <i>Shaker</i>	56
40.	Modelo CAD de la geometría del acople	57
41.	Mallado	58
42.	<i>Skewness</i>	58
43.	Soportes fijos	58
44.	Resultados del análisis modal	59
45.	Torquímetro	60
46.	Configuración final del retrorreflector	61
47.	Pruebas de vibración en el eje Y del retrorreflector	61
48.	Pruebas de vibración en el eje X del Retrorreflector	62
49.	Pruebas de vibración en el eje Z del retrorreflector	62
50.	Toma de datos en la pruebas de vibración del retrorreflector	62
51.	PCB de Antena UHF III	63
52.	Acoplamiento de la PCB de la Antena UHF III	65
53.	Integridad del retrorreflector post prueba	67
54.	Resultados de la prueba de <i>Resonance Search</i> previo a la prueba de <i>Random Vibration</i> para el eje Y del retrorreflector	68
55.	Resultados de la prueba de <i>Random Vibration</i> para el eje Y del retrorreflector	69
56.	Resultados de la prueba de <i>Resonance Search</i> posterior a la prueba de <i>Random Vibration</i> para el eje Y del retrorreflector	69
57.	Resultados de la prueba de <i>Resonance Search</i> previo a la prueba de <i>Random Vibration</i> para el eje X del retrorreflector	71
58.	Resultados de la prueba de <i>Random Vibration</i> para el eje X del retrorreflector	71
59.	Resultados de la prueba de <i>Resonance Search</i> posterior a la prueba de <i>Random Vibration</i> para el eje X del retrorreflector	72
60.	Resultados de la prueba de <i>Resonance Search</i> previo a la prueba de <i>Random Vibration</i> para el eje Z del retrorreflector	73
61.	Resultados de la prueba de <i>Random Vibration</i> para el eje Z del retrorreflector	74
62.	Resultados de la prueba de <i>Resonance Search</i> posterior a la prueba de <i>Random Vibration</i> para el eje Z del retrorreflector	74
63.	Integridad de la Antena UHF III post prueba	75
64.	Resultados de la prueba de <i>Resonance Search</i> previo a la prueba de <i>Random Vibration</i> para la Antena UHF III	76
65.	Resultados de la prueba de <i>Random Vibration</i> para la Antena UHF III	76
66.	Resultados de la prueba de <i>Resonance Search</i> posterior a la prueba de <i>Random Vibration</i> para la Antena UHF III	77

Lista de cuadros

1.	Tabla de pruebas para el ambiente del dispensador y del <i>CubeSat</i>	14
2.	Requerimientos de esfuerzos	14
3.	Guía para la ubicación de acelerómetros en el objeto de prueba	26
4.	Identificación de códigos para requisitos	37
5.	Requisitos para las pruebas de vibración en el retrorreflector del satélite In- nocube de la Universidad de Würzburg	38
6.	Perfil sin aceleración para <i>Resonance Search</i>	50
7.	Perfil de aceleración para <i>Random Vibration</i>	50
8.	Propiedades del aluminio 6061	57
9.	Resultados de desfase de modos de resonancia para el eje Y del retrorreflector	70
10.	Resultados de desfase de amplitud para el eje Y del retrorreflector	70
11.	Resultados de desfase de modos de resonancia para el eje X del retrorreflector	72
12.	Resultados de desfase de amplitud para el eje X del retrorreflector	72
13.	Resultados de desfase de modos de resonancia para el eje Z del retrorreflector	75
14.	Resultados de desfase de amplitud para el eje Z del retrorreflector	75
15.	Resultados de desfase de modos de resonancia para la Antena UHF III	77
16.	Resultados de desfase de amplitud para la Antena UHF III	78

En la Universidad de Würzburg se está desarrollando el satélite *Innocube*. Este satélite tiene la misión de estudiar dos aplicaciones nuevas en el espacio, *Skith* y *Wall#E*. *Skith* es la comunicación *inter-satellite* que implica el desarrollo de un bus interno inalámbrico y *Wall#E* es una estructura que no solo cumple la función de estructura, sino también de batería. Este satélite cuenta con un subensamble que incorpora retrorreflector cuya función es reflejar un láser en la misma dirección que lo recibe, permitiendo ubicar la órbita del satélite. El retrorreflector es un segmento que debe cumplir con la prueba de cualificación de *Random Vibration*. Por asegurarlo, se realizó y comprobó que el diseño del retrorreflector es adecuado y sobrevivirá el lanzamiento al espacio.

El presente trabajo lleva a cabo la prueba de cualificación de *Random Vibration* en el retrorreflector. Primero, se realizaron pruebas preliminares para aprender a utilizar y configurar el equipo de la Universidad de Würzburg. Este equipo es un Sistema Electromagnético Pequeño de Vibraciones LDS (sistema dinámico Ling, por sus siglas en inglés) de la marca *Brüel and Kjaer*. Luego, se realizaron pruebas de *Random Vibration* en una estructura preliminar del retrorreflector. Por último, se realizó la prueba de cualificación de *Random Vibration* en el retrorreflector. La prueba de cualificación de *Random Vibration* se consideró exitosa porque cumplió con el criterio de éxito basado en el desfase de frecuencia y amplitud de los modos de resonancia de (ECSS, 2022). De esto se puede concluir que el retrorreflector sobrevivirá el lanzamiento al espacio y cumplirá con su misión.

Además, el satélite *Innocube* cuenta con una Antena UHF III. Se quería verificar que el conector de la antena también fuera a sobrevivir el lanzamiento al espacio. Por lo tanto, también se sometió a una prueba de *Random Vibration*. Se obtuvo una prueba exitosa porque cumplió con el criterio de éxito basado en una inspección visual y se concluyó que si sobrevivirá el ambiente de lanzamiento del cohete Falcon 9.

Los *CubeSats* han revolucionado el diseño y la fabricación de satélites. Sus características han incentivado a desarrolladores en todo el mundo a construir su propio satélite y por ello, los lanzamientos de estos satélites han incrementado significativamente. Sin embargo, una gran cantidad de *CubeSats* no han cumplido con su misión esperada. Según el diseño y construcción del satélite progresa, las estructuras mecánicas y los instrumentos más sofisticados necesitan ser sometidos a pruebas para verificar que soportan el lanzamiento a bordo de un cohete. Durante el lanzamiento, los satélites son sometidos a un ambiente acústico intenso, lo que induce altos niveles de vibración.

Las pruebas de vibración se llevan a cabo en los satélites con el propósito de garantizar la seguridad y la confiabilidad del dispositivo, asegurando que pueda resistir las condiciones extremas del lanzamiento y, en última instancia, cumplir su misión. Para lograr simular con éxito los efectos de un ambiente de despegue, normalmente se realizan pruebas de Random Vibration y Sine Burst. Las pruebas se llevan a cabo en dispositivos de vibraciones conocidos como shakers, y tienen como objetivo principal verificar el cumplimiento de lo siguiente; Verificar la resistencia y alineamiento de componente, capacidad de soportar cargas cíclicas, componentes eléctricos se mantienen en su lugar, integridad en la totalidad de las piezas y que el satélite cumple los requisitos de frecuencias naturales. Para las pruebas, se requiere de criterios predefinidos para juzgar si el satélite supera el ensayo, así como de estándares que se deben cumplir durante la experimentación. Estos los brindan agencias espaciales como NASA y La Corporación Europea para la Estandarización Espacial (ECSS por sus siglas en inglés).

Actualmente, El Departamento de Tecnología de la Información para el Sector Aeroespacial de la Universidad de Würzburg trabaja en conjunto a El Instituto de Sistemas Espaciales de la Universidad Técnica de Braunschweig en el diseño, construcción y posterior lanzamiento de un satélite Cubesat 3U, denominado como *Innocube*. El proyecto *Innocube* tiene el propósito de beneficiar a estudiantes brindando una educación orientada a la práctica con sistemas aeroespaciales (en especial satélites), en forma de proyectos prácticos y tesis para licenciaturas o maestrías. Así mismo, se busca la demostración funcional de

dos nuevas tecnologías implementadas en el satélite *Innocube*; *Wall#E* y *Skith*, siendo estas una estructura especial de fibra capaz de almacenar energía eléctrica y una infraestructura satelital inalámbrica respectivamente. Se espera que el satélite se ponga en órbita a finales del año 2023, realizando pruebas y evaluaciones exhaustivas de su estructura y tecnologías a lo largo del año.

En la ciudad de Würzburg se encuentran tres universidades, a las cuales asisten aproximadamente 40,000 estudiantes. La Universidad de Würzburg cuenta con 28,375 estudiantes siendo de estos un 9% internacionales. La universidad abre las puertas a los estudiantes internacionales, dando la oportunidad de completar carreras completas o de llevar uno o dos semestres como parte de un intercambio. Uno de los departamentos abiertos para los estudiantes internacionales es el departamento aeroespacial, el cual ofrece licenciaturas en informática aeroespacial, centrándose en la capacidad de desarrollar sistemas de *hardware* y *software* para el entorno mencionado. Como parte del departamento, se tiene el laboratorio de Robótica M3, en el que se realizan pruebas en robots. En dicho laboratorio se encuentra el sistema electromagnético de Vibraciones LDS, el cual es utilizado para pruebas de vibraciones.

La Universidad de Würzburg ha mantenido relaciones con la Universidad del Valle de Guatemala durante un período considerable. Entre las instituciones, se han establecido convenios, como el curso de satélites *Floatsat* ofrecido por la Universidad de Würzburg a estudiantes de la Universidad del Valle. Además, las becas BAYLAT ofrecen oportunidades a estudiantes de América Latina para realizar investigaciones y estudios en Alemania, fortaleciendo el apoyo y la relación entre las comunidades de ambos países.

Los CubeSats son satélites que proveen información relevante para el desarrollo de la ciencia. Su éxito se debe a que se consideran satélites de tamaño y peso pequeño, que permiten un bajo costo y una entrega rápida. Se han convertido en sistemas de interés para la comunidad científica. Desde 1999, cuando la Universidad Estatal Politécnica de California (Cal Poly) y la Universidad de Stanford introdujeron la Especificación De Diseño de CubeSat, más de 1,500 CubeSats se han lanzado a órbita baja. Los CubeSats han demostrado nuevas tecnologías y aplicaciones, ocasionando que se incremente su lanzamiento cada año (Exolaunch, 2022). Dentro de las universidades alrededor del mundo, se han creado programas educativos basados específicamente en el desarrollo de estos y la cantidad de CubeSats lanzados al espacio ha crecido significativamente. Con el objetivo de evaluar la integridad del segmento espacial, se debe realizar una prueba de *Random Vibration*, junto con una búsqueda de frecuencias de resonancia antes y después de la prueba de *Random Vibration*.

Dentro de este contexto, la Universidad de Würzburg está desarrollando el satélite *Innocube*. Es un satélite 3U que estudiará dos aplicaciones. La primera aplicación consiste en una comunicación inter-satellite. Esto significa que el bus interno del satélite es inalámbrico. La segunda aplicación consiste en una batería que no solo cumplirá la función de una batería sino también funcionará como la estructura misma del satélite. Ambas aplicaciones reducen el peso muerto de cables y de la batería. Además, el satélite cuenta con un retrorreflector. El retrorreflector es una estructura con prismas pegadas entre ellas y atornilladas a una placa. Durante la misión, el retrorreflector tiene el propósito de reflejar un láser para detectar la órbita del satélite.

El presente trabajo llevará a cabo la prueba de *Random Vibration* en el retrorreflector del satélite *Innocube*. La prueba de *Random Vibration* es un procedimiento de calidad de la ingeniería aeroespacial para validar que los vehículos espaciales cumplen con los estándares y operarán adecuadamente hasta culminar su misión. El trabajo recopilará la información necesaria para llevar a cabo la prueba de vibración, se basará en los estándares necesarios y documentará el procedimiento y resultados de la prueba de *Random Vibration*. El trabajo

ofrecerá toda la información obtenida de la prueba de vibración y esto asegurará que el retroreflector resistirá el lanzamiento y cumplirá con su propósito.

El trabajo favorecerá al crecimiento del campo aeroespacial de Guatemala. Primeramente, por fortalecer el convenio entre la Universidad del Valle de Guatemala y la Universidad de Würzburg mediante el trabajo en conjunto para el proyecto Innocube. Por otro lado, en la actualidad, el campo aeroespacial en Guatemala no ofrece pruebas de calidad de ingeniería aeroespacial como la prueba de *Random Vibration*. El trabajo permitirá a la comunidad de la Universidad del Valle y a Guatemala un mejor entendimiento del procedimiento de una prueba de *Random Vibration*, de los parámetros y de los valores que se utilizan. De esta manera, en futuros desarrollos de la Universidad del Valle, se podrá tener un mejor criterio de como llevar a cabo dicha prueba y de lo que se espera de ella. Además, el trabajo es un punto de partida para operar y configurar un *Shaker* y realizar pruebas del campo aeroespacial.

3.1. Objetivo general

Realizar la prueba de *Random Vibration* para el retrorreflector del satélite *Innocube* de la Universidad de Würzburg utilizando el Sistema Electromagnético Pequeño de Vibraciones LDS.

3.2. Objetivos específicos

1. Documentar las configuraciones del Sistema Electromagnético Pequeño de Vibraciones LDS de la Universidad de Würzburg.
2. Realizar y documentar la prueba de *Random Vibration* en el retrorreflector.
3. Analizar los resultados de la prueba y establecer si cumple con los requerimientos de los estándares de SpaceX y ECSS.

4.1. Programa de *CubeSat* por Universidad Politécnica Estatal de California (CALPOLY)

El programa de *CubeSat* es una colaboración internacional. La misión principal del programa es proveer acceso al espacio. La responsabilidad principal del proveedor de lanzamiento es garantizar la seguridad de los *CubeSats* y proteger el vehículo de lanzamiento, la carga útil principal y otros *CubeSats* a bordo (Hutputtanasin, 2004).

Los desarrolladores de *CubeSats* deben cumplir el rol de garantizar la seguridad y el éxito de las misiones por medio de buenas prácticas de ingeniería, ensamble, integración, pruebas y verificación de sus sistemas (Hutputtanasin, 2004).

4.2. Metodología de la Administración Nacional de Aeronáutica y el Espacio (NASA) para proyectos

Uno de los conceptos fundamentales utilizados dentro de la NASA es el programa o ciclo de vida de un proyecto. El concepto categoriza todo lo que debe realizarse para lograr un proyecto a un programa. El descomponer el programa y organizar fases, organiza el proceso en piezas más manejables. Las fases del ciclo de vida del proyecto son (Hirshorn, 2007):

4.2.1. Ciclo de vida de un proyecto

- Pre-Fase A: Estudio de conceptos.
- Fase A: Desarrollo de concepto y tecnología.
- Fase B: Diseño preliminar y tecnología.

- Fase C: Diseño final y fabricación
- Fase D: Ensamble, Integración y Prueba, Lanzamiento.
- Fase F: Cierre.

(Hirshorn, 2007)

Pre-Fase A: Estudio de conceptos

El propósito es producir ideas y alternativas para las misiones. En esta etapa, un equipo analiza los conceptos de la misión que se encuentran dentro de las restricciones técnicas, el costo y el cronograma (Hirshorn, 2007).

Fase A: Desarrollo de concepto y tecnología

El propósito es desarrollar la arquitectura propuesta de sistema. La arquitectura debe ser creíble y una respuesta a las expectativas, requisitos y restricciones al proyecto. Esta etapa ayuda a madurar el concepto y los requisitos del proyecto (Hirshorn, 2007).

Fase B: Diseño preliminar y tecnología

En la fase B, el equipo de desarrollo completa el desarrollo tecnológico. Se demuestra que el planeamiento, tecnología, costo y cronograma están completos y consistentes, que el diseño preliminar cumple con los requisitos y el proyecto es suficientemente maduro para iniciar la fase C. En la etapa B es importante validar decisiones contra las metas y objetivos iniciales (Hirshorn, 2007).

Fase C: Diseño final y fabricación

El propósito es completar y documentar el diseño detallado del sistema. Además, fabricar, programar o realizar los productos. En esta fase, los parámetros técnicos, cronogramas y presupuestos se mantienen bajo control (Hirshorn, 2007).

Fase D: Ensamble, integración y prueba, lanzamiento

El objetivo es ensamblar, integrar, verificar, validar y lanzar el sistema. Las actividades de la fase incluyen pruebas en ambientes esperados dentro de un margen. Otras actividades incluyen actualizar procedimientos de operación, implementación de logística y planeamiento. Las actividades comunes de la fase son las siguientes:

- Actualizar los documentos desarrollados y referenciados en fases anteriores.

- Monitorear el progreso del proyecto contra los planes.
- Identificar y actualizar los riesgos.
- Integrar/ensamblar componentes de acuerdo con los planes de integración.
- Realizar la verificación y validación de ensambles de acuerdo con el Plan y procedimientos de V&V.
 - Realizar las verificaciones de calidad del sistema, incluidas las verificaciones ambientales.
 - Realizar verificaciones y validaciones de aceptación del sistema (pruebas de extremo a extremo que abarquen todos los elementos).
 - Evaluar y aprobar los resultados de verificación y validación.
 - Resolver discrepancias de verificación y validación.
 - Archivar la documentación de las verificaciones y validaciones realizadas.
 - Informe de verificación y validación.
- Preparar lo siguiente
 - Manuales del operador.
 - Manuales de mantenimiento.
 - Manual de operaciones.
 - Preparar sitios de lanzamiento, operaciones y apoyo en tierra, incluida la capacitación según sea necesario.
 - Capacitar a los operadores y mantenedores del sistema inicial.
 - Capacitar en planificación de contingencias.
 - Confirme la validación de telemetría y el procesamiento de datos terrestres.
 - Confirme que el sistema y los elementos de apoyo estén listos para el vuelo.
 - Dar soporte al lanzamiento y verificación del sistema.
 - Realizar verificaciones y validaciones operativas planificadas en órbita.

(Hirshorn, 2007).

Fase E: Operaciones y sustento

El propósito de la fase E es conducir la misión principal para una necesidad en específico y mantener un respaldo para esa necesidad. Los resultados de la fase son los resultados de la misión y desempeño del sistema. La fase envuelve la evolución del sistema sin incluir mayores cambios en la arquitectura del sistema (Hirshorn, 2007).

Fase F: Cierre

El propósito de la fase F es implementar el sistema y analizar la información de retorno. El producto de la fase es el resultado de la misión (Hirshorn, 2007).

4.2.2. Modelos de prueba y filosofía del modelo

Las pruebas son métodos de verificación. Para ellas, se utilizan modelos con uno o más propósitos. Este acercamiento tiene como objetivo reducir costos y tiempo. Los modelos más utilizados son los siguientes (Chisabas, 2017).

- Modelo estructural (SM).
- Modelo térmico (TM).
- Modelo radio electrónico (RM).
- Modelo para validación (QM).
- Modelo de vuelo (FM).
- Modelo Eléctrico (EEM).
- Modelo de prototipo de vuelo (PFM).
- Modelo de Estructura Térmica (STM).
- Modelo de Desarrollo (DM).
- Modelo de Ingeniería (EM).

(Chisabas, 2017)

La filosofía del modelo se selecciona definiendo un número óptimo de tipos de modelos físicos. Toma en cuenta la verificación, el cronograma, los costos y riesgos. Existen tres tipos básicos de filosofía del modelo (Chisabas, 2017).

1. Acercamiento de prototipo: Las pruebas de validación se realizan en el QM y las pruebas de aceptación en el FM.
2. Acercamiento de prototipo de vuelo: Las pruebas de validación se realizan en el PFT.
3. Acercamiento híbrido: Se refiere a la mezcla de las dos filosofías anteriores.

(Chisabas, 2017)

4.2.3. Integración

La integración es una actividad clave, que es la ingeniería de la interacción de subsistemas y sus interacciones con el ambiente. En este proceso, los productos se ensamblan a un alto nivel, se verifica que la integración funcione correctamente y que no existan comportamientos no esperados. La integración incluye distintas actividades que se enfocan en la interacción de subsistemas y ambientes. Incluyen las siguientes actividades (Hirshorn, 2007):

- Análisis del sistema para definir y entender interacciones.
- Desarrollo de pruebas incluyendo calificación.
- Integración con sistemas internos.
- Ejemplos: Centros de operación de lanzamientos, vehículos espaciales, centros de operación de misión, centros del control de vuelo, entre otros.

(Hirshorn, 2007)

La integración empieza con el desarrollo del concepto. Asegurando que el concepto tenga todas las funciones necesarias, elementos y todos los ambientes del dominio identificados. Continúa durante el desarrollo de requisitos, asegurando que todos los requisitos sean compatibles y hagan un sistema eficiente. Las interfaces en esta etapa son la guía para la interacción entre los diferentes sistemas. Todas las interacciones deben identificarse para producir un sistema elegante y balanceado (Hirshorn, 2007).

Actividades del proceso

1. Preparación de integración

Se prepara para la integración por medio de (1) repasar el plan o estrategia de integración y generando detalles, secuencias y procedimientos y; (2) determinar si la integración es adecuada y aplicable para una fase con éxito. La estrategia de integración identifica secuencias óptimas, ensamble y activación de varios componentes. Debe tomar en cuenta factores técnicos, costos y de cronograma (Hirshorn, 2007).

2. Obtener productos de nivel bajo para ensamble e integración

Se reciben todos los productos de bajo nivel para el ensamble e integración. Los productos recibidos deben ser inspeccionados para asegurar que no haya daños (Hirshorn, 2007).

3. Confirmar que los productos recibidos han sido validados

Se confirma que los productos recibidos que van a ser ensamblados e integrados han sido validados y que satisfacen las expectativas y requerimientos. Esta validación puede ser realizada por la organización que recibe o por la que provee (Hirshorn, 2007).

4. Preparar el espacio de integración para ensamble e integración

Se prepara el ambiente de integración en donde se hará el ensamble y la integración. El ambiente debe incluir el equipo de prueba, simuladores, modelos, áreas de guardado y equipo de grabado (Hirshorn, 2007).

5. Ensamblar e integrar los productos recibidos en el producto deseado final

Se ensamblan e integran los productos en el producto deseado siguiendo los requerimientos, estándares y procedimientos de integración. Se realizan pruebas de integración para evaluar si el ensamble puede ir a pruebas de verificación (Hirshorn, 2007).

6. Preparar documentación apropiada del producto

Se prepara documentación apropiada de soporte para el producto. Por ejemplo, un procedimiento especial para verificación y validación del producto. Además, se realizan dibujos o modelos los cuales se desarrollan para ser representativos del ensamble (Hirshorn, 2007).

7. Capturar el trabajo obtenido de las actividades de integración

Se captura información de las actividades de integración. Esto incluye el modelo del sistema, análisis de información del sistema, reportes de asesoramiento, requisitos derivados, los procedimientos que se siguieron, decisiones realizadas, supuestos tomados, anomalías identificadas, aprendizajes y actualización de la documentación (Hirshorn, 2007).

Resultados

1. Productos integrados: Con todas las interacciones identificadas y balanceadas adecuadamente.
2. Documentación y manuales: Incluyendo modelos de análisis y reportes de soporte para las siguientes fases.
3. Productos de trabajo: Incluyendo reportes, récords y no entregables de las actividades de integración.

(Hirshorn, 2007)

4.2.4. Verificación

El proceso de verificación se realiza en un producto terminado. Debe realizarse después de la implementación del producto o del proceso de integración. En este proceso se verifica si un producto terminado se encuentra bajo sus requisitos o especificaciones. El proceso de verificación responde las siguientes preguntas: ¿El producto terminado fue realizado correctamente? ¿El producto final y correcto fue realizado? El resultado del proceso de verificación confirma que se cumple con sus requerimientos específicos (Hirshorn, 2007).

Entradas

- El producto para ser verificado: debe cumplir con una prueba que asegura que fue ensamblado correctamente como mínimo. Su documentación debe acompañar al producto.
- Plan de verificación: El plan debe ser desarrollado bajo procesos de planificación técnica.
- Requerimientos especificados: Los requerimientos deben estar identificados, así como los criterios aceptables.

- Productos habilidades: Cualquier otro producto que se necesitará para el proceso de verificación como equipo de soporte.

Actividades del proceso

1. Preparación para conducir la verificación del producto

Se colecta el plan de verificación y los requerimientos específicos. También, el producto terminado y cualquier producto de soporte. Y, por último, se preparan los espacios de trabajo, equipo, herramientas, equipo de medición y condiciones ambientales (Hirshorn, 2007).

2. Realizar la verificación del producto

El proceso de verificación se realiza como se estableció en el plan, procedimiento y con cada requerimiento específico de cada producto. El programa debe incluir verificaciones en diferentes capas de jerarquía. Los resultados son: un producto verificado con confirmación de que cumple con los requerimientos específicos, se determina si los resultados obtenidos muestran el desempeño y, se determina si la verificación fue apropiadamente integrada (Hirshorn, 2007).

3. Analizar los resultados de la verificación

Al momento de completar la actividad de verificación, y los resultados se recolectan y se analizan para calidad, integridad, corrección, consistencia y validación. Cualquier discrepancia es identificada. Estos productos con discrepancias son recolectadas y reportadas para su solución (Hirshorn, 2007).

4. Capturar el trabajo de las actividades de verificación

Los productos de la verificación pueden ser en cualquier forma e incluir diferentes fuentes de información. Los resultados son: Récorde de la verificación de los productos, documentación de variaciones, anomalías y condiciones fuera de lo establecidas y, pruebas de como el producto cumplió o no cumplió el requisito y, el reporte de verificación (Hirshorn, 2007).

Resultados

1. Producto listo para validación: El producto está listo para otros procesos de validación.
2. Resultados de la verificación del producto: Los resultados de los procedimientos pasan por asesoramiento técnico.
3. Reporte de los productos de verificación: Los resultados de las actividades realizadas incluyendo trazabilidad, método de verificación y referencia a equipo especial, condiciones o productos usados.
4. Producto de los productos de verificación: Incluye discrepancias y reportes, identificando acciones, actualizaciones, cambios, equipo, configuraciones, dibujos, calibraciones, certificaciones y otros récords.

(Hirshorn, 2007)

4.2.5. Programa de servicios de lanzamiento: documento de requisitos

El programa de servicios de lanzamiento de la NASA establece los parámetros para validar la integración de los *CubeSats* en la misión del programa y su posterior lanzamiento al espacio. Estos parámetros deben ser cumplidos durante las pruebas y análisis realizados en los satélites previos al lanzamiento, replicando las condiciones del entorno real al que estarán expuestos los *CubeSats*. A continuación, se detallan dichos parámetros, que guardan relación con la temperatura, vibración y los esfuerzos presentes en el entorno real.

Cuadro 1: Tabla de pruebas para el ambiente del dispensador y del *CubeSat*

Prueba	Calificación por prueba	Prueba de prototipo del modelo de vuelo	Prueba de aceptación
Vibración aleatoria (<i>CubeSat</i> y dispensador)	Ambientes máximos predichos (MPE) +6 dB por (3) minutos, cada uno de los (3) ejes.	MPE +3 dB por (2) minutos, cada uno de los (3) ejes.	MPE por (1) minutos, cada uno de los (3) ejes
Vibración sinusoidal (<i>CubeSat</i> y Dispensador)	MPE +6 dB, se realiza para el contenido que no cubre la vibración aleatoria.	1.25 x MPE, se realiza para el contenido que no cubre la vibración aleatoria.	MPE, se realiza para el contenido que no cubre la vibración aleatoria
Choque (<i>CubeSat</i> y Dispensador)	MPE +6 dB, 3 veces en ambos sentidos de los 3 ejes	MPE +3 dB, 1 veces en ambos sentidos de los 3 ejes.	N/A
Ciclo de termo vacío (Dispensador)	Rango mínimo: -14-3/(+0)°C a +71-0/(+3)°C Ciclos: 8 Tiempo de pausa: 1 hora a temperatura extrema después de estabilización térmica Transición: <5°C /min Vacío: 1x10 ⁻⁴ Torr	Rango mínimo: -14-3/(+0)°C a +71-0/(+3)°C Ciclos: 4 Tiempo de pausa: 1 hora a temperatura extrema después de estabilización térmica Transición: <5°C /min Vacío: 1x10 ⁻⁴ Torr	Rango mínimo: -9-3/(+0)°C a +66-0/+3°C Ciclos: 2 Tiempo de pausa: 1 hora a temperatura extrema después de estabilización térmica Transición: <5°C /min Vacío: 1x10 ⁻⁴ Torr
Sacar del horno termo vacío (Dispensador)	N/A	Temperatura mínima: 70°C Ciclos: 1 Tiempo de pausa: 3 hora mínimo después de estabilización térmica Transición: <5°C /min Vacío: 1x10 ⁻⁴ Torr	Temperatura mínima: 70°C Ciclos: 1 Tiempo de pausa: 3 hora mínimo después de estabilización térmica Transición: <5°C /min Vacío: 1x10 ⁻⁴ Torr
Sacar del horno termo vacío (<i>CubeSat</i>)	N/A	Temperatura mínima: 70°C Ciclos: 1 Tiempo de pausa: 3 hora mínimo después de estabilización térmica Transición: <5°C /min Vacío: 1x10 ⁻⁴ Torr	Temperatura mínima: 70°C Ciclos: 1 Tiempo de pausa: 3 hora mínimo después de estabilización térmica Transición: <5°C /min Vacío: 1x10 ⁻⁴ Torr
Configuración de Hardware	Dispensador: Unidad idéntica de vuelo <i>CubeSat</i> : Unidad idéntica de vuelo	Dispensador: Unidad de vuelo <i>CubeSat</i> : Unidad de vuelo	Dispensador: Unidad de vuelo <i>CubeSat</i> : Unidad de vuelo

Fuente: (Mitskevich, 2014)

Cuadro 2: Requerimientos de esfuerzos

Método de calificación	Calificación de factor de seguridad
Análisis de fuerza	1.6 X límite de carga respecto a esfuerzo de fluencia del material 2.0 X límite de carga respecto al esfuerzo último de tensión del material
Prueba estructural	1.1 X límite de carga respecto al esfuerzo de fluencia del material 1.25 X límite de carga con respecto al esfuerzo último del material

Fuente: (Mitskevich, 2014)

4.2.6. Lista de documentos para certificación de vuelo

1. Informe de evaluación de desechos orbitales (ODAR):

Documento que asegura que el *CubeSat* no será de peligro para otra nave aeroespacial que se encuentre orbitando, desorbitará en un tiempo razonable y que ninguna pieza sobrevivirá al entrar a la atmósfera (Chin, 2017).

2. Estudios de transmisores:

Serie de preguntas acerca del sistema de comunicación del *CubeSat*. La información servirá a LV para realizar análisis EMI/EMC y sería incluido en MSPSP para verificar que el *CubeSat* cumple con los requisitos RF (Chin, 2017).

3. Lista de materiales:

La lista de materiales se usará en CSLI para verifica que ningún objeto de peligro o prohibido ha sido incorporado en el diseño del *CubeSat*. Esta lista identifica cada material, con su masa y su ubicación en el satélite (Chin, 2017).

4. Reporte de propiedades de masa:

El reporte identifica la masa total, el centro de gravedad, momento de inercia y productos de inercia relativo a cada eje. Además, será utilizado para verificar el sistema de coordenadas del satélite con un dibujo o esquema incluido en el reporte (Chin, 2017).

5. Reporte de batería:

Se utilizará para verificar quela protección del circuito de batería está colocado apropiadamente. La información requerida especifica es la siguiente:

- Dimensión de las baterías.
- Número UL de batería.
- Hoja de especificaciones del fabricante.
- Número de parte del fabricante.
- Masa.
- Número de modelo.
- Fabricante.
- Número de celdas en la configuración.
- Características de descarga.
- Características de carga.
- Prueba de circuito corta para baterías de litio.
- Diagrama de circuito de seguridad.
- Si la batería fue modificada, proveer la documentación de modificaciones.
- Ficha técnica que verifica el circuito de protección de la batería existe para cargarla y descargarla.

(Chin, 2017)

6. Verificación de dimensiones:

El *CubeSat* debe cumplir con los requisitos de dimensiones especificadas para el dispensador. Es importante verificar dimensiones con frecuencia. Se debe realizar antes y después de las pruebas de simulación, como mínimo (Chin, 2017).

7. Informe eléctrico:

- Diagrama de los sistemas de energía eléctrica.
- Aspectos destacados de las inhibiciones eléctricas dentro del diagrama eléctrico.
- Identificación de circuitos de reloj en tiempo real dentro del diagrama (si es aplicable).
- Identificación del pin Remove Before Flight (RBF) dentro del diagrama (si es aplicable).
- Explicación clara del número de inhibiciones y cómo funcionan.

(Chin, 2017)

8. Análisis de ventilación:

Es un reporte que utiliza diagramas y matemática básica para mostrar que el *CubeSat* tiene ventilación adecuada para prevenir la descompresión explosiva de cualquier contenedor (Chin, 2017).

9. Informes de pruebas:

Es necesario un reporte por cada prueba realizada en el *CubeSat*.

a) Prueba Day In The Life (DITL):

Contenido mínimo necesario: Procedimientos ejecutados con marca de tiempo de todos los pasos, prueba de que los interruptores de separación funcionan según lo requerido, prueba de que los temporizadores funcionan según lo requerido, simulación de desplegables, tiempo de despliegue y hora de la primera transmisión (Chin, 2017).

b) Prueba Dynamic Environment Testing (Vibration/*Shock*):

Procedimientos ejecutados con todos los pasos con marca de tiempo, fotos de la configuración de la prueba incluyendo las ubicaciones de los acelerómetros, gráficos de los datos que muestran duración y niveles de la prueba, prueba de que el *CubeSat* sobrevivió a las pruebas (Chin, 2017).

c) Prueba Thermal Vacuum Bakeout Testing:

Contenido mínimo necesario: Registros con marca de tiempo para mostrar la temperatura adecuada y los niveles de vacío mantenido, fotos de la configuración de la prueba incluyendo las ubicaciones de los termopares, gráficos de los datos de prueba que muestran los niveles de temperatura y duración, gráficos de los datos de prueba que muestran los niveles de vacío y duración, prueba de que el *CubeSat* sobrevivió a las pruebas (Chin, 2017).

10. Carta de cumplimiento:

Es firmada por el investigador principal. Asegura que el *CubeSat* cumple con los requisitos y ningún componente prohibido va a bordo (Chin, 2017).

11. Entradas de seguridad:

Depende del tipo de misión, se pedirán documentos como Paquete de seguridad de prelanzamiento del sistema de misiles (MSPSP) o panel de seguridad de vuelo (para misiones de la estación espacial) (Chin, 2017).

4.2.7. Pruebas para certificación de vuelo

Prueba *Day-in-the-Life Testing*

El objetivo de esta prueba es verificar que el sistema completo funciona como lo esperado en escenarios que simulan operaciones en órbita. Toma en cuenta todos los subsistemas y mímicas específicas de la operación en órbita. La prueba brinda la oportunidad de detectar (1) fallas en el diseño o trabajo que son difíciles de detectar en el nivel de subsistema y (2) fallas de integración que no se detectan antes de la integración (Yost, 2021).

Figura 1: Prueba *Day-in-the-Life Testing* del satélite Quetzal-1



Fuente: (Young, 2022)

Prueba *Dynamic Environment Testing (Vibration/Shock)*

El propósito de la prueba es evaluar y demostrar si el *CubeSat* sobrevivirá a las vibraciones y los *Shocks* que experimentará durante el lanzamiento. Existen dos tipos comunes de pruebas dinámicas: *Shock* y vibraciones (Dynalbs, 2022).

Figura 2: NASA General Vibration Laboratory



Fuente: (Hess, 2013)

Prueba *Thermal Vacuum Bakeout Testing*

El objetivo es exponer el producto a un ambiente con temperatura alta y un nivel de vacío alto en un determinado tiempo para estimular su desgasificación. La prueba se realiza a nivel del sistema o subsistema. Se utiliza el equipo de cámaras de termo vacío. Los requisitos para cumplir con la prueba normalmente los brinda el proveedor de lanzamiento (Chisabas, 2017).

Figura 3: *Thermal Vacuum Chamber Southwest Research Institute - San Antonio, Texas.*



Fuente: (Chisabas, 2017)

4.3. Metodología de la Agencia Espacial Europea (ESA) para proyectos

4.3.1. Plan de verificación

Un plan de verificación contiene el acercamiento de verificación, la filosofía del modelo, la matriz del producto, las estrategias de verificación para los requisitos, las pruebas, inspección, análisis y revisión, herramientas de verificación, metodología de control de verificación, documentación involucrada, y la organización y manejo de la verificación. El plan de verificación debe incluir lo siguiente (ECSS, 2018c):

- Descripción del propósito, objetivo, contenido y la razón de su preparación.
- Referenciar a los documentos de apoyo.
- Listar definiciones y abreviaciones.
- Sujeto de verificación: Describir al sujeto en proceso de verificación.
- Acercamiento de verificación: Describir conceptos y definiciones del acercamiento.
- Filosofía del modelo: Describir los modelos seleccionados y modelos asociados a la filosofía.
- Estrategia de verificación: Describir la combinación de métodos de verificación
- Programa de verificación: Documentar las actividades y planes en las etapas de verificación. Detallar el análisis, revisión de diseño, inspección y pruebas.
- Herramientas de verificación: Describir las herramientas de alto nivel por utilizar. Mencionar las instalaciones, herramientas especiales, simuladores, herramientas analíticas.
- Metodología de control de verificación: Describir la metodología que se utilizará para el monitoreo y control incluyendo el uso de la base de datos de verificación.
- Documentación: Enlistar los documentos de verificación y describir su contenido.
- Organización: Describir la responsabilidad y manejo de herramientas aplicables para describir el proceso de verificación. Describir las responsabilidades dentro del proyecto en relación con seguridad, control de calidad, control de configuración, así también responsabilidad con externos.

(ECSS, 2018c)

4.3.2. Documento de control de verificación

El documento de control de verificación lista los requisitos por ser verificados dentro de los modelos seleccionados en las diferentes etapas. Incluye la matriz de verificación y provee trazabilidad en las etapas C, D y E. Indica como será verificado cada requisito.

El documento debe contener lo siguiente (ECSS, 2018d):

- Descripción del propósito, objetivo, contenido y razón de la preparación.
- Suposiciones y restricciones relevantes al documento.
- Referenciar a los documentos de apoyo.
- Listar definiciones y abreviaciones.
- Sujeto de verificación: Describir el acercamiento aplicado al producto, la documentación y las herramientas utilizadas para el proceso. Además, debe incluir los requisitos por ser verificados.

- En una matriz, se debe presentar:
 1. Identificación de requisito.
 2. Requisito.
 3. Trazabilidad del requisito.
 4. Niveles y etapas de verificación.
 5. Métodos.
 6. Referencias a secciones del plan de verificación.
 7. Referencias a cualquier documento de apoyo.
 8. Estatus de cumplimiento (Sí, No, Parcial).
 9. Estatus de cierre (Abierto/Cerrado).
 10. Razón de estatus de cierre (especificación de prueba, reporte, análisis, etc.).

(ECSS, 2018d)

4.3.3. Reportes de prueba

Describe la ejecución de la prueba, la prueba en sí, los resultados y conclusiones en relación con los requisitos. Contiene el alcance, una descripción, un artículo de la prueba y de la configuración, los resultados obtenidos, consideraciones y conclusiones. El reporte debe tener lo siguiente (ECSS, 2018b).

- Una lista de los documentos de referencia.
- Un listado de diccionario o glosario y el significado de términos y abreviaciones utilizadas en el documento.
- Los resultados con la data de respaldo. Esto debe incluir la fecha de la prueba, la prueba realizada y los resultados del laboratorio.
- El análisis de la información de retorno y el asesoramiento relevante.
- Síntesis de los resultados.
- Una lista de desviaciones del procedimiento de prueba, las inconformidades, incluidas las fallas y los problemas.
- Debe resumir la lista de requisitos verificada, la trazabilidad de documentación y la conformidad o desviaciones incluyendo referencias firmas y fechas.
- Comparación con requisitos.
- Verificación del criterio.

(ECSS, 2018b)

4.3.4. Reporte de revisión de diseño

El reporte de revisión de diseño debe contener una descripción del propósito, contenido y la razón de la preparación. Se debe mencionar y describir problemas, suposiciones y restricciones relevantes. Debe listar documentos aplicables y de referencia. También, un diccionario o glosario con el significado de los diferentes términos o abreviaciones. Debe describir la actividad en términos de métodos o procedimientos utilizados (ECSS, 2018a).

4.4. Pruebas de vibración en satélites

Las pruebas de vibración son llevadas a cabo con el propósito de establecer seguridad que un satélite pueda soportar el ambiente de un despegue y que posteriormente funcionará. El objetivo principal de realizar pruebas en un *Shaker* es el de verificar el cumplimiento y brindar seguridad en lo siguiente (Sarafin, 2017).

- Verificación de resistencia y la capacidad de mantener la alineación de componentes críticos.
- El hardware puede soportar cargas cíclicas, verificar la vida a la fatiga de los materiales.
- Los componentes eléctricos se mantienen en su lugar durante el despegue.
- El satélite mantiene su integridad sin ninguna unión pernada o parte floja ni suelta.
- El satélite cumple cualquier requisito con respecto a frecuencias naturales.

Fuente: (Sarafin, 2017)

Para simular los efectos de un ambiente de despegue, los satélites son comúnmente testeados en pruebas de *Sine Burst* y *Random Vibration*. Pruebas de *Shock*, las cuales la mayoría de las veces tienen la intención de abarcar los efectos de impactos de alta frecuencia y baja energía causados por explosivos de separación, se llevan a cabo con menos frecuencia en *Shakers* (Sarafin, 2017).

Las pruebas necesitan criterios predefinidos para juzgar si el objeto de prueba pasa el ensayo. Si el objetivo de la prueba es establecer seguridad en algún aspecto, se define un criterio de cumplimiento/fallo. Si la prueba tiene el propósito de adquirir información o datos, se define un criterio de éxito (Sarafin, 2017).

4.4.1. Transmisibilidad

Para entender cómo responde una estructura a las vibraciones, considerar un sistema de un grado de libertad con aceleración sinusoidal de unidad. La función de transmisibilidad brinda la aceleración de respuesta máxima de la masa como función de la razón de la frecuencia, la cual es la razón de la entrada de frecuencia a la frecuencia natural del sistema (Sarafin, 2017).

$$T_R(f_{ratio}) = \sqrt{\frac{1 + (2\zeta f_{ratio})^2}{[1 - f_{ratio}^2]^2 + (2\zeta f_{ratio})^2}} \quad (1)$$

Donde ζ es la razón de amortiguamiento (Sarafin, 2017).

4.4.2. Resonancia

La resonancia ocurre cuando una frecuencia de forzamiento sinusoidal mantenida es la misma que la frecuencia natural del sistema. En resonancia, la respuesta máxima está limitada por el sistema de amortiguación (Sarafin, 2017).

En frecuencias de forzamiento inferiores a la frecuencia natural del sistema, la masa se mueve muy cerca de la base de montaje. Si la frecuencia de forzamiento excede la raíz cuadrada de dos, aproximadamente 1.41 veces la frecuencia natural, la masa responde con menos aceleración que la de la base, situación conocida como aislamiento (Sarafin, 2017).

4.4.3. Tipos de pruebas comunes en *Shakers*

Prueba *Sine-Burst*

La prueba *Sine-Burst* es una aceleración sinusoidal inducida por el *Shaker* en la base del objeto de prueba, que aumenta gradualmente, luego se mantiene y finalmente disminuye en amplitud, todo a una frecuencia constante. En esta prueba, el objeto de prueba se somete a una aceleración casi uniforme, análoga a la carga cuasiestática, que a menudo se utiliza en el diseño estructural. El objetivo de la prueba es verificar la estructura primaria. Para garantizar que la estructura tenga la resistencia suficiente para soportar las cargas máximas esperadas, se utilizan las cargas límite. En una prueba *Sine Sweep* o *Sine-Vibe*, el *Shaker* imparte una frecuencia de entrada sinusoidal en una función logarítmica del tiempo (Sarafin, 2017).

Prueba *Random Vibration*

En la industria espacial, se controla un *Shaker* electrodinámico para introducir vibraciones a frecuencias típicamente entre los 20 y 2,000 Hz. Estas frecuencias se introducen simultáneamente a amplitudes y fase aleatorias. El objetivo del resto es verificar la resistencia de estructuras secundarias. En pruebas *Random Vibration*, se necesita confirmar que los sujetadores no se aflojarán y los conectores eléctricos no se separarán durante el lanzamiento (Sarafin, 2017).

Por lo general, se realiza una prueba *Sine Sweep* o *Random Vibration* de bajo nivel, antes que otras pruebas para establecer un gráfico de respuesta de referencia en el rango de las frecuencias de interés. La prueba de bajo nivel se repite después de cada una de las pruebas *Random Vibration*, y *Sine-Burst* de nivel completo. Luego, se comparan los gráficos

de respuesta de las pruebas previa y posterior para observar si algo cambió en la estructura debido a la prueba de nivel completo (Sarafin, 2017).

Prueba *Sine-Dwell*

En una prueba Sine-dwell, la vibración sinusoidal se introduce a una frecuencia constante. Se pretende que esta frecuencia coincida con la frecuencia natural del modo del objetivo. La entrada se mantiene hasta que se logra la resonancia. Esta prueba se utiliza para adquirir datos con el fin de correlacionar un moderador o investigar una anomalía (Sarafin, 2017).

4.4.4. Clase de prueba

Una prueba estructural o ambiental puede clasificarse como prueba de calificación, proto calificación (o prueba de vuelo) o de aceptación (Sarafin, 2017).

Prueba de calificación

Se realiza una prueba de calificación en un hardware que no está diseñado para volar, con el objetivo de establecer confianza en su diseño; Si el hardware pasa la prueba, se dice que el diseño está calificado. El hardware de calificación está construido con el mismo diseño y con los mismos procesos de manufactura que el hardware de vuelo, y se prueba en entornos que son más severos que cualquier cosa a la que el hardware de vuelo estará expuesto (Sarafin, 2017).

Una prueba *Random Vibration* de calificación exitosa establece un margen de calificación: la diferencia entre el entorno de calidad y el entorno máximo previsto para la misión, que es el entorno más severo que el hardware de vuelo jamás debería enfrentar (Sarafin, 2017).

Prueba de aceptación

Una prueba de aceptación es una prueba realizada en hardware de vuelo, generalmente en el entorno máximo previsto. Si el diseño ya ha sido calificado mediante pruebas de calificación exitosas, el propósito de las pruebas de aceptación es confirmar el proceso control, incluida la mano de obra del hardware. En otras palabras, aunque el margen de calificación toma en cuenta cierto grado de variación de una construcción a otra, se prueba la aceptación de cada construcción para descartar defectos que estén fuera el margen de calificación demostrado (Sarafin, 2017).

Prueba de protocalificación

Una prueba de protocalificación (término militar) y una prueba de vuelo (término de NASA) son casi lo mismo: una prueba del hardware de vuelo a niveles que son más severos que el entorno máximo previsto en ausencia de un diseño previamente calificado. El enfoque

de esta prueba se puede seleccionar en lugar del de las pruebas de calificación y aceptación cuando el volumen de producción es bajo y construir o probar hardware de calificación no es asequible (Sarafin, 2017).

4.5. Acoples e instrumentación

Una prueba de vibraciones en un *Shaker* requiere un acople que adapte la interfaz de montaje del objeto de prueba a la rejilla de inserciones roscadas en la mesa deslizante del *Shaker* y el expansor del cabezal. La prueba también puede requerir de simuladores de masa para representar cualquier elemento faltante importante en la configuración del objeto de prueba (Sarafin, 2017).

4.5.1. Diseño del acople de prueba

En la mayoría de los casos, se busca que el acople de prueba sea muy rígido (pero no más pesado de lo necesario) y también se busca una interfaz similar a un vuelo (Sarafin, 2017).

Alta rigidez

El acople ideal es tan rígido que, si se le colocara un simulador de masa rígida (y momento de inercia) del objeto de prueba y luego se fija la base del acople en la interfaz del *Shaker*, el primer modo de este conjunto estructural combinado estaría por encima de 2,000 Hz. Este ideal garantiza que los modos de vibración de hasta 2,000 Hz del objeto de prueba no se vean influenciados por el acople. Sin embargo, este ideal a menudo no es práctico, por lo que una decisión razonable es garantizar que el acople sea lo suficientemente rígido como para no influir en la primera frecuencia natural (la frecuencia fundamental) del objeto de prueba en cada eje en más de uno o dos por ciento (Sarafin, 2017).

Ligereza

Cada *Shaker* tiene un índice de fuerza, que es la fuerza máxima que puede ejercer sobre la masa en movimiento. La fuerza es igual a la masa multiplicada por la aceleración, por lo que el índice de fuerza se traduce en una aceleración máxima que el *Shaker* puede lograr. La masa en movimiento incluye la armadura, la mesa de deslizamiento o expansor de cabezal, el objeto de prueba y el acople. Dependiendo de la aceleración objetivo de la prueba, la masa del acople puede o no ser un problema. De todas maneras, un acople más ligero es más fácil de manejar durante el transporte e instalación, siendo ideal que este no sea tan pesado. Es recomendable utilizar un acople conformado de una aleación de aluminio en lugar de uno de acero ya que, por el mismo peso, un acople de aluminio será más grueso y, por lo tanto, más rígido al doblarse (Sarafin, 2017).

Interfaz similar a un vuelo

Lograr una interfaz similar a un vuelo en la medida de lo posible puede ser la consideración en el diseño de dispositivos que más fácilmente se pasa por alto y es más difícil de lograr. Un acople rígido no puede ser verdaderamente parecido a un elemento volador; su rigidez limitará la interfaz del objeto de prueba de modo que una falla que pueda ocurrir durante la misión, con una estructura de montaje flexible, no ocurriría durante la prueba. Una manera práctica para proporcionar una interfaz similar a la de un vuelo es probar la nave espacial encima de su mecanismo de separación (Sarafin, 2017).

4.5.2. Instrumentación

Un acelerómetro es un instrumento que mide la aceleración indirectamente a la deformación, que a su vez se relaciona con la fuerza de inercia que se resiste a la aceleración. Los acelerómetros piezoeléctricos y piezoresistivos son los tipos más utilizados (Sarafin, 2017).

Acelerómetros piezoeléctricos

Las pruebas *Random Vibration* en la industria espacial tradicionalmente llegan hasta 2,000 Hz. Para tales pruebas se prefiere usar acelerómetros piezoeléctricos, que incorporan materiales que producen un voltaje cuando se deforman (materiales piezoeléctricos), a otros tipos porque son más precisos para vibraciones de alta frecuencia. Un acelerómetro piezoeléctrico puede medir sólo la aceleración alterna, no la aceleración en estado estacionario como la asociada con la gravedad, y tampoco es una buena opción para vibraciones de baja frecuencia (menos de 2 Hz) (Sarafin, 2017).

Acelerómetros piezoresistivos

Un acelerómetro piezoresistivo incorpora galgas extensométricas piezoresistivas, que cambian la resistencia eléctrica en proporción a la tensión del material. Estos acelerómetros pueden medir la aceleración a frecuencias extremadamente bajas, pero no son tan precisos como los acelerómetros piezoeléctricos para el rango típico de frecuencias involucradas en las pruebas de vibración de satélites (Sarafin, 2017).

Otros acelerómetros

Un acelerómetro está diseñado para medir la aceleración en un solo eje, teniendo la aceleración transversal un efecto insignificante en la medición. Un acelerómetro triaxial son simplemente tres acelerómetros empacados ortogonalmente en una unidad compacta. Un acelerómetro en forma de lágrima es un acelerómetro de un solo eje con una masa extremadamente baja (Sarafin, 2017).

Figura 4: Acelerómetros Piezoeléctricos (1)



Kistler triaxial accelerometer
32 grams (1.1 ounce)

Fuente: (Sarafin, 2017)

Figura 5: Acelerómetros Piezoeléctricos (2)



Brüel & Kjaer teardrop
accelerometer, 1 gram
(0.035 ounce)

Fuente: (Sarafin, 2017)

Posicionamiento de los acelerómetros

El punto donde se deben colocar los acelerómetros en el objeto de prueba depende de los objetivos que se espera obtener. En la mayoría de las pruebas se busca comprender las respuestas que más afectan la estructura principal de la nave espacial, junto con la aceleración de cualquier elemento de masa relativamente alta, como instrumentos, baterías y cajas electrónicas. Se presenta a continuación una tabla que resume y recomienda el posicionamiento de acelerómetros dependiendo del objetivo de la prueba (Sarafin, 2017).

Cuadro 3: Guía para la ubicación de acelerómetros en el objeto de prueba

Objetivo	Donde colocar los acelerómetros
Determinar fundamental frecuencia	Cualquier lugar que se prediga tendrá movimiento relativamente alto para el primer modo, típicamente en el sentido del eje con la excitación.
Determinar la forma del modo y amortiguamiento	Múltiples ubicaciones, según sea necesario para definir adecuadamente la forma.
Identificar fallas estructurales inminentes	Ubicaciones y direcciones que tienen mucho movimiento para los modos clave de vibración, por ejemplo, la parte superior de la nave espacial y lugares con gran masa.
Identificar falla estructural después de que haya ocurrido (chequeo de salud)	Ubicaciones y direcciones que tienen mucho movimiento para los modos clave de vibración, por ejemplo, la parte superior de la nave espacial y lugares con gran masa.
Definir entornos de <i>Random Vibration</i> para pruebas a nivel de componentes	Si un componente se representa en la estructura de la nave espacial como un simulador de masa rígida, colocar el acelerómetro en el simulador, en línea con el centro de gravedad. Si el componente real está presente, colocar un acelerómetro en la base del montaje y otro en el componente en línea con el centro de gravedad.

Fuente: (Sarafin, 2017)

Galgas extensométricas

Una galga extensométrica es un dispositivo pequeño cuya resistencia eléctrica varía linealmente con el cambio de longitud. Algunas galgas extensométricas, denominadas galgas extensométricas de una sola pata o de un solo eje, miden la deformación en una sola dirección. Una roseta es una combinación de dos a cuatro medidores de una sola pata combinados en una sola unidad destinada a medir deformación en dos a cuatro direcciones (Sarafin, 2017).

Dinamómetros

Un dinamómetro, también conocido como celda de carga, es un instrumento calibrado para medir la fuerza generalmente mediante el uso de una o más galgas extensométricas. En las pruebas de vibración, los dinamómetros se utilizan comúnmente para medir la fuerza o momento total en la base del objeto de prueba (Sarafin, 2017).

4.6. Pruebas de *Random Vibration*

En una prueba de *Random Vibration*, el *Shaker* imparte vibraciones en múltiples frecuencias simultáneamente, con aceleración que varía aleatoriamente en cada frecuencia. Estas pruebas intentan simular las condiciones de una variedad de entornos, como la vibración durante el transporte terrestre, el efecto de las olas del océano y la vibración causada por la fluctuación de la presión acústica o aerodinámica durante el lanzamiento de hardware de vuelos espaciales. En la industria espacial, una prueba de *Random Vibration* suele tener un contenido de frecuencias de 20 a 2,000 Hz (Sarafin, 2017).

4.6.1. Densidad espectral de aceleración

Por definición, la aceleración aleatoria no es predecible en ningún momento, por lo que no se utiliza un historial de aceleración a lo largo del tiempo para definir un ambiente de *Random Vibration*. En lugar de eso, se define el ambiente por su contenido de frecuencias. Esto se realiza con la Densidad espectral de aceleración (ASD por sus siglas en inglés) contra la frecuencia en un rango de frecuencias. Para una banda de frecuencia dada, con f como centro, la ASD, es la aceleración media al cuadrado dentro de esa banda de frecuencia dividida entre el ancho de la banda, Δf . La unidad de la ASD es comúnmente $\frac{g^2}{Hz}$ (Sarafin, 2017).

$$W(f) = \frac{1}{\Delta f} \left[\frac{1}{T} \int_0^T a^2 dt \right] \quad (2)$$

4.6.2. Aceleración raíz cuadrada media

El valor de la raíz cuadrada media (RMS por sus siglas en inglés) es la desviación estándar (σ) de la aceleración, ya que esta varía aleatoriamente a lo largo del tiempo. Comúnmente se considera el valor de 3σ (3 veces la RMS) como el nivel máximo alcanzado durante una prueba, pero en realidad el valor puede ser mas elevado. Para un sistema lineal, no es improbable ver aceleraciones de respuesta máxima 4.5 o 5σ en una prueba de 60 segundos. Aun así, muchos ingenieros utilizan la predicción de 3σ como la carga límite de los análisis de fuerza (Sarafin, 2017).

Por otra parte, el valor de la RMS es aproximadamente equivalente a la raíz cuadrada del are debajo de la curva de ASD. Se utiliza la palabra “aproximadamente” ya que esto depende de la resolución de los datos. La resolución de los datos indica el número de valores de ASD (y también números de bandas de frecuencia) calculados a lo largo del rango de frecuencia aplicable. A cada banda de frecuencia se le conoce comúnmente como línea de control. Una alta resolución significa anchos de banda mas pequeños y más líneas de control (Sarafin, 2017).

4.6.3. Decibeles

Cuando una ASD se ve incrementada o disminuida, se debe referir a ese cambio de nivel en decibeles (dB). A una frecuencia dada, el cambio de decibeles, N_{dB} , al ir de una ASD inicial, W_1 , a una ASD final, W_2 , se define como

$$N_{dB} = 10 \left[\log_{10} \left(\frac{W_2}{W_1} \right) \right] \quad (3)$$

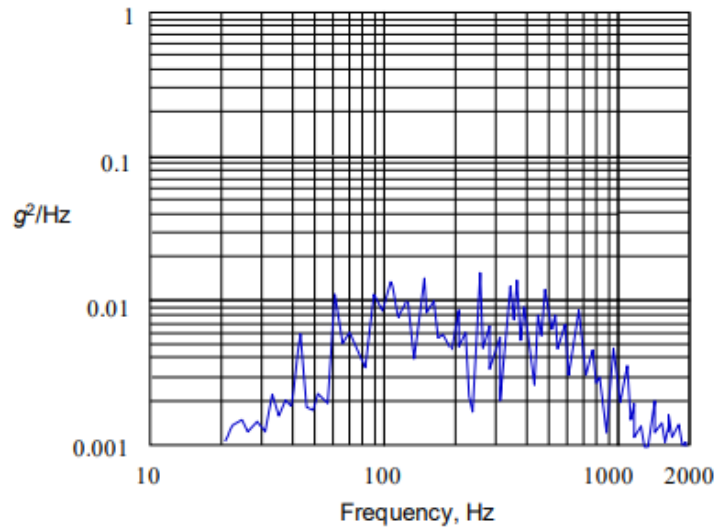
Por otra parte, la razón a la cual una ASD incrementa para un cambio de decibeles dado es aproximadamente

$$\frac{W_2}{W_1} \cong 2^{(N_{dB}/3)} \quad (4)$$

4.6.4. Derivando un entorno de prueba

La figura mostrada a continuación muestra un ejemplo de cómo se vería una gráfica de ASD de una prueba *Random Vibration* que contiene frecuencias desde los 20 hasta los 2,000 Hz (Sarafin, 2017).

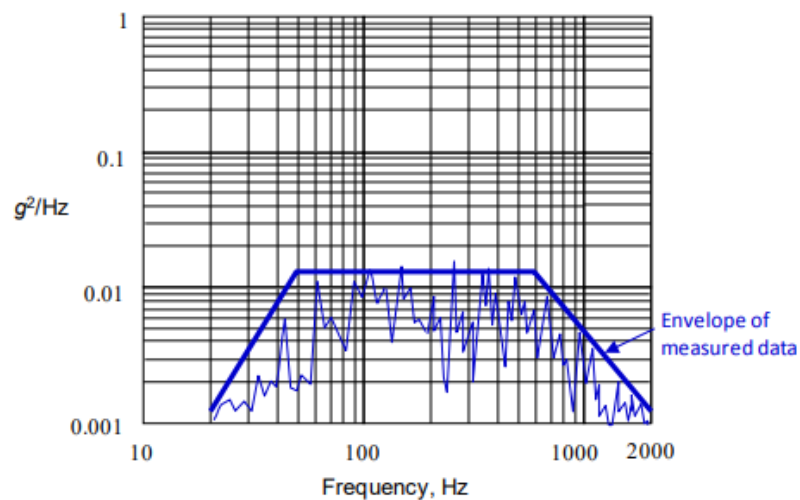
Figura 6: Ejemplo de un ASD procesado entre 20 y 2,000 Hz



Fuente: (Sarafin, 2017)

Suponiendo que la gráfica mostrada anteriormente es el resultado de haber realizado una prueba *Random Vibration* de un satélite pequeño, para establecer un entorno adecuado para un satélite similar que estará expuesto a las mismas condiciones lo primero que se hace típicamente es envolver los datos con una curva suave. Esto se hace por dos razones: La primera es que, durante la siguiente prueba, los picos y valles de la ASD no estarán en las mismas frecuencias y la segunda es que se quiere una gráfica más plana de ASD para permitir un mejor control durante la prueba (Sarafin, 2017).

Figura 7: Ejemplo de envolver los datos

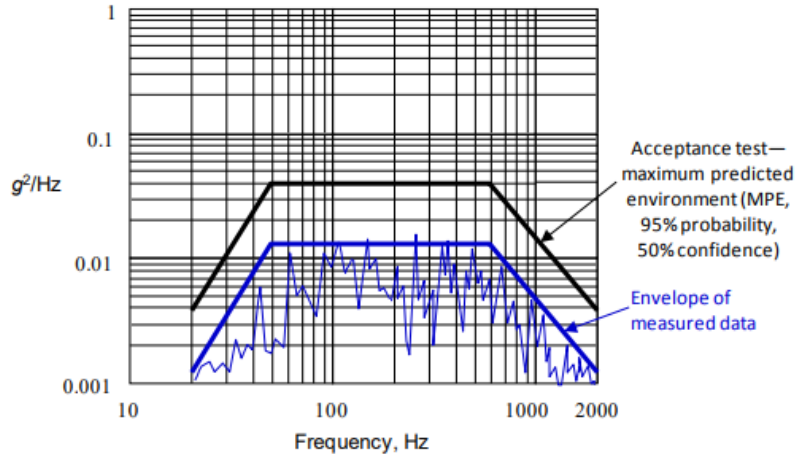


Fuente: (Sarafin, 2017)

El entorno máximo previsto (MPE por sus siglas en inglés) es una envoltura de ASD

de las mas altas vibraciones aleatorias esperadas durante el verdadero evento (dígase el lanzamiento), con una base estadística del 95 % de probabilidad con 50 % de confianza. Esta base estadística es un estándar para el programa militar SMC-S-016 y el programa de NASA NASA-STD-7001A. La base estadística mencionada se traduce en un aumento en la gráfica de ASD de 4.9 dB para el programa SMC-S-016 y de 5.0 dB para el programa NASA NASA-STD-7001^a. Las pruebas de aceptación para hardware de vuelo se realizan en este MPE (Sarafin, 2017).

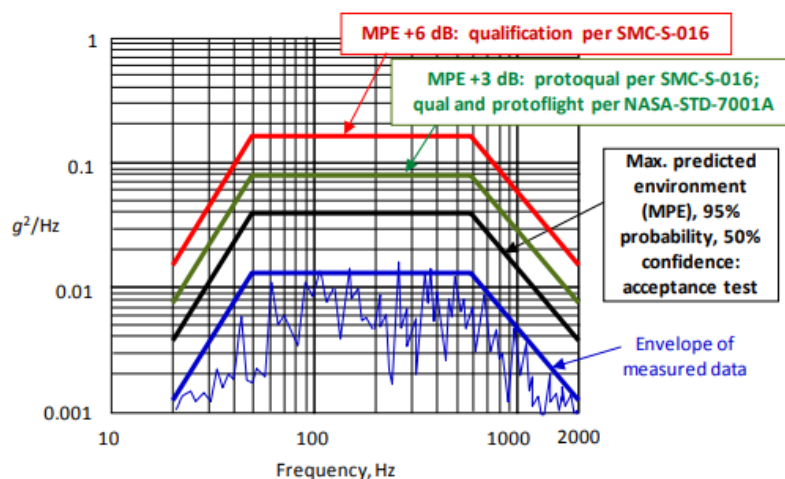
Figura 8: Ambiente máximo previsto



Fuente: (Sarafin, 2017)

Para el enfoque de NASA en pruebas de vuelo, el estándar NASA-STD-7001A requiere probar el hardware de vuelo a niveles de aceptación de +3 dB durante 1 minuto por eje. Cuando un programa militar selecciona el enfoque de protocolificación, el estándar SMC-S-016 requiere entornos de prueba que estén 3 dB por encima de los niveles de aceptación, con una duración de 2 minutos por eje. Para pruebas de calificación de hardware no volador, NASA-STD-7001A requiere que los niveles estén en niveles de aceptación de +3 dB , con una duración de al menos dos minutos por eje, mientras que la opción más común utilizada en programas militares, según SMC-S-016, es niveles de aceptación de +6 dB durante 3 minutos por eje (Sarafin, 2017).

Figura 9: Relación entre niveles y ambiente máximo previsto



Fuente: (Sarafin, 2017)

4.6.5. Establecer entornos de prueba a nivel de nave espacial de componentes

Identificar entornos de prueba apropiados puede resultar difícil, tanto a nivel de nave espacial como de componentes. Para cada misión de viaje compartido (múltiples cargas útiles), suele haber algo único sobre la configuración de la carga útil. Esto significa que probablemente no habrá datos de vuelo medidos que se apliquen directamente al entorno de *Random Vibration* del satélite en cuestión. Se estarán probando componentes en *Random Vibration* antes de la prueba de la nave espacial integrada, lo que significa que no se sabrá que niveles a utilizar para las pruebas de componentes. Muchos programas abordan la incertidumbre en entornos a nivel de naves espaciales y componentes utilizando los entornos generalizados a nivel de componentes de GEVS (Sarafin, 2017).

Debido a que un satélite pequeño en una misión de viaje compartido es semejante a un componente de un satélite grande, el entorno GEVS de masa apropiada a veces se utiliza para probar satélites pequeños en ausencia de mejor información. El más alto de los niveles GEVS, que se aplica a componentes que pesan hasta 50 libras, se utiliza a menudo para probar componentes de satélites pequeños. Desafortunadamente, este enfoque puede generar problemas (Sarafin, 2017).

Para evitar confusiones, una buena solución es realizar una prueba de vibración de la estructura de la nave espacial antes de las pruebas de los componentes de vuelo, con simuladores de masas que representan los componentes de vuelo. Después de la prueba, se debe trazar una curva envolvente suave sobre las respuestas medidas en los niveles de calificación y luego usarla para las pruebas de componentes (Sarafin, 2017).

Si la estructura de la nave espacial no se pondrá a prueba antes de probar los componentes, se recomienda someter un modelo de elementos finitos detallado de la nave espacial al entorno de *Random Vibration* especificado y se prediga la respuesta de ASD en las ubicaciones de montaje de los componentes (Sarafin, 2017).

4.7. Julius-Maximilians-Universität (JMU) Würzburg

4.7.1. Historia

La historia de la Julius-Maximilians-Universität (JMU) Würzburg se remonta a su año de fundación, en 1402. En aquella época era la sexta institución de educación superior fundada en las regiones de habla alemana de Europa, después de las universidades de Praga, Viena, Heidelberg, Colonia y Erfurt. Muchos académicos y científicos eminentes, entre ellos 14 premios Nobel, han realizado investigaciones y enseñado en Würzburg. Entre los científicos más notables de la institución, se incluye a Wilhelm Conrad Röntgen, quien descubrió los rayos X en Würzburg en 1895, y Klaus von Klitzing, quien descubrió el efecto Hall cuántico (JMU, 2023b).

Figura 10: Julius Maximilians Universität Würzburg



Fuente: (JMU, 2023c)

4.7.2. Internacionalidad

La ciudad de Würzburg alberga tres universidades y aproximadamente 40.000 estudiantes. Con una población de 135.000 habitantes, la ciudad sigue siendo de las más pintorescas y personales del país bávaro, al mismo tiempo que cuenta con un fuerte carácter internacional y una vida cultural diversa (BSMSA, 2023).

La Universidad de Würzburg cuenta con 28,375 estudiantes, siendo un 9% de estos internacionales. Los estudiantes internacionales siempre serán bienvenidos en la Universidad de Würzburg. Estudiando en la universidad, pueden completar una carrera a tiempo completo o pasar uno o dos semestres en Würzburg como parte de un programa de intercambio organizado. La universidad ofrece diversos servicios para estudiantes internacionales, ayudándolos a sentirse como si estuvieran en casa. Entre los servicios disponibles se incluyen la Oficina de Estudiantes Internacionales con tutores para ayudar a los nuevos estudiantes a instalarse, cursos de alemán en el Centro de Idiomas para aprender alemán y numerosos grupos de estudiantes para involucrarse en la Universidad (BSMSA, 2023).

4.7.3. Departamento Aeroespacial

Los sistemas aeroespaciales modernos imponen requisitos exigentes al procesamiento de datos a bordo y en la tierra, que ahora se están incorporando intensamente en los programas de formación dentro de la universidad. La Universidad de Würzburg ofrece la licenciatura en Informática aeroespacial, que se centra en la capacidad de desarrollar sistemas técnicos complejos de hardware y software en el entorno aeroespacial. Una parte integral del curso es la aplicación de las habilidades de diseño de sistemas aprendidas en proyectos específicos, como la realización de picosatélites UWE (JMU, 2023a).

La universidad cuenta con el laboratorio de Robóticas M3, en el cual se realizan las pruebas para robots. Localizado en el Campus Sur de Hubland, entre el edificio de Ciencias de la Computación y el edificio de Servicio Técnico, es una de las mayores ventajas que tiene la universidad en el estudio aeroespacial. En su interior se puede encontrar equipo como el *Shaker* V780 que junto a otros dispositivos conforman al Sistema Electromagnético Pequeño de Vibraciones LDS, con el cual se realizan las pruebas de vibración (JMU, 2023b).

4.8. SpaceX

SpaceX (Space Exploration Technologies Corporation) es un fabricante aeroespacial y de transporte espacial fundado en 2002. SpaceX ha sido una fuerza disruptiva en la industria mundial de lanzamientos espaciales, ya que sus servicios de lanzamiento son menos costosos que los de muchos de sus competidores. Trabaja en estrecha colaboración con la NASA para entregar suministros de carga y astronautas a la Estación Espacial Internacional (ISS), así como para lanzar satélites a la órbita terrestre. Uno de los diferenciadores clave entre SpaceX y el programa de la NASA es la creación y el uso de lanzadores de cohetes reutilizables por parte de SpaceX. SpaceX describió por primera vez el concepto de cohete reutilizable en 2011. Completó su primer lanzamiento y aterrizaje exitoso de un cohete de combustible líquido en 2015 (Patrizio, 2023).

4.8.1. Componentes de un cohete de Spacex

Después de 18 meses de desarrollo, SpaceX presentó en 2006 un vehículo de entrega con el nombre de Dragon. Pronto le siguió el Falcon, que fue diseñado para impulsar y poner a humanos y carga en órbita. El modelo más reciente, Falcon 9, es el vehículo de despegue que consta de cohetes de primera y segunda etapa que impulsan la carga a la órbita. La primera etapa impulsa el cohete a la órbita y se encarga de regresar y aterrizar de manera segura el cohete en la Tierra. La segunda etapa lleva la carga útil a la órbita, pero se pierde en el reingreso. Falcon 9 puede poner en órbita una cápsula Dragon, un solo satélite grande o varios satélites pequeños (Patrizio, 2023).

Dragon es el portador de la carga útil. Hay dos versiones de Dragon: Cargo Dragon y Crew Dragon. Cargo Dragon transporta equipos y otros artículos de carga, mientras que Crew Dragon transporta personas. Ambos fueron diseñados para ir a la ISS. Una vez hecho esto en la ISS, la nave se desprende y cae a la Tierra, utilizando paracaídas para frenar su

descenso. Luego se recupera y se prepara para su reutilización (Patrizio, 2023).

En la actualidad, SpaceX ha sido capaz de realizar 253 despegues de cohetes Falcon 9. De esa cantidad de despegues, 211 han sido capaces de aterrizar nuevamente, mientras que 186 han sido reutilizados para nuevos vuelos. La reutilización permite a SpaceX volver a poner en vuelo las partes más caras del cohete, lo que a su vez reduce el costo del acceso al espacio (SpaceX, 2023a).

Figura 11: Falcon 9



Fuente: (Erwin, 2021)

4.8.2. Costos de un lanzamiento de SpaceX

SpaceX cobra 62 millones de dólares por el lanzamiento de un cohete Falcon 9, mucho más barato que las nuevas empresas de la competencia como el lanzador europeo Arianespace 5 o el Atlas V del fabricante de cohetes estadounidense United Launch Alliance (ULA), que puede costar hasta 165 millones de dólares. Por esta razón, las organizaciones toman en cuenta a SpaceX como principal proveedor de vuelo (Patrizio, 2023).

Por otra parte, SpaceX cuenta con programas de viajes compartidos para satélites pequeños. Las misiones para llevar a cabo estos programas se llevan a cabo cada 4 meses. La empresa cobra 275 mil dólares por 50 kg de carga, con un cobro de 5.5 mil dólares por kg extra (SpaceX, 2023b).

4.8.3. Estándares de SpaceX

SpaceX cuenta con una serie de estándares y guías a las que los usuarios pueden acceder para la configuración y pruebas de sus cargas (satélites pequeños). Esto se encuentra en documentos brindados por la empresa, como lo son la Guía del Usuario para Viajes Compartidos y la Guía de Uso de Falcon 9 (SpaceX, 2023b).

4.9. Satélite *Innocube*

El objetivo del proyecto *Innocube* es el diseño, construcción y lanzamiento de un Cube-sat 3U para generar una educación práctica y sostenible de los estudiantes, publicaciones técnicas y científicas importantes, la mejora de las competencias universitarias, así como la demostración funcional de dos tecnologías innovadoras que han sido financiadas por el programa InnoSpace Masters: *Skith* y *Wall#E*. Se espera que *Innocube* se ponga en órbita con éxito y alcance una vida útil de al menos 1 año (TUB, 2017).

Figura 12: *Innocube* en órbita



Fuente: (TUB, 2017)

4.9.1. Involucrados en el proyecto *Innocube*

El proyecto combina la experiencia de dos universidades y está siendo llevado a cabo conjuntamente por el departamento de Tecnología de la información para el sector aeroespacial de la Universidad de Würzburg y el Instituto de Sistemas Espaciales de la Universidad Técnica de Braunschweig. De esta manera, más estudiantes se beneficiarán de una educación orientada a la práctica con satélites y sistemas aeroespaciales, por ejemplo en forma de prácticas y tesis de licenciatura y maestría (TUB, 2017).

4.9.2. Tecnologías utilizadas en *Innocube*

Batería de estructura de plástico reforzado con fibra de carbono (CFRP) *Wall#E*

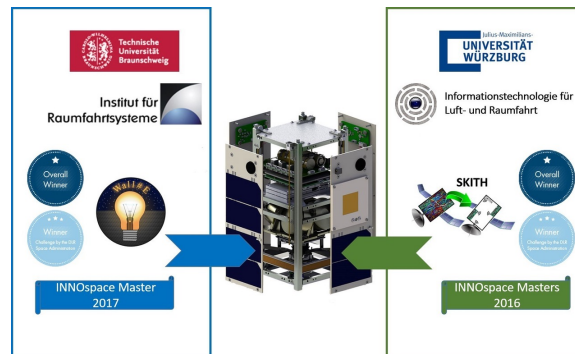
Wall#E fue desarrollado en Braunschweig en el Instituto de Sistemas Espaciales. Se trata de una estructura especial de fibra CFRP que puede almacenar energía eléctrica y, al mismo tiempo, puede utilizarse como estructura de soporte del satélite. Este tipo de batería permite una importante reducción de masa y volumen de un satélite manteniendo el mismo rendimiento (TUB, 2017).

Skith

La infraestructura satelital inalámbrica *Skith* (*Skip the Harness*) proviene de la Universidad de Würzburg. Hace que el cableado de datos interno de los componentes del satélite

quede obsoleto al permitir la transmisión de datos con radio de banda ultra ancha. Gracias a la baja intensidad de la señal de los módulos de radio, los instrumentos altamente sensibles a bordo del satélite no se ven afectados. Además, reduce la masa, la complejidad y el esfuerzo a realizar en la integración del satélite. Además la tecnología hace posible sustituir fácilmente componentes individuales del satélite incluso poco antes del lanzamiento del cohete (TUB, 2017).

Figura 13: Implementación de tecnologías en *Innocube*



Fuente: (TUB, 2017)

4.9.3. Plan de *Innocube*

Se espera que el satélite *Innocube*, en el que se integran *Skith* y *Wall#E* por primera vez, se ponga en órbita en 2023. Está previsto realizar pruebas y evaluaciones exhaustivas del satélite y sus tecnologías durante un año. El satélite orbitará la Tierra en una órbita aún indeterminada a una altitud de entre 350 y 600 kilómetros. Pesa unos cuatro kilogramos y mide $34 \times 10 \times 10$ centímetros (TUB, 2017).

Los requisitos del proyecto Pruebas de vibración en el retrorreflector del satélite Innocube de la Universidad de Würzburg se basa en la metodología de la Corporación Europea para la Estandarización Espacial (ECSS por sus siglas en inglés) para las pruebas de vibración y los requisitos del proveedor de lanzamiento SpaceX.

5.1. Definición de requisitos

Cuadro 4: Identificación de códigos para requisitos

ID	Significado
PV	Pruebas de vibración
RV	Pruebas de <i>Random Vibration</i>
RS	Pruebas de <i>Resonance Search</i>

Cuadro 5: Requisitos para las pruebas de vibración en el retrorreflector del satélite Innocube de la Universidad de Würzburg

Código	Descripción
RV-01	Las pruebas de <i>Random Vibration</i> deben realizarse siguiendo las indicaciones de pruebas de calificación para equipo de la Tabla 5-2 del estándar ECSS-E-ST-10-03C de (ECSS, 2022).
RV-02	Las pruebas de <i>Random Vibration</i> deben seguir el perfil de ambiente máximo previsto del proveedor. Este perfil se encuentra en la Figura 3-3 de la guía <i>Rideshare Payload User's Guide</i> de (SpaceX, 2022).
RV-03	Las pruebas de <i>Random Vibration</i> debe realizarse en los 3 ejes ortogonales o en los ejes de aplicación.
PV-01	Las pruebas deben realizarse sin pausas.
RS-01	Una búsqueda de modos de resonancia debe realizarse antes y después de la prueba <i>Random Vibration</i> .

5.2. Recursos necesarios para el proyecto

1. **Sistema Electromagnético Pequeño de Vibraciones LDS de la marca *Brüel and Kjør***: Este sistema se convierte en el componente esencial para llevar a cabo las pruebas de vibración y recopilar datos para la investigación.
2. **Guía para el usuario: Sistema Electromagnético Pequeño de Vibraciones LDS**: La guía proporciona instrucciones detalladas sobre cómo utilizar el *software* del equipo de manera efectiva, lo que ayuda al usuario a comprender plenamente las capacidades del equipo y su uso adecuado.
3. **Esándar ECSS-E-ST-10-03 de (ECSS, 2022)**: El estándar brinda los requerimientos de la Corporación Europea para la Estandarización Espacial para las pruebas de vibración. Proporciona orientación sobre las configuraciones estandarizadas de las pruebas.
4. ***Rideshare Payload User's Guide* de (SpaceX, 2022)**: Esta guía define los requisitos de SpaceX para las pruebas de vibración, asegurando que las pruebas estén alineadas con las necesidades del lanzamiento del cohete Falcon 9.
5. ***The International Handbook of Space Technology***: Este libro amplía el conocimiento en la industria aeroespacial y se utiliza para adquirir información detallada sobre las pruebas de vibración y otros aspectos relevantes de la investigación.

5.3. Sistema Electromagnético Pequeño de Vibraciones LDS de la marca *Brüel and Kjør*

La Universidad de Würzburg tiene un Sistema Electromagnético Pequeño de Vibraciones LDS ((sistema dinámico Ling, por sus siglas en inglés). Este sistema se conforma por el

Shaker Serie V780, el amplificador HPAK y un Amplificador de Potencia Lineal LDS. Todo este equipo se observa en las figuras 14 y 15.

Figura 14: *Shaker* serie V780 y amplificador HPAK



Figura 15: Amplificador de Potencia Lineal LDS y computadora



El equipo cuenta con un *software* propio para mostrar los datos obtenidos de las pruebas. Este *software* es propio de la marca *Brüel and Kjær*. El *Software* de *Brüel and Kjær* ofrece realizar los siguientes tipos de pruebas.

1. *Random*
 - a) *Sine on Random*

- b) *Random on Random*
- 2. *Swept Sine*
 - a) *Resonance Search Track and Dwell*
 - b) *Sine Oscillator*
- 3. *Classical Shock*
 - a) *Shock Response Spectrum*

5.4. Pruebas preliminares

El Sistema Electromagnético Pequeño de Vibraciones LDS es una reciente adquisición de la Universidad de Würzburg. Por esta razón, es relevante realizar pruebas preliminares antes de avanzar a las pruebas de calificación en el Retroreflector, con el propósito de comprender el funcionamiento y las configuraciones del sistema. Estas pruebas preliminares se dividen en dos secciones. La primera parte consiste en pruebas destinadas a comprender las configuraciones en el *software*. En la segunda parte, se emplea una estructura preliminar para identificar y resolver cualquier aspecto inesperado antes de proceder con la prueba de calificación.

5.4.1. Primeras pruebas en el equipo

Las primeras pruebas en el equipo se realizaron en un PCB prescindible. El objetivo de estas pruebas es entender el funcionamiento, configuraciones y parámetros que deben colocarse en el *software* del equipo. Este PCB se acopló a la base del *Shaker* como se observa en la Figura 16. Se colocó un acelerómetro de control ubicado en la base como control y un acelerómetro de respuesta ubicado en la esquina de la PCB.

Figura 16: PCB como objeto de prueba para las pruebas preliminares



Pruebas de *Random Vibration*

Las primeras pruebas que se corrieron en el equipo fueron de *Random Vibration*. Como primeras iteraciones, se corrieron las pruebas en dos valores diferentes de ganancia en el amplificador HPAK, al 20% y al 40%. Se obtuvieron los resultados que se muestran a continuación.

Figura 17: Prueba preliminar *Random Vibration* ganancia 20%

Imagen utilizada por cortesía de *Brüel and Kjær*

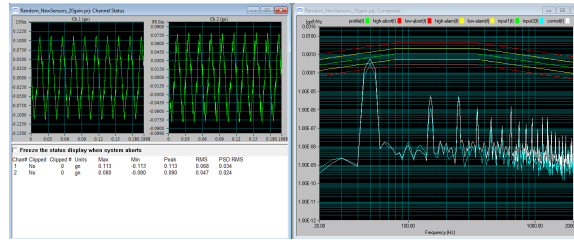
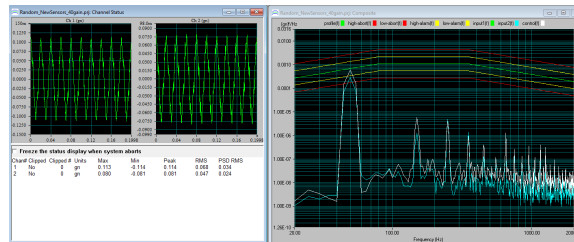


Figura 18: Prueba preliminar *Random Vibration* ganancia 40%

Imagen utilizada por cortesía de *Brüel and Kjær*



Las primeras impresiones de estas pruebas son las siguientes. Se observó que no habían modos de resonancia, lo cual se considera poco común para una PCB. Incluso más cuando el acelerómetro está en la esquina, debido que se puede predecir que es el área que vibrará más. También se observó que la única diferencia entre los resultados de la ganancia de 20% y 40% es que la línea del acelerómetro de respuesta se desplaza a valores más bajos. Sin embargo, se consideró incongruente que el acelerómetro de control colocado en la base del *Shaker* no cambie de valores. Este debió cambiar, porque la ganancia incrementa el voltaje. Por otro lado, de aproximadamente 200 Hz en adelante, los resultados parecen ser únicamente ruido de vibraciones. De estas pruebas, se podría pensar que los acelerómetros no estaban funcionando correctamente, que su configuración no era correcta en el *software* o que el método de colocarlos no era bueno.

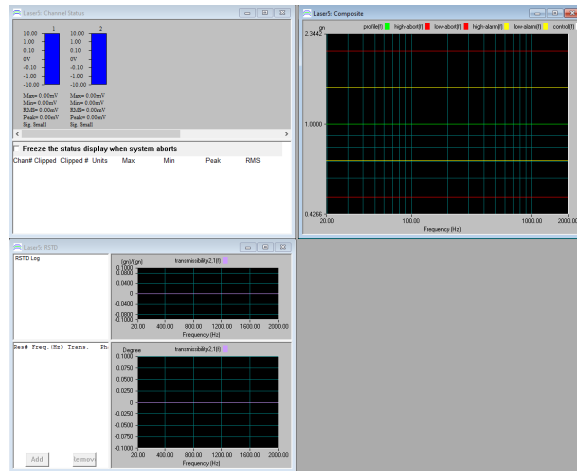
Pruebas de *Resonance Search*

Las pruebas preliminares continuaron con el modo de *Resonance Search*. Este modo fue confuso e incongruente porque se estaban corriendo las pruebas y se observaba visualmente,

pero la computadora no brindaba ningún dato leído. Estos resultados en blanco se observan en la Figura 19

Figura 19: Prueba preliminar *Resonance Search*

Imagen utilizada por cortesía de *Brüel and Kjær*



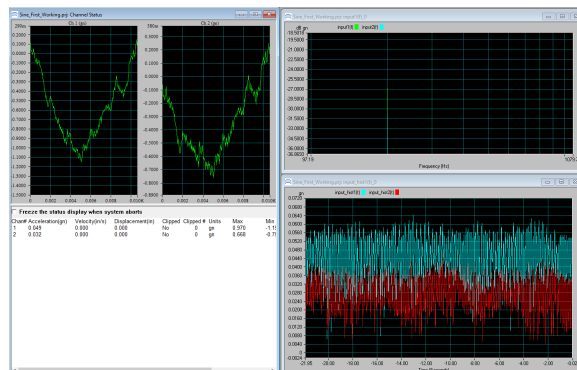
Las impresiones de esta prueba pueden ser muy amplias. Sin embargo, debido a que la computadora si mostró resultados en la prueba anterior, se mantienen las posibles conclusiones. Estas son, que los acelerómetros no estaban funcionando correctamente, que su configuración no era correcta en el *software* o que el método de colocarlos no era bueno.

Pruebas de *Sine Oscillator*

En las pruebas preliminares también se corrió el modo *Sine Oscillator*. Este modo permite variar la frecuencia a la que el *Shaker* oscila, por lo que se consideró un buen modo para ver el comportamiento de los acelerómetros.

Figura 20: Prueba preliminar *Sine Oscillator*

Imagen utilizada por cortesía de *Brüel and Kjær*



Las impresiones de esta prueba son que los acelerómetros parecen estar funcionando, pero los resultados tienen una gran cantidad de ruido de vibraciones. En este punto, las posibles conclusiones se redujeron a que la configuración de los acelerómetros no era correcta en el *software* o que el método de colocarlos no era bueno.

Aprendizajes de las primeras pruebas en el equipo

Las primeras pruebas en el *Shaker* mostraron un problema con la lectura de los datos de los acelerómetros. Después de distintas iteraciones, se encontró el problema. El problema principal es que la configuración del tipo de acoplamiento o *Coupling* estaba incorrecta. El *software* permite 3 tipos de *Coupling*, los cuales se muestran a continuación.

1. DC
2. AC
3. CCLD

Inicialmente, se estaba configurando como AC. Sin embargo, se desempeñó mejor la configuración CCLD. Esta configuración es recomendada por *Brüel and Kjær* si las frecuencias de interés se encuentran arriba de 3.2 Hz, que a comparación de AC es arriba de 10 Hz, como indica el manual de uso de *Brüel and Kjær*. De la experimentación, al colocar esta configuración, el acelerómetro de control siguió el perfil de aceleración y se obtuvo una respuesta diferente al perfil como se observa en la Figura 21. Por lo tanto, estos resultados se consideraron congruentes. En este momento, se consideró finalizada la etapa de configuración del *Shaker* y empezó la etapa de realizar pruebas para el satélite *Innocube*.

Figura 21: Primeros resultados

Imagen utilizada por cortesía de *Brüel and Kjær*



5.4.2. Pruebas preliminares en el retrorreflector

El satélite *Innocube* cuenta con un subensamble que incorpora un retrorreflector. El retrorreflector cumple la función de reflejar un láser que permite ubicar la órbita del satélite.

El retrorreflector está construido con 4 prismas pegadas y atornillado a una placa que será acoplada a la estructura del satélite.

El equipo de desarrollo del satélite Innocube estaba interesado en verificar si el diseño de este ensamble sobrevivirá el lanzamiento. Para esto, se decidió hacer una prueba de *Random Vibration* para calificación en nivel de equipo en el retrorreflector.

Se decidió realizar una prueba preliminar de *Random Vibration* del retrorreflector, únicamente con el objetivo de ver si había algún aspecto inesperado antes de realizar la prueba de calificación. Para la prueba preliminar, se utilizó una estructura preliminar, que no tenía prismas ni tornillos que sujetan las prismas del retrorreflector.

Figura 22: Estructura preliminar del retrorreflector

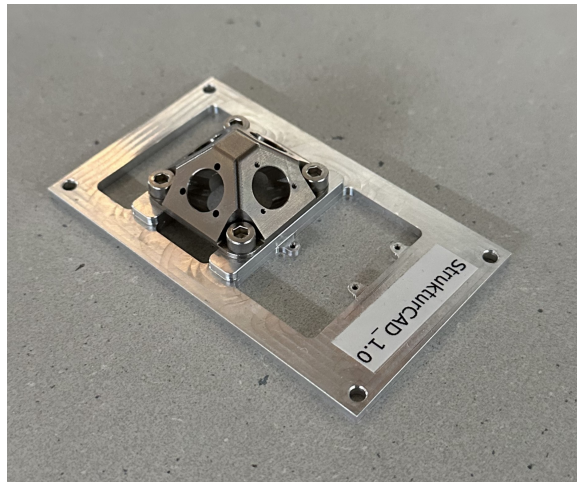
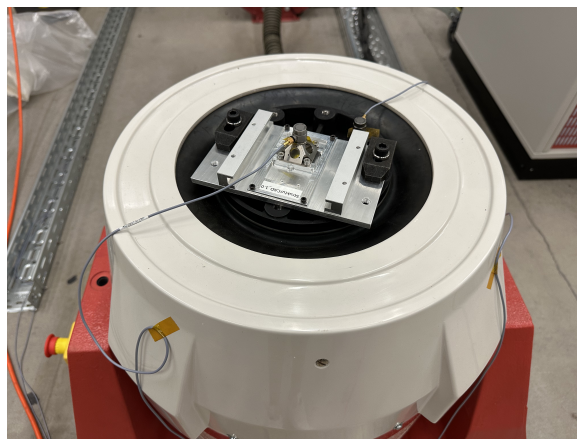


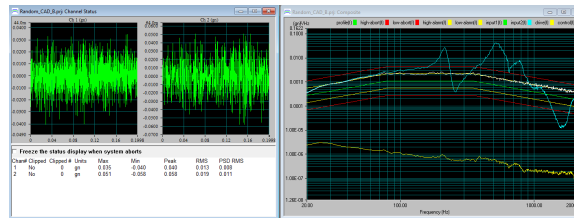
Figura 23: Estructura de prueba preliminar del retrorreflector en el *Shaker*



El resultado de la prueba preliminar se observa en la Figura 24. No se encontró ningún aspecto inesperado, por lo que se continuó a realizar las pruebas de calificación.

Figura 24: Resultados de la prueba preliminar del retrorreflector

Imagen utilizada por cortesía de *Brüel and Kjær*



5.5. Configuraciones del *Software de Brüel and Kjær*

En las pruebas de calificación, se deben tomar en cuenta diferentes parámetros. Por ejemplo, el perfil de aceleración del proveedor de lanzamiento.

Todos los tipos de pruebas tienen ciertas configuraciones que se comparten entre estas, como la configuración del *shaker* y los acelerómetros. Sin embargo, tienen otras configuraciones que son muy diferentes, como el perfil o los parámetros de prueba. En la siguiente sección se muestran algunas configuraciones del *software* para las pruebas de calificación.

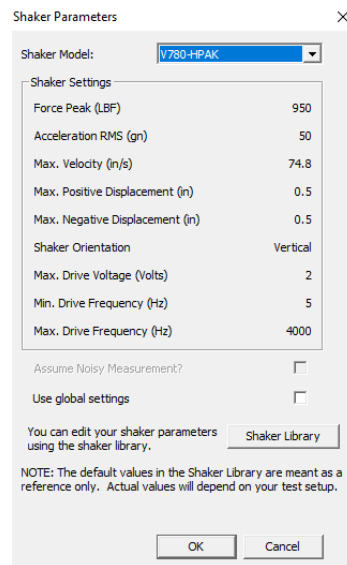
5.5.1. Configuración del *Shaker*

En la configuración del *Shaker* se estableció el modelo del equipo a utilizar, siendo este el modelo V780 y HPAK para el *Shaker* y el amplificador, respectivamente. Esta configuración es la misma para las pruebas de *Resonance Search* y *Random Vibration*. En esta ventana, se establecen las siguientes características del equipo que se muestran a continuación.

1. Pico de la fuerza (LBF): 1,150
2. Pico de aceleración (gn): 111
3. Velocidad máxima (in/s): 74.8
4. Desplazamiento máximo positivo (in): 0.5
5. Desplazamiento máximo negativo (in): 0.5
6. Orientación del *Shaker*: Vertical
7. Voltaje máximo (Volts): 2
8. Frecuencia mínima (Hz): 5
9. Frecuencia máxima (Hz): 4,000

Figura 25: Configuración del modelo de *Shaker* y amplificador

Imagen utilizada por cortesía de *Brüel and Kjær*



5.5.2. Configuración de acelerómetros

En la configuración de los acelerómetros, se estableció el canal 1 como control y el canal 2 como respuesta. En esta configuración, se establecieron las características de los acelerómetros que se colocan para hacer la prueba. Esta configuración fue la misma para la prueba del retroreflector y de la antena. En esta ventana, se establecen las siguientes características.

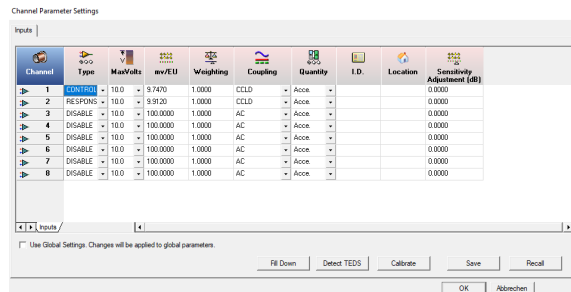
Primer acelerómetro:

1. Tipo de señal: Control
2. Máxima amplitud del votaje: 10.0
3. Sensibilidad (mV/g): 9.7470
4. *Weghting*: 1
5. *Coupling*: CCLD
6. Medición: Aceleración
7. Identificación: Acleración
8. Ubicación: Base
9. Ajuste de sensibilidad: 0

Segundo acelerómetro:

1. Tipo de señal: Respuesta
2. Máxima amplitud del votaje: 10.0
3. Sensibilidad (mV/g): 9.9120
4. *Weghting*: 1
5. *Coupling*: CCLD
6. Medición: Aceleración
7. Identificación: Acleración
8. Ubicación: Objeto de estudio
9. Ajuste de sensibilidad: 0

Figura 26: Configuración de los acelerómetros



5.5.3. Parámetros de control

Los parámetros de control son diferentes para la prueba de *Resonance Search* y de *Random Vibration*. Para las pruebas, se utilizaron los valores predeterminados por el proveedor *Brüel and Kjær* del *Shaker*. Estos valores pueden servir de precedente para futuras aplicaciones.

A continuación, se presentan los parámetros de *Resonance Search*.

1. Líneas: 2,048
2. Estrategia de control: Canal único
3. Límite de *drive*: 1.4
4. Latencia de aborto (seg): 0.3
5. Tipo de barrido: Tasa logarítmica 1 oct/min
6. Tipo de filtro: Proporcional ancho de banda 25 %
7. Tasa de compresión: Adaptativo, rápido

8. Promedio: Promedio logarítmico
9. Rango de frecuencia rastreada: 10 % de frecuencia de resonancia
10. *Drive* inicial (Volts): 0.01
11. Tasa de aumento: Aumento rápido, 60 dB
12. Máximo *drive* durante el aumento (Volts): 0.8

Figura 27: Parámetros de control para la prueba de *Resonance Search* (1)

Imagen utilizada por cortesía de *Brüel and Kjær*

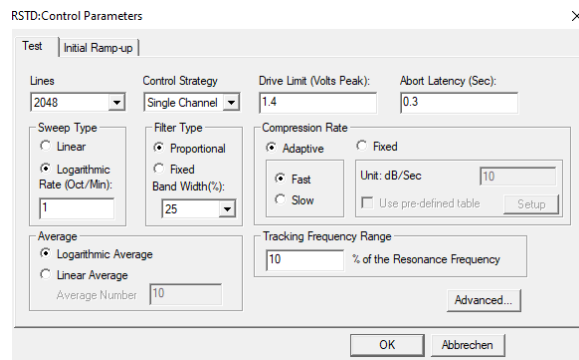
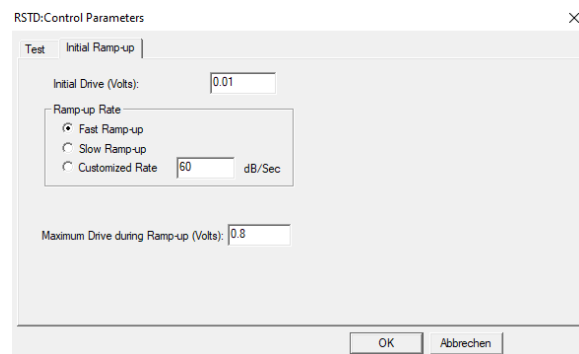


Figura 28: Parámetros de control para la prueba de *Resonance Search* (2)

Imagen utilizada por cortesía de *Brüel and Kjær*



A continuación, se presentan los parámetros de *Random Vibration*.

1. Líneas: 400
2. DOF: 154
3. *Sigma Clipping*: 5
4. Frecuencia delta (Hz): 5.00

5. Estrategia de control: Canal único
6. Frecuencia máxima (Hz): Auto
7. Límite de *drive*: 2
8. Líneas de aborto: 120 líneas, 30 %
9. Método para adquirir la función de bucle de la frecuencia de respuesta: Medición durante la pre-prueba en un bucle cerrado.
10. *Drive* inicial (Volts): 0.005
11. Nivel de respuesta deseado (dB): -20
12. Máximo *Drive* (Volts): 0.7

Figura 29: Parámetros de control para la prueba de *Random Vibration* (1)

Imagen utilizada por cortesía de *Brüel and Kjær*

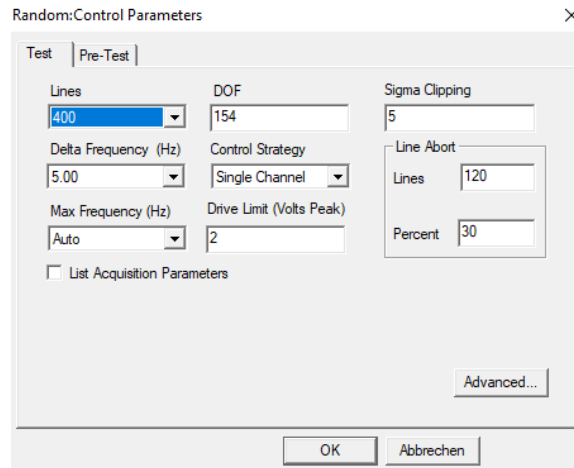
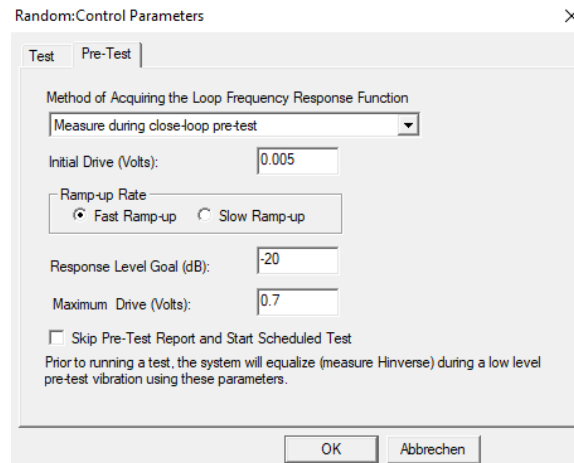


Figura 30: Parámetros de control para la prueba de *Random Vibration* (2)

Imagen utilizada por cortesía de *Brüel and Kjær*



5.5.4. Perfil de aceleración

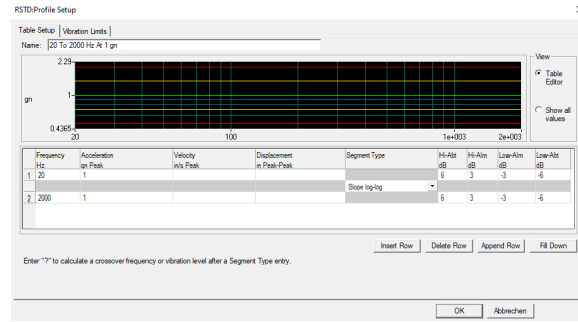
El perfil de aceleración de la prueba es diferente para la prueba de *Resonance Search* y *Random Vibration*. Para la prueba de *Resonance Search*, se estableció un perfil sin aceleración.

Cuadro 6: Perfil sin aceleración para *Resonance Search*

Frecuencia (Hz)	MPE (G^2/Hz)
20	0
2000	0

Figura 31: Configuración del perfil de aceleración para la prueba de *Resonance Search*

Imagen utilizada por cortesía de *Brüel and Kjær*



Para el perfil de la prueba de *Random Vibration* se estableció el perfil ambiente máximo previsto por el proveedor SpaceX. Este perfil se encuentra en la Tabla 3-7 del estándar *Rideshare Payload User's Guide* de (SpaceX, 2022).

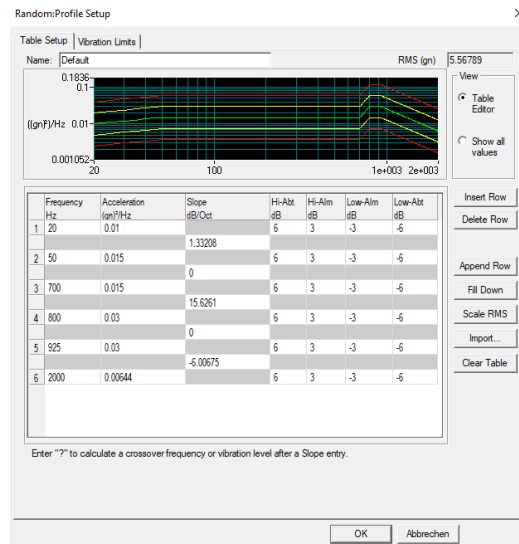
Cuadro 7: Perfil de aceleración para *Random Vibration*

Frecuencia (Hz)	MPE (G^2/Hz)
20	0.0044
100	0.0044
300	0.01
700	0.01
800	0.03
925	0.03
2000	0.00644
GRMS	5.13

Fuente: (SpaceX, 2022)

Figura 32: Configuración del perfil de aceleración para la prueba de *Random Vibration*

Imagen utilizada por cortesía de *Brüel and Kjær*



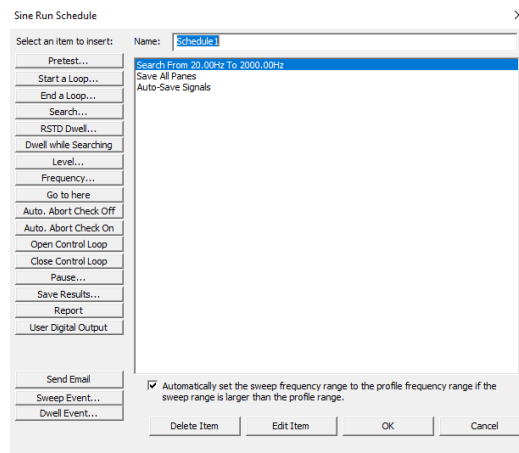
5.5.5. Configuración de pruebas

En la prueba de *Resonance Search* se programaron las tareas siguientes tareas.

1. Buscar modos de resonancia de 20 a 2,000 Hz
2. Guardar la información y señales
3. Terminar la prueba

Figura 33: Tareas programadas para la prueba de *Resonance Search*

Imagen utilizada por cortesía de *Brüel and Kjær*

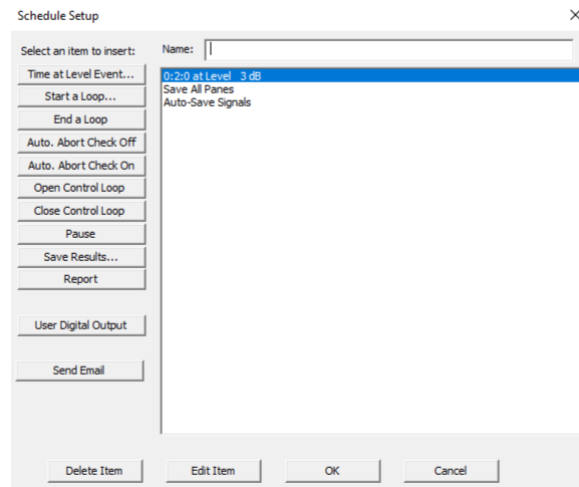


En la prueba de *Random Vibration* se programaron las siguientes tareas.

1. Correr vibraciones aleatorias por 2 minutos a nivel de 3 dB.
2. Guardar la información y señales
3. Terminar la prueba

Figura 34: Tareas programadas para la prueba de *Random Vibration*

Imagen utilizada por cortesía de *Brüel and Kjær*



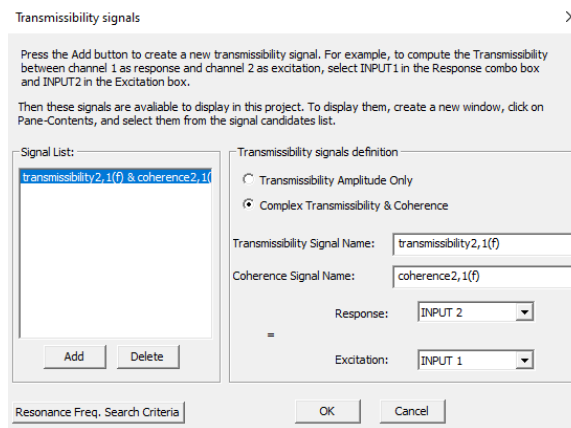
5.5.6. Configuración de transmisibilidad

En la prueba de *Resonance Search* se estableció la transmisibilidad entre los dos acelerómetros configurados como se muestra a continuación. De esta manera, se obtiene una gráfica de resultados para analizar.

1. Definición de señales de transmisibilidad: Transmisibilidad compleja y coherencia
2. Nombre de la señal de transmisibilidad: $transmissibility_{2,1}(f)$
3. Nombre de la señal de coherencia: $coherence_{2,1}(f)$
4. Respuesta: Canal 2
5. Excitación: Canal 1

Figura 35: Configuración de transmisibilidad para la prueba de *Resonance Search*

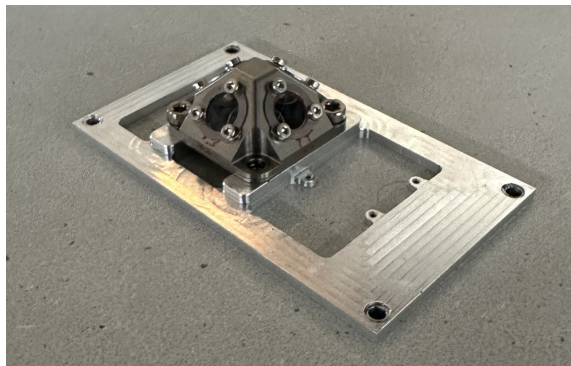
Imagen utilizada por cortesía de *Brüel and Kjær*



5.6. Reporte de prueba de *Random Vibration* en el retroreflector

El satélite *Innocube* tiene un retroreflector. El retroreflector cumple la función de reflejar un láser que permite ubicar la órbita del satélite y está construido con 4 prismas pegados y atornillado a una placa que será acoplada a la estructura del satélite. En la Figura 36 se muestra un ensamble del retroreflector completo.

Figura 36: Retroreflector



5.6.1. Documentos aplicables y referencias

Para esta prueba se siguen los requerimientos del estándar de ECSS-E-ST-10-03C de (ECSS, 2022) y de *Rideshare Payload User's Guide* de (SpaceX, 2022).

Adicional, el reporte de esta prueba entregado a JMU se observa en los anexos.

5.6.2. Requisitos por verificar en el objeto de estudio

1. El retrorreflector debe mantener su posición antes y después de la prueba de *Random Vibration*. Es decir, debe realizarse una inspección visual y el retrorreflector debe mantenerse atornillado en el lugar donde se colocó antes de la prueba.
2. El retrorreflector debe mantener su integridad.
3. El retrorreflector debe cumplir con el criterio de éxito del estándar ECSS-E-ST-10-03C en la sección ECSS-E-ST-10-03_0750132 de (ECSS, 2022).

5.6.3. Acercamiento de la prueba y requisitos de la prueba

Acercamiento de la prueba

El acercamiento de la prueba se basa en las indicaciones para la prueba calificación de *Random Vibration* para equipo, según la Tabla 5-2 del estándar ECSS-E-ST-10-03C de (ECSS, 2022).

1. Nivel: +3 dB en valores de PSD.
2. Tiempo: 2 minutos
3. Aplicación: Los 3 ejes ortogonales

Requisitos de la prueba

1. La prueba debe realizarse siguiendo las indicaciones de pruebas de calificación para equipo de la Tabla 5-2 del estándar ECSS-E-ST-10-03C de (ECSS, 2022).
2. La prueba de *Random Vibration* debe seguir el perfil de ambiente máximo previsto del proveedor. Este perfil se encuentra en la Figura 3-3 de la guía *Rideshare Payload User's Guide* de (SpaceX, 2022).
3. La prueba debe realizarse en los 3 ejes ortogonales.
4. La prueba debe realizarse sin pausas.
5. Una búsqueda de modos de resonancia debe realizarse antes y después de la prueba de *Random Vibration*.

5.6.4. Descripción de la prueba

Se realiza una prueba de *Random Vibration* para determinar si el retrorreflector soporta el ambiente de vibraciones simulando el lanzamiento del cohete Falcon 9.

5.6.5. Lugar en el que se realiza la prueba

La prueba se realiza en el *Robotics Hall* en la Universidad de Würzburg. El equipo de la prueba es el *Shaker* y el amplificador de la marca *Brüel and Kjaer* modelos V780 y HPAK, respectivamente.

5.6.6. Criterio de éxito/fracaso

El criterio de éxito se basa en el estándar ECSS-E-ST-10-03C en la sección ECSS-E-ST-10-03_0750132 de (ECSS, 2022). Este es,

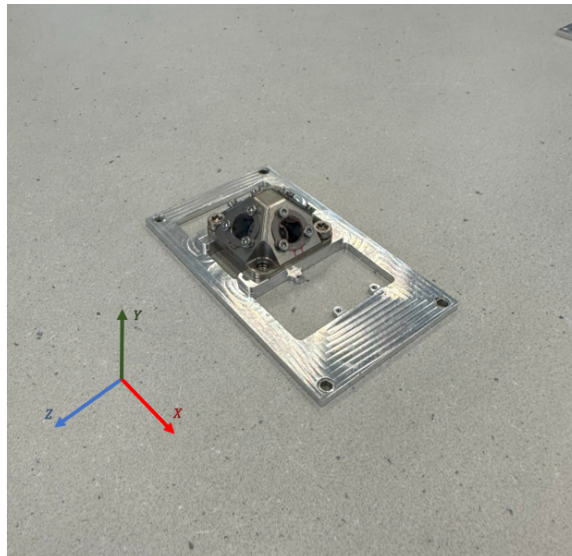
1. Menos de 5% de desfase en la frecuencia de modos de resonancia
2. Menos de 20% de desfase de amplitud para los modos de resonancia

5.6.7. Documentación de la prueba

Definición de ejes

La prueba se realizó en los 3 ejes ortogonales. Para ello, se definieron los ejes del retroreflector como se muestra a continuación en la Figura 37.

Figura 37: Ejes definidos para el retroreflector



Componente de acople adicional del *Shaker*

Se utilizó un cubo de aluminio que tiene como componente adicional el *Shaker*. Este cubo permitió colocar el retroreflector en 3 ejes distintos para medir su respuesta ante el

ambiente de aceleración. Además, cumple con las características de una base para pruebas de vibración. Es decir, es ligero y no tiene modos arriba de 2,000 Hz. Para sujetar este cubo, se utilizaron barras roscadas y tuercas de diámetro nominal M8.

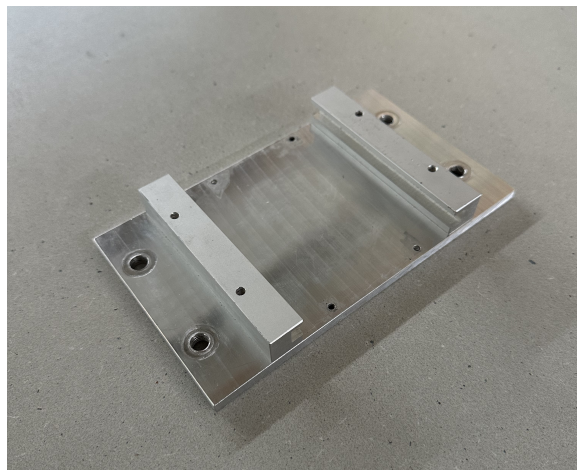
Figura 38: Componente cúbico adicional de ajuste de sujeción



Análisis modal de elementos finitos para el acople de aluminio para el retrorreflector

Adicionalmente se utilizó un acople de aluminio para ajustar el retrorreflector a la base del *Shaker*. Este acople se fabricó inicialmente para un proceso de la fabricación del retrorreflector. Por lo tanto, ya contaba con las medidas adecuadas y se decidió utilizarlo también para las pruebas de vibración. Su uso facilitó las pruebas de vibración al no tener que fabricar un acople nuevo.

Figura 39: Acople para el retrorreflector a la base del *Shaker*

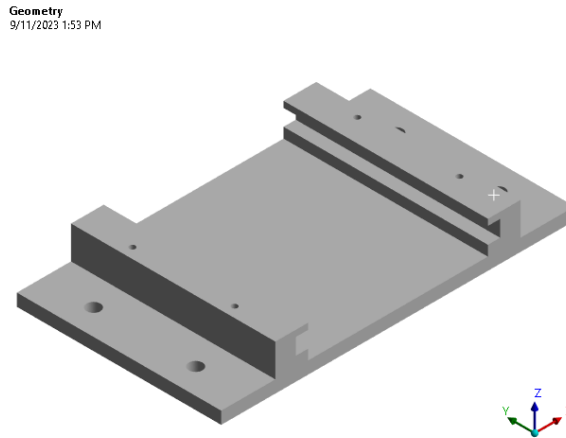


Previo a utilizarlo, se realizó un análisis modal de elementos finitos, con el objetivo de verificar si el acople era adecuado para las pruebas de vibración. Este análisis se realizó

en *ANSYS, Inc.* Primero, se realizó un modelo CAD de la geometría del acople, como se muestra en la Figura 40.

Figura 40: Modelo CAD de la geometría del acople

Imagen utilizada por cortesía de *ANSYS, Inc.*



Luego, el análisis inició definiendo los materiales de del acople. El acople está fabricado de aluminio 6061. Por lo tanto, se establecieron las siguientes propiedades del Aluminio 6061 obtenidas de (Matweb, 2023).

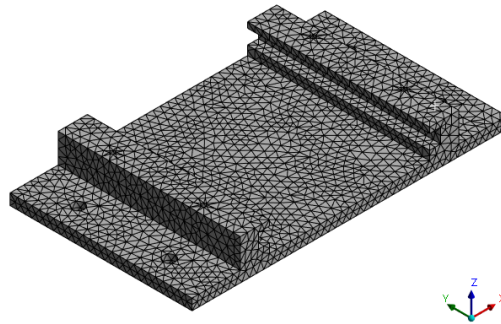
Cuadro 8: Propiedades del aluminio 6061

Propiedad	Valor	Dimensional
Densidad	2.70	g/cm^2
Coefficiente de expansión térmica	23.6×10^{-6}	$^{\circ}C$
Módulo de Young	68.9	GPa
Relación de Poisson	0.33	-

Posterior, se realizó el mallado. Se utilizó el método *Sizing* con un tamaño de elemento de 4 mm, como se observa en la Figura 41.

Figura 41: Mallado

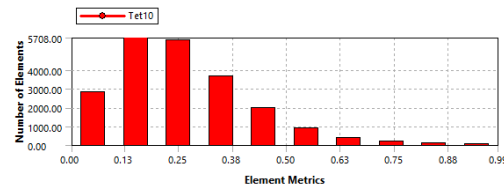
Imagen utilizada por cortesía de ANSYS, Inc.



Se obtuvo un mallado con *Skewness* promedio de 0.25789, lo cual se considera un mallado bueno. Además, se observa que la cantidad de elementos con un *Skewness* alejado de este valor, es muy poca. Esto se observa en la Figura 42.

Figura 42: *Skewness*

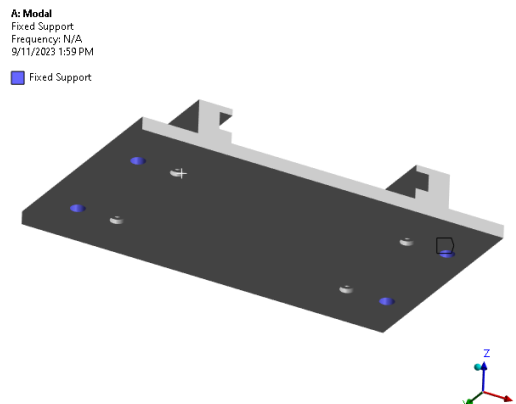
Imagen utilizada por cortesía de ANSYS, Inc.



Luego, se establecieron como soportes fijos los agujeros en donde se iban a colocar los tornillos para fijar el acople a la base del *Shaker*, como se observa en la Figura 43.

Figura 43: Soportes fijos

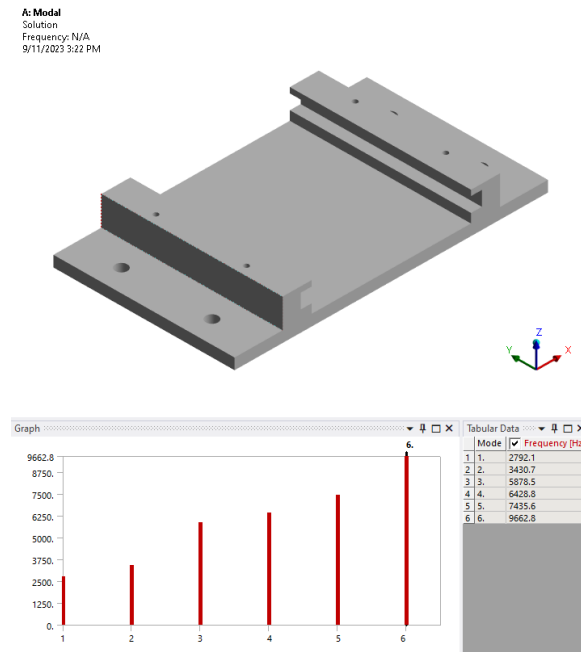
Imagen utilizada por cortesía de ANSYS, Inc.



Por último, se obtuvieron los primeros 6 modos de resonancia, con el objetivo de ver los modos de resonancia en las frecuencias más bajas, como se observa en la Figura 44.

Figura 44: Resultados del análisis modal

Imagen utilizada por cortesía de ANSYS, Inc.



El acople de aluminio no tiene modos de resonancia abajo de 2,000 Hz. Por lo tanto, no afectará los resultados de las pruebas de vibración y es un acople indicado para la aplicación.

Cálculo de precarga y torque

Para atornillar el retrorreflector al acople de aluminio, se utilizó un torquímetro. La placa del retrorreflector se atornilla con tornillo M4. Se calculó el torque necesario de la siguiente manera. Estos tornillos no están expuestos a ninguna carga externa más que el torque para unir la placa del retrorreflector y el acople del aluminio. Por lo tanto, el torque necesario se calcula como se muestra a continuación.

$$T = KF_i d \quad (5)$$

El factor K es el coeficiente de torque, el cual depende del tipo de acabado. Los tornillos que se utilizaron se encuentran comunmente en el mercado, por lo que se toma un valor de 0.2, siendo un valor común para tornillos. La unión mediante tornillos es una unión no permanente, por lo que la precarga F_i se calcula como se muestra a continuación.

$$F_i = 0.75F_p \quad (6)$$

F_p es la carga de prueba y se calcula como se muestra a continuación.

$$F_p = A_t S_p \quad (7)$$

En donde el área transversal A_t es 8.78 mm^2 para tornillos de diámetro nominal M4 y la resistencia de prueba mínima S_p 310 MPa para tornillos M4 de acero de bajo o medio carbono según las tablas 8-1 y 8-11 de Shigley, respectivamente.

$$F_p = (8.78 \text{ mm}^2)(310 \text{ MPa}) = 2,721.80 \text{ N}$$

$$F_i = 0.75(2,721.80 \text{ N}) = 2,040.35 \text{ N}$$

$$T = (0.2)(2,040.35 \text{ N})(4 \text{ mm}) = 4,032.28 \text{ Nmm} = 0.40 \text{ Nm}$$

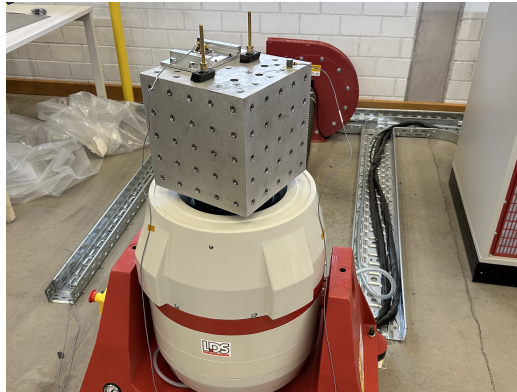
Figura 45: Torquímetro



Configuración final de pruebas

La configuración final se observa en la Figura 46.

Figura 46: Configuración final del retrorreflector



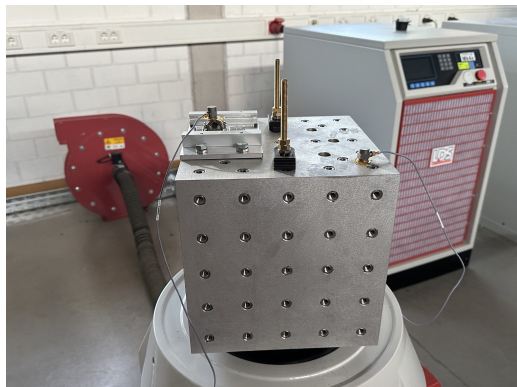
Pruebas de vibración en los ejes ortogonales del retrorreflector

En el eje Y, X y Z se realizaron las pruebas de *Resonance Search* y *Random Vibration* utilizando las configuraciones y tareas programadas mostradas de la Figura 25 a la Figura 35. Para cada uno de los 3 ejes se colocaron dos acelerómetros, uno de control y otro de respuesta. El de control se coloca en la base. El de respuesta se colocó en la parte superior del retrorreflector, porque es el objeto de estudio, el objeto del que interesan las frecuencias. Se definió que la mejor forma de colocar los acelerómetros era mediante una cinta adhesiva de doble cara. No era posible atornillarlos para no modificar el retrorreflector y no era posible pegarlos porque no se contaban con los materiales necesarios en esa instancia. Dos acelerómetros es el mínimo para encontrar una relación entre la excitación y la respuesta. También, es suficiente para analizar la transmisibilidad.

Las pruebas se llevaron a cabo en el orden que se presentan a continuación.

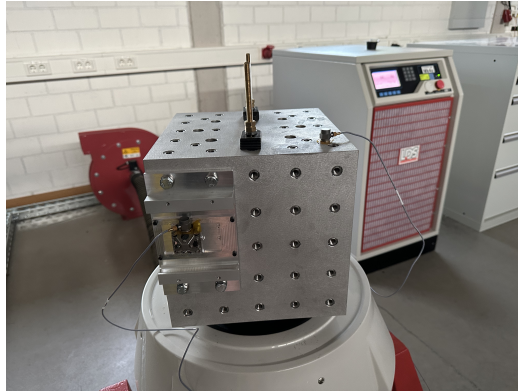
1. Prueba de *Resonance Search* previo a la Prueba de *Random Vibration*
2. Prueba de *Random Vibration*
3. Prueba de *Resonance Search* posterior a la Prueba de *Random Vibration*

Figura 47: Pruebas de vibración en el eje Y del retrorreflector



Los resultados del eje Y se muestran de la Figura 54 a la Figura 56.

Figura 48: Pruebas de vibración en el eje X del Retroreflector



Los resultados del eje X se muestran de la Figura 57 a la Figura 59.

Figura 49: Pruebas de vibración en el eje Z del retroreflector



Los resultados del eje Z se muestran de la Figura 60 a la Figura 62.

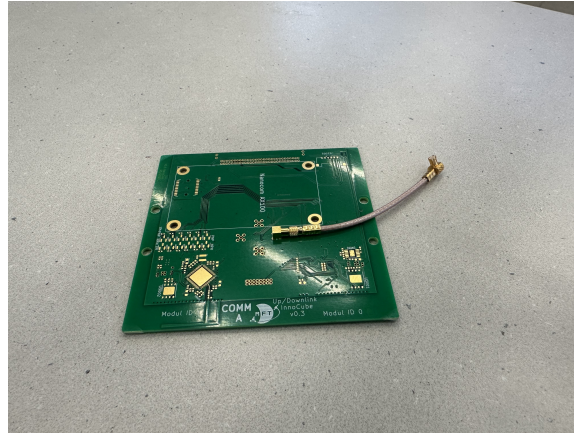
Figura 50: Toma de datos en la pruebas de vibración del retroreflector



5.7. Reporte de prueba de *Random Vibration* en la Antena UHF III

El satélite Innocube tiene una Antena UHF III de Edurosat. Se realizó una prueba de *Random Vibration* para evaluar si el conector de la antena soportaría en ambiente de lanzamiento y operar en el espacio como se espera.

Figura 51: PCB de Antena UHF III



5.7.1. Documentos aplicables y referencias

Para esta prueba se siguen los requerimientos del estándar ECSS-E-ST-10-03C de (ECSS, 2022) y la guía *Rideshare Payload User's Guide* de (SpaceX, 2022).

Adicional, el reporte de esta prueba entregado a JMU se observa en los anexos.

5.7.2. Requisitos por verificar en el objeto de estudio

1. La Antena UHF III debe mantener su posición antes y después de la prueba de *Random Vibration*.
2. El conector de la antena debe permanecer acoplado a su lugar en la PCB.
3. La Antena UHF III debe mantener su integridad.

5.7.3. Acercamiento de la prueba y requisitos de la prueba

Acercamiento de la prueba

El acercamiento de la prueba está basado en las indicaciones para la prueba calificación de *Random Vibration* para equipo, según la Tabla 5-2 del estándar ECSS-E-ST-10-03C de (ECSS, 2022).

1. Nivel: +3 dB en valores de PSD.
2. Tiempo: 2 minutos
3. Aplicación: El eje vertical de la PCB es el único eje de interés porque es la posición en la que la PCB estará en el lanzamiento.

Requisitos de la prueba

1. La prueba debe realizarse siguiendo las indicaciones de pruebas de calificación para equipo de la Tabla 5-2 del estándar ECSS-E-ST-10-03C de (ECSS, 2022).
2. La prueba debe *Random Vibration* debe seguir el perfil de ambiente máximo previsto del proveedor. Este perfil se encuentra en la Figura 3-3 de la guía *Rideshare Payload User's Guide* de (SpaceX, 2022).
3. La prueba debe realizarse en el eje de interés.
4. La prueba debe realizarse sin pausas.
5. Una búsqueda de modos de resonancia debe realizarse antes y después de la prueba de *Random Vibration*.

5.7.4. Descripción de la prueba

Se realiza una prueba de *Random Vibration* para determinar si el conector de la Antena UHF III soporta el ambiente de vibraciones simulando el lanzamiento del cohete Falcon 9.

5.7.5. Lugar en el que se realiza la prueba

La prueba se realiza en el *Robotiks Hall* en la Universidad de Würzburg. El equipo de la prueba es el *Shaker* y el amplificador de la marca *Brüel and Kjær* modelos V780 y HPAK, respectivamente.

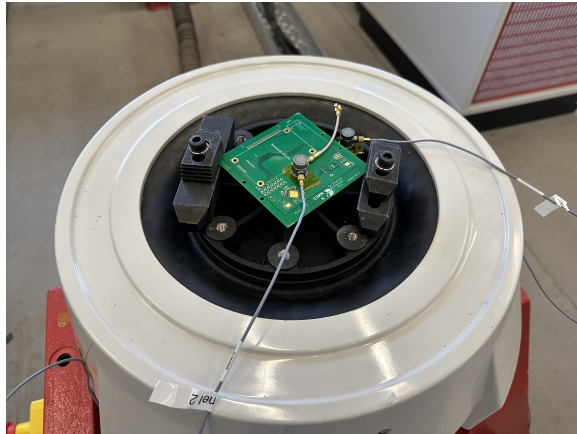
5.7.6. Criterio de éxito/fracaso

El criterio de éxito es una inspección visual de la integridad del conector y la PCB de la Antena UHF III. La antena debe permanecer conectada a la PCB, no deben haber partes rotas y no deben notarse cambios visuales.

5.7.7. Documentación de la prueba

Se acopló la PCB en el *Shaker* utilizando elementos de sujeción como se observa en la Figura 52.

Figura 52: Acoplamiento de la PCB de la Antena UHF III



Pruebas de vibración en la Antena UHF III

En el eje de interés, el eje Y, se realizaron las pruebas de *Resonance Search* y *Random Vibration* utilizando las configuraciones y tareas programadas mostradas de la Figura 25 a la Figura 35. Para esta prueba se colocaron dos acelerómetros, uno de control y otro de respuesta. El de control se coloca en la base. El de respuesta se colocó en la PCB cerca de la antena, porque es el objeto de estudio, el objeto del que interesan las frecuencias. Se definió que la mejor forma de colocar los acelerómetros era mediante una cinta adhesiva de doble cara. No era posible atornillarlos para perforar la PCB y no era posible pegarlos porque no se contaban con los materiales necesarios en esa instancia. Dos acelerómetros es el mínimo para encontrar una relación entre la excitación y la respuesta. También, es suficiente para analizar la transmisibilidad.

Las pruebas se llevaron a cabo en el orden que se presentan a continuación.

1. Prueba de *Resonance Search* previo a la Prueba de *Random Vibration*
2. Prueba de *Random Vibration*
3. Prueba de *Resonance Search* posterior a la Prueba de *Random Vibration*

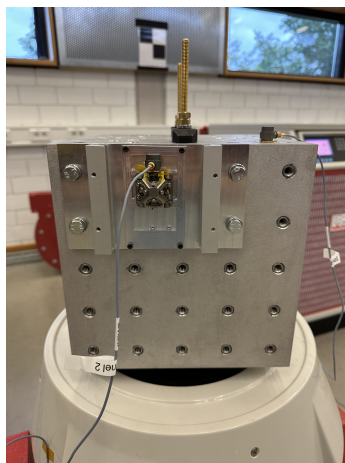
Los resultados de la Antena UHF III se muestran de la Figura 64 a la Figura 66.

Los informes de las pruebas de *Random Vibration* realizadas tanto en el retrorreflector como en la Antena UHF III y entregados a JMU se encuentran adjuntos en los anexos.

6.1. Resultados del retrorreflector

En la Figura 53 se observa el retrorreflector post prueba de *Random Vibration*. En esta figura se aprecia que el retrorreflector conservó su integridad y mantuvo su posición en el lugar donde se colocó y atornilló antes de la prueba.

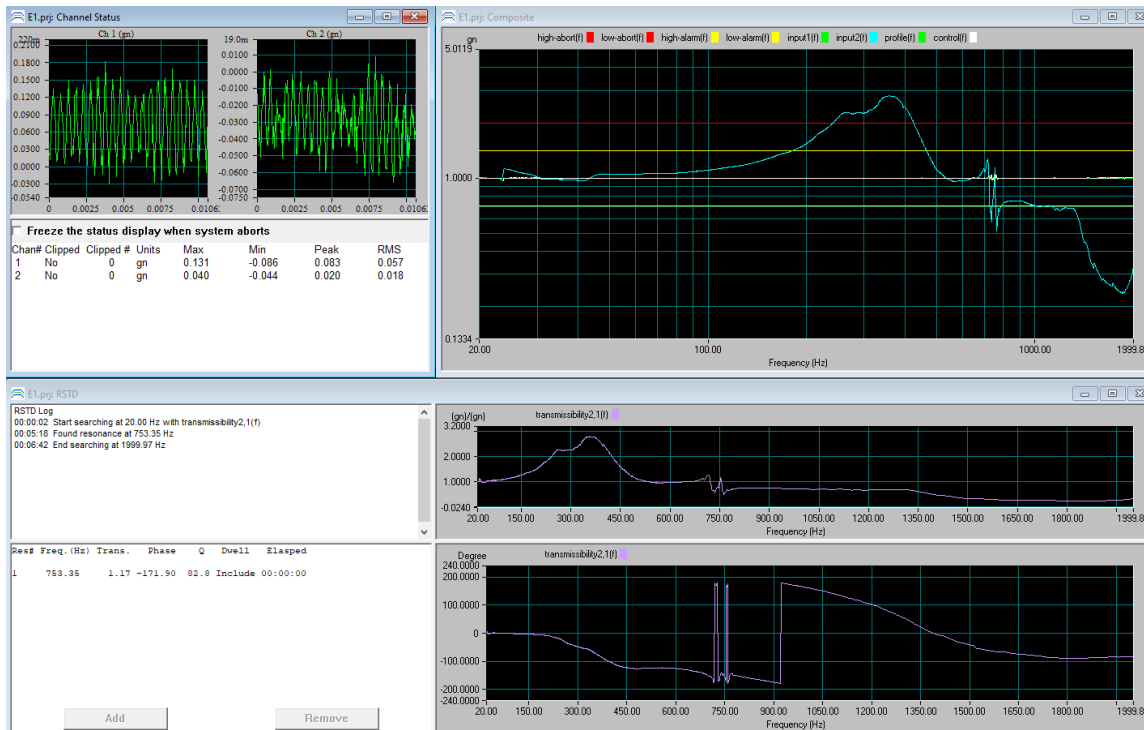
Figura 53: Integridad del retrorreflector post prueba



6.1.1. Resultados para las pruebas de vibración en el eje Y del retrorreflector

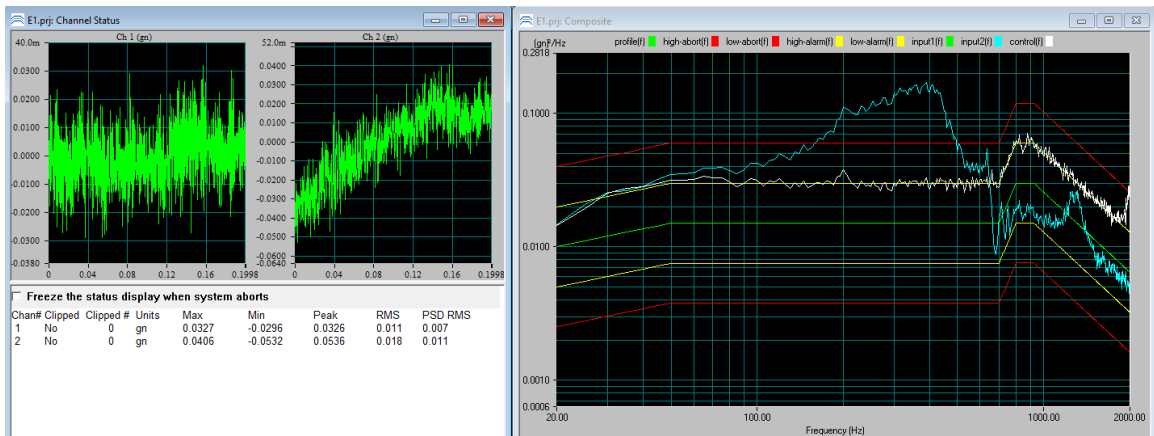
La Figura 54 presenta los resultados concernientes al eje Y del retrorreflector en la prueba de *Resonance Search* que se llevó a cabo previamente a la prueba de *Random Vibration*. En la esquina superior izquierda, se muestran el estado y las lecturas de los acelerómetros. En la esquina superior derecha, se presenta gráficamente la respuesta del retrorreflector ante la prueba de *Resonance Search*, incluyendo las frecuencias de resonancia detectadas. En la esquina inferior derecha, se observa gráficamente la transmisibilidad entre la excitación y la respuesta, donde se aprecia la amplitud de los modos. En la esquina inferior izquierda, se detallan los valores numéricos de las frecuencias de resonancia y los factores de amplitud para los modos correspondientes.

Figura 54: Resultados de la prueba de *Resonance Search* previo a la prueba de *Random Vibration* para el eje Y del retrorreflector



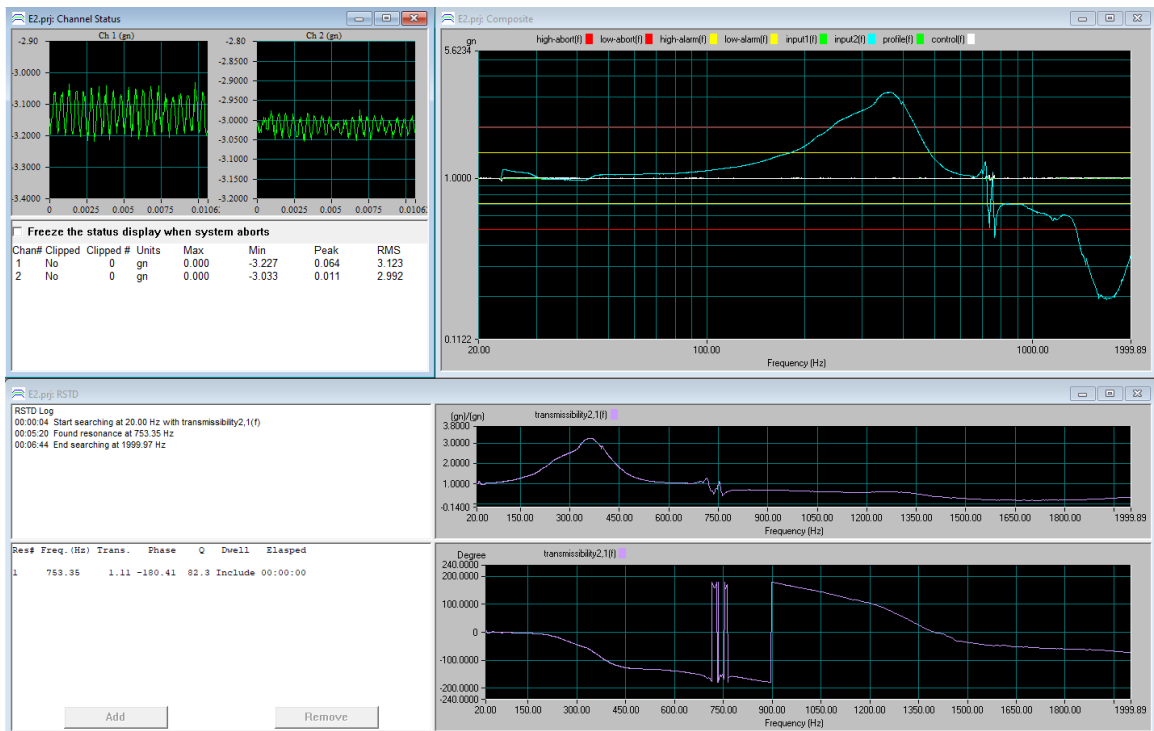
La Figura 55 muestra los resultados correspondientes al eje Y del retrorreflector en la prueba de *Random Vibration*. En el lado izquierdo, se proporciona información sobre el estado y las lecturas de los acelerómetros. En el lado derecho, se presenta una representación gráfica de la respuesta del retrorreflector al perfil de aceleración establecido para la prueba.

Figura 55: Resultados de la prueba de *Random Vibration* para el eje Y del retrorreflector



La Figura 56 exhibe los resultados relacionados con el eje Y del retrorreflector en la prueba de *Resonance Search* realizada después de la prueba de *Random Vibration*. Esta figura presenta las mismas características que la Figura 54, ya que ambas pruebas son de la misma naturaleza.

Figura 56: Resultados de la prueba de *Resonance Search* posterior a la prueba de *Random Vibration* para el eje Y del retrorreflector



Los cuadros 9 y 10 presentan los valores numéricos de las frecuencias de resonancia y la

amplitud de los modos, respectivamente. Estos cuadros muestran el cálculo del desfase de estos valores tanto antes como después de la prueba de *Random Vibration*.

Cuadro 9: Resultados de desfase de modos de resonancia para el eje Y del retrorreflector

	Modos de resonancia antes de la prueba de <i>Random Vibration</i> (Hz)	Modos de resonancia después de la prueba de <i>Random Vibration</i> (Hz)	Desfase
1	753.35	753.35	0.00 %

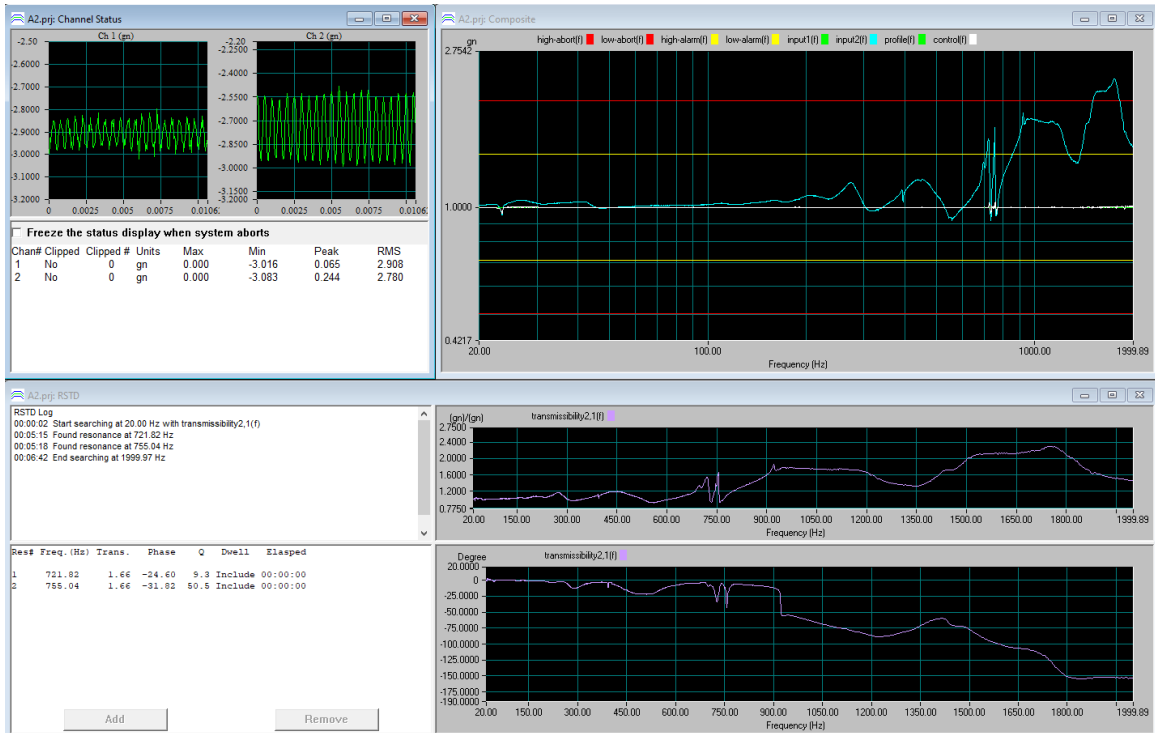
Cuadro 10: Resultados de desfase de amplitud para el eje Y del retrorreflector

	Modos de resonancia antes de la prueba de <i>Random Vibration</i> (gn/gn)	Modos de resonancia después de la prueba de <i>Random Vibration</i> (gn/gn)	Desfase
1	1.17	1.11	5.13 %

6.1.2. Resultados para las pruebas de vibración en el eje X del retrorreflector

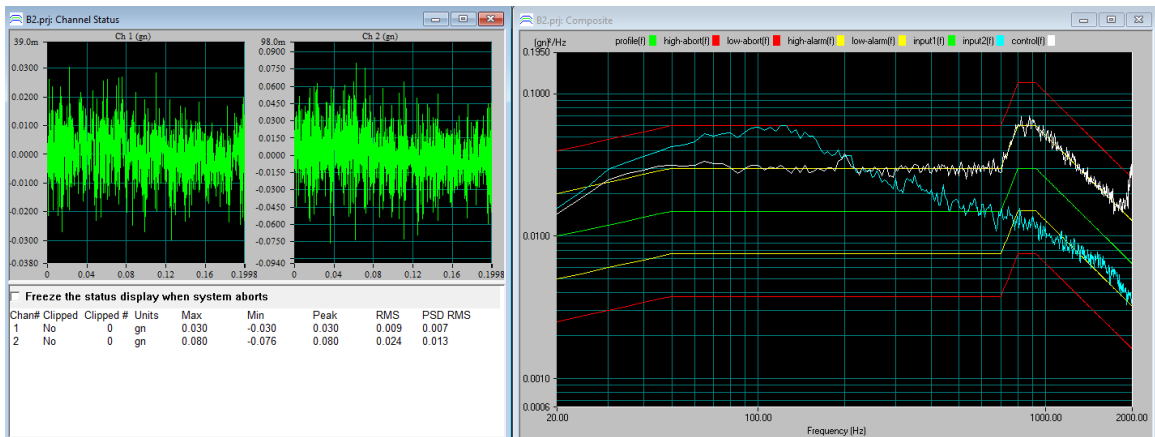
La Figura 57 presenta los resultados relacionados con el eje X del retrorreflector en la prueba de *Resonance Search* realizada previa a la prueba de *Random Vibration*. En la esquina superior izquierda, se muestran el estado y las lecturas de los acelerómetros. En la esquina superior derecha, se presenta gráficamente la respuesta del retrorreflector a la prueba de *Resonance Search*, incluyendo la identificación de las frecuencias de resonancia. La esquina inferior derecha muestra gráficamente la transmisibilidad entre la excitación y la respuesta, donde se puede apreciar la amplitud de los modos. En la esquina inferior izquierda, se detallan los valores numéricos de las frecuencias de resonancia y los factores de amplitud de los modos.

Figura 57: Resultados de la prueba de *Resonance Search* previo a la prueba de *Random Vibration* para el eje X del retrorreflector



En la Figura 58, se exhiben los resultados del retrorreflector en relación con el eje X en la prueba de *Random Vibration*. En el lado izquierdo, se pueden verificar el estado actual y las lecturas de los acelerómetros. Mientras que en el lado derecho, se presenta gráficamente la respuesta del retrorreflector ante el perfil de aceleración utilizado en la prueba.

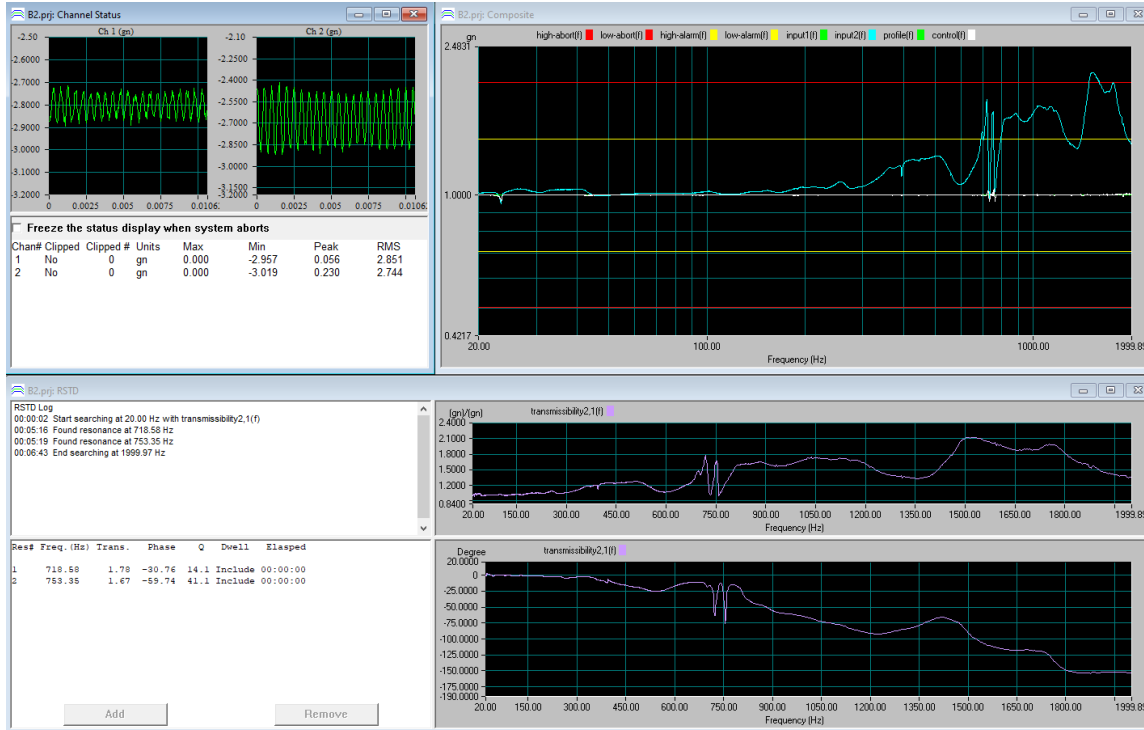
Figura 58: Resultados de la prueba de *Random Vibration* para el eje X del retrorreflector



En la Figura 59, se presentan los resultados correspondientes al eje X del retrorreflector

en la prueba de *Resonance Search* que se llevó a cabo después de la prueba de *Random Vibration*. Es importante destacar que esta figura comparte las mismas características que la Figura 57, debido a que ambas pruebas poseen una misma naturaleza.

Figura 59: Resultados de la prueba de *Resonance Search* posterior a la prueba de *Random Vibration* para el eje X del retrorreflector



En los cuadros 11 y 12, se detallan los valores numéricos de las frecuencias de resonancia y la amplitud de los modos, respectivamente. Estos cuadros reflejan el cálculo del desfase de dichos valores tanto antes como después de la prueba de *Random Vibration*.

Cuadro 11: Resultados de desfase de modos de resonancia para el eje X del retrorreflector

	Modos de resonancia antes de la prueba de <i>Random Vibration</i> (Hz)	Modos de resonancia después de la prueba de <i>Random Vibration</i> (Hz)	Desfase
1	721.82	718.58	0.45 %
2	755.04	753.35	0.22 %

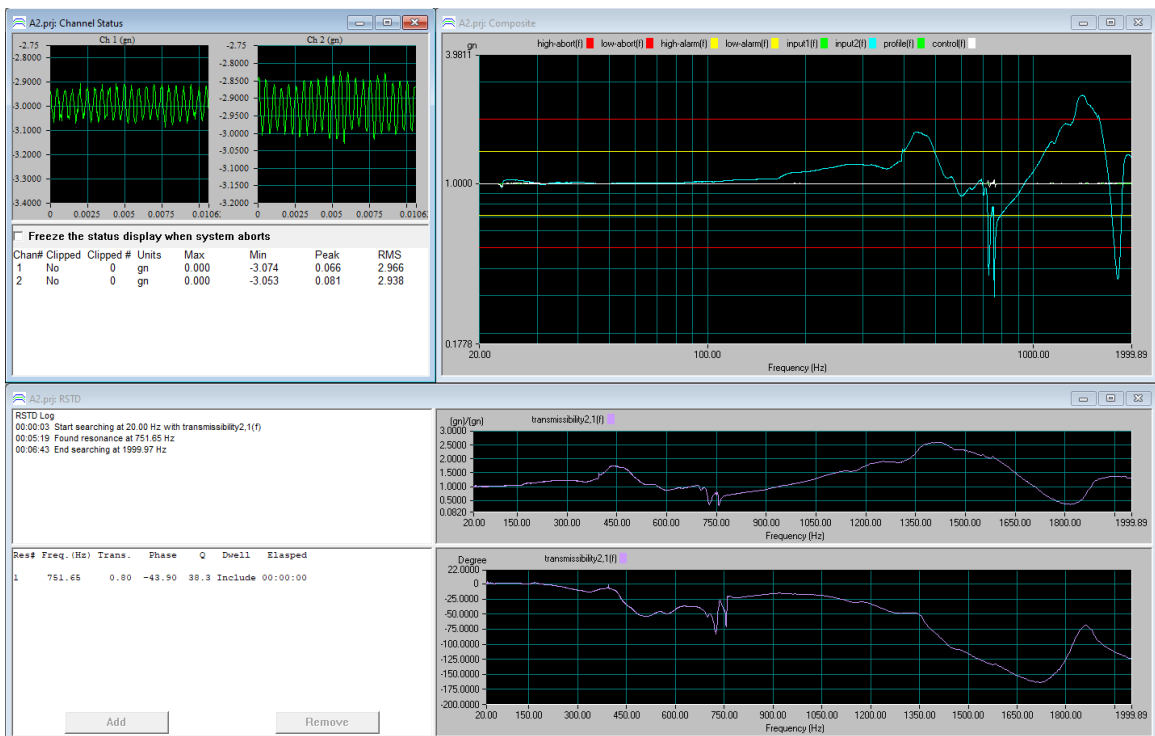
Cuadro 12: Resultados de desfase de amplitud para el eje X del retrorreflector

	Modos de resonancia antes de la prueba de <i>Random Vibration</i> (gn/gn)	Modos de resonancia después de la prueba de <i>Random Vibration</i> (gn/gn)	Desfase
1	1.66	1.78	7.23 %
2	1.66	1.67	0.60 %

6.1.3. Resultados para las pruebas de vibración en el eje Z del retrorreflector

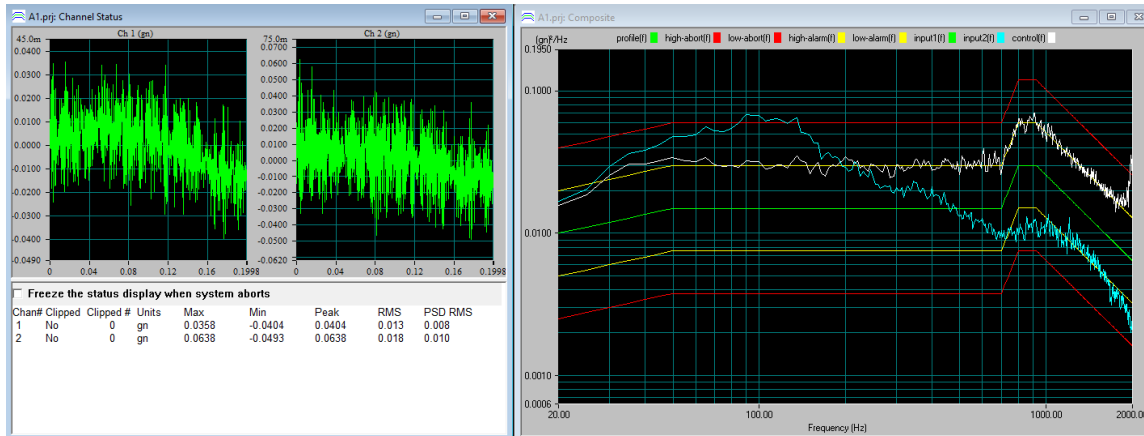
En la Figura 60, se exhiben los resultados relativos al eje Z del retrorreflector en la prueba de *Resonance Search*, que se realizó como parte de la preparación para la prueba de *Random Vibration*. En la esquina superior izquierda, se presentan tanto el estado como las lecturas de los acelerómetros. En la esquina superior derecha, se ofrece una representación gráfica de la respuesta del retrorreflector ante la prueba de *Resonance Search*, incluyendo la identificación de las frecuencias de resonancia. La esquina inferior derecha muestra gráficamente la transmisibilidad entre la excitación y la respuesta, resaltando las amplitudes de los modos. En la esquina inferior izquierda, se proporcionan los valores numéricos de las frecuencias de resonancia y los factores de amplitud correspondientes.

Figura 60: Resultados de la prueba de *Resonance Search* previo a la prueba de *Random Vibration* para el eje Z del retrorreflector



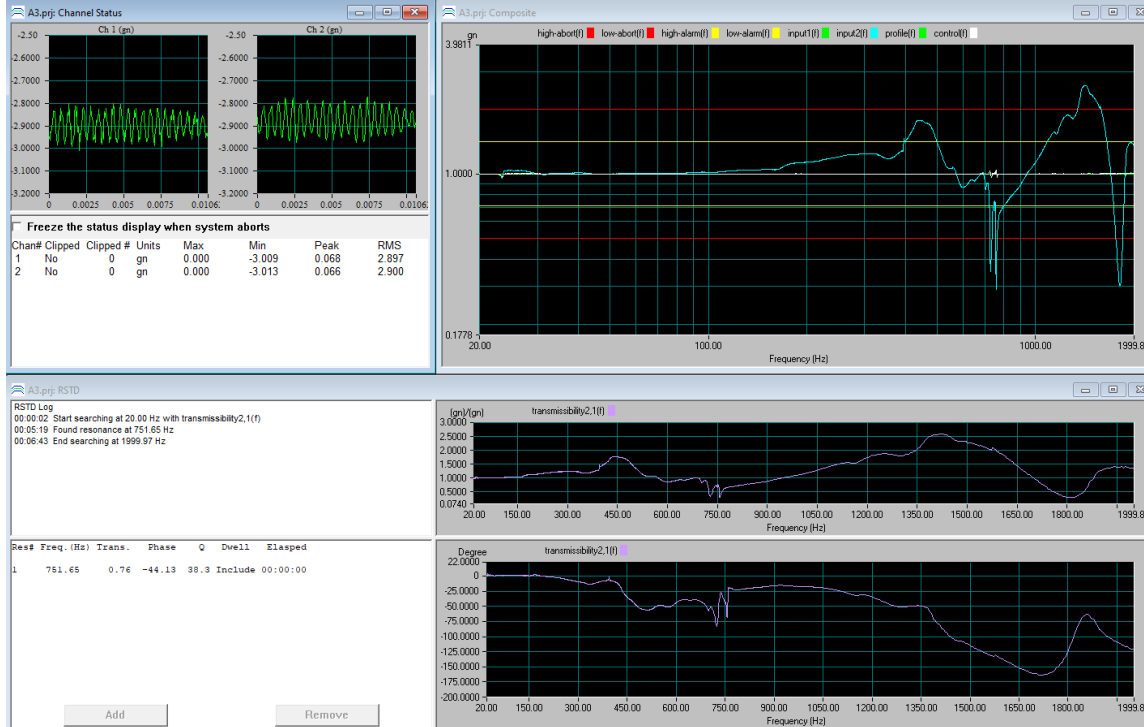
La Figura 61 muestra los resultados relativos al eje Z del retrorreflector en la prueba de *Random Vibration*. En el lado izquierdo, se indican el estado actual y las lecturas de los acelerómetros. En el lado derecho, se presenta gráficamente la respuesta del retrorreflector al perfil de aceleración especificado para la prueba.

Figura 61: Resultados de la prueba de *Random Vibration* para el eje Z del retrorreflector



La Figura 62 muestra los resultados relacionados con el eje Z del retrorreflector en la prueba de Resonance Search realizada después de la prueba de Random Vibration. Es relevante mencionar que esta figura exhibe las mismas características presentadas en la Figura 60, ya que ambas pruebas comparten una naturaleza común.

Figura 62: Resultados de la prueba de *Resonance Search* posterior a la prueba de *Random Vibration* para el eje Z del retrorreflector



Los cuadros 13 y 14 contienen los valores numéricos de las frecuencias de resonancia y

la amplitud de los modos, respectivamente. En estos cuadros, se ha calculado el desfase de estos valores tanto antes como después de la prueba de *Random Vibration*.

Cuadro 13: Resultados de desfase de modos de resonancia para el eje Z del retrorreflector

	Modos de resonancia antes de la prueba de <i>Random Vibration</i> (Hz)	Modos de resonancia después de la prueba de <i>Random Vibration</i> (Hz)	Desfase
1	751.65	751.65	0.00 %

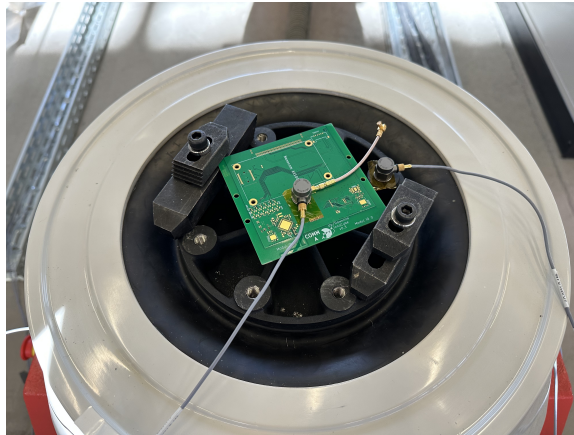
Cuadro 14: Resultados de desfase de amplitud para el eje Z del retrorreflector

	Modos de resonancia antes de la prueba de <i>Random Vibration</i> (gn/gn)	Modos de resonancia después de la prueba de <i>Random Vibration</i> (gn/gn)	Desfase
1	0.80	0.76	5.00 %

6.2. Resultados de la Antena UHF III

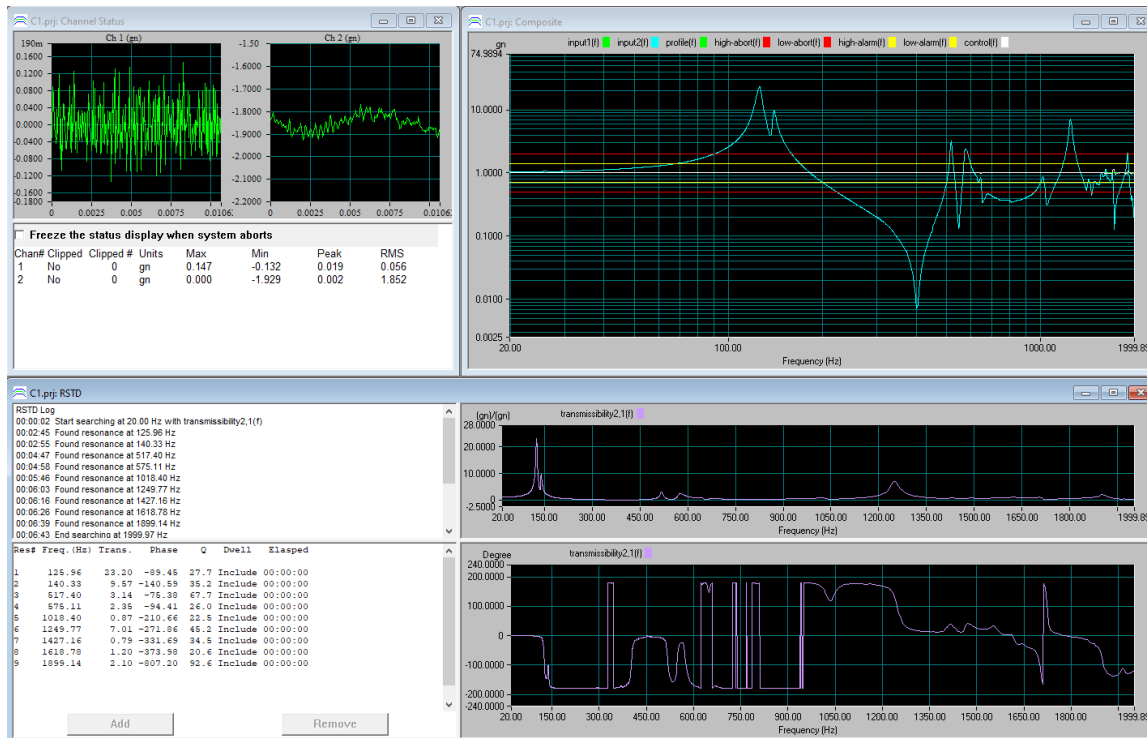
En la Figura 63 se observa la Antena UHF III post prueba de *Random Vibration*. En esta figura se aprecia que la Antena UHF III conservó su integridad, el conector de la antena permaneció acoplado y la antena mantuvo su posición en el lugar donde se colocó antes de la prueba.

Figura 63: Integridad de la Antena UHF III post prueba



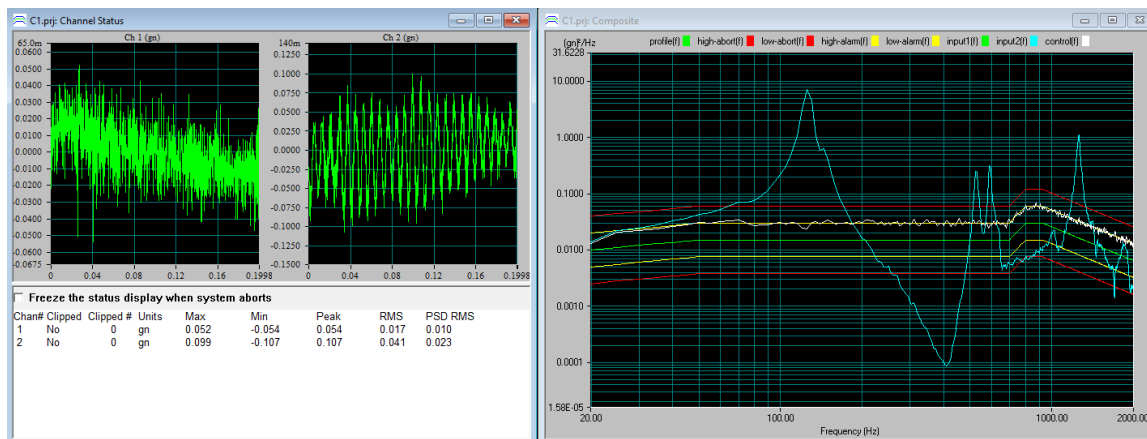
En la Figura 64 se presentan los resultados correspondientes a la Antena UHF III para la prueba de *Resonance Search* realizada antes de la prueba de *Random Vibration*. En el lado izquierdo superior, se observa el estatus y la lectura de los acelerómetros. En el lado derecho superior, se observa gráficamente la respuesta de aceleración la Antena UHF III ante la prueba de *Resonance Search*. En esta gráfica, se observan las frecuencias de resonancia. En el lado derecho inferior, se observa gráficamente la transmisibilidad entre la excitación y la respuesta. En esta gráfica, se observa la amplitud de los modos. En el lado izquierdo inferior, se observan los valores numéricos de las frecuencias de resonancia y del factor de amplitud para los modos.

Figura 64: Resultados de la prueba de *Resonance Search* previo a la prueba de *Random Vibration* para la Antena UHF III



En la Figura 65 se presentan los resultados correspondientes a la Antena UHF III para la prueba de *Random Vibration*. En el lado izquierdo, se observa el estatus y la lectura de los acelerómetros. En el lado derecho, se observa gráficamente la respuesta de la Antena UHF III al perfil de aceleración

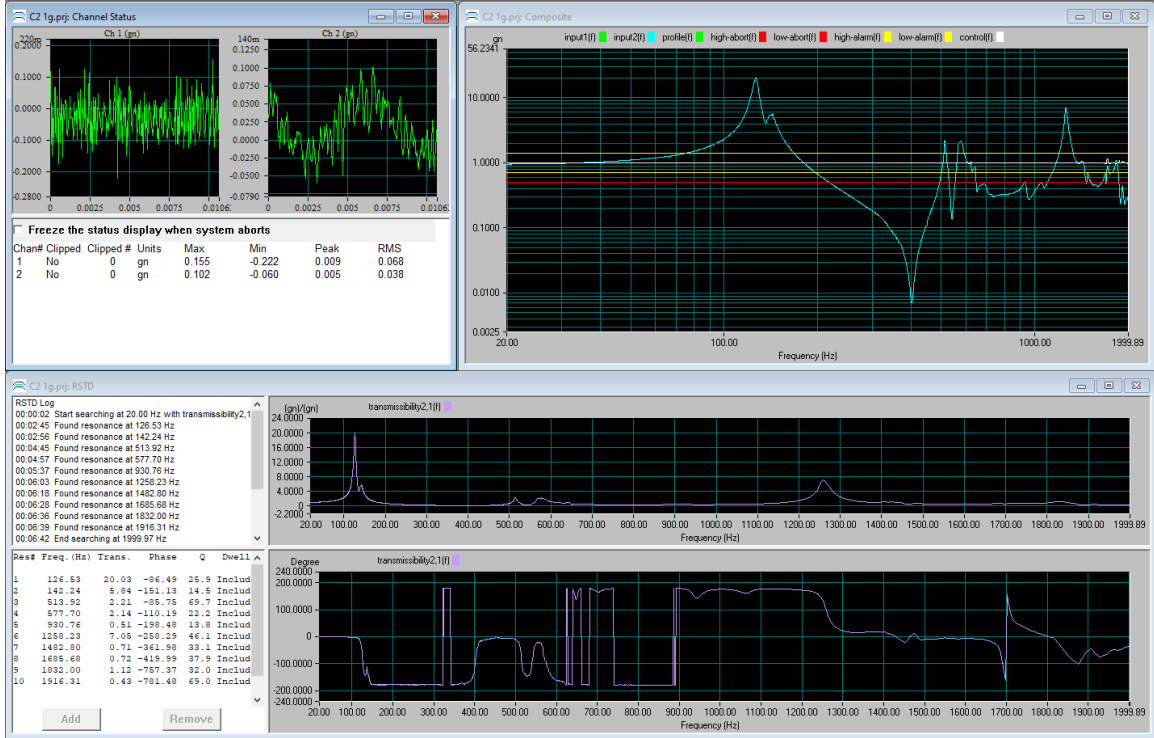
Figura 65: Resultados de la prueba de *Random Vibration* para la Antena UHF III



En la Figura 66 se presentan los resultados correspondientes al eje X del retrorreflector

para la prueba de *Resonance Search* posterior a la prueba de *Random Vibration*. Esta figura muestra las mismas características de la Figura 64 debido a que son pruebas de la misma naturaleza.

Figura 66: Resultados de la prueba de *Resonance Search* posterior a la prueba de *Random Vibration* para la Antena UHF III



Los cuadros 15 y 16 muestran los valores numéricos de las frecuencias de resonancia y la amplitud de los modos, respectivamente. En estos cuadros, se calculó el desfase de estos valores previo y posterior a la prueba de *Random Vibration*.

Cuadro 15: Resultados de desfase de modos de resonancia para la Antena UHF III

	Modos de resonancia antes de la prueba de <i>Random Vibration</i> (Hz)	Modos de resonancia después de la prueba de <i>Random Vibration</i> (Hz)	Desfase
1	125.96	128.53	2.04 %
2	140.33	142.24	1.36 %
3	517.40	513.92	0.67 %
4	575.11	577.70	0.45 %
5	1018.40	930.76	8.61 %
6	1249.77	1258.23	0.68 %
7	1427.16	1482.80	3.90 %
8	1618.78	1685.68	4.13 %
9	1899.14	1832.00	3.54 %
10	-	1916.31	100.00 %

Cuadro 16: Resultados de desfase de amplitud para la Antena UHF III

	Modos de resonancia antes de la prueba de <i>Random Vibration</i> (gn/gn)	Modos de resonancia después de la prueba de <i>Random Vibration</i> (gn/gn)	Desfase
1	23.20	20.03	13.66 %
2	9.57	5.87	38.66 %
3	3.14	2.21	29.62 %
4	2.35	2.14	8.94 %
5	0.87	0.51	41.38 %
6	7.01	7.05	0.57 %
7	0.79	0.71	10.13 %
8	1.20	0.72	40.00 %
9	2.10	1.12	46.67 %
10	-	0.43	100.00 %

7.1. Análisis del retrorreflector

El retrorreflector mantuvo su posición y conservó su integridad después de la prueba de *Random Vibration* como se observa en la Figura 53.

En las figuras 54 a 56 se observa el comportamiento del eje Y del retrorreflector ante la prueba. En este gráfico se observa el valor de aceleración PSD más alto se encuentra por debajo cerca de 0.20 y un comportamiento de resonancia entre 700 Hz y 800 Hz. Sin embargo, el único valor de interés para cumplir con la prueba de calificación son los modos de resonancia. En efecto, se encontró únicamente un modo de resonancia en 753.35 Hz. Este modo tuvo un desfase de frecuencia de 0.00 % y un desfase de amplitud de 5.13 %, como se observa en los cuadros 9 y 10. Estos valores son menores a los valores que establece el estándar de (ECSS, 2022). Los cuales son 5 % y 10 % para desfase de frecuencia y amplitud, respectivamente. Por lo tanto, el retrorreflector cumple los criterios de éxito en el eje Y establecido en el estándar de (ECSS, 2022).

En las figuras 57 a 59 se observa el comportamiento del eje X del retrorreflector. En este eje, se observan un comportamiento de resonancia entre 700 Hz y 800 Hz. En efecto, se encontraron dos modos de resonancia en 721.82 Hz y 755.04 Hz. Estos modos tuvieron un desfase de frecuencia y amplitud de 0.45 % y 0.22 % para el primer modo y de 7.23 % y 0.60 % para el segundo modo, como se observa en los cuadros 11 y 12. Al igual que el eje Y, estos valores son menores a los que establece exitosos el estándar de (ECSS, 2022). Por lo tanto, la prueba fue exitosa para el eje X del retrorreflector.

El comportamiento del eje Z se observa en las figuras 60 a 62. En esta gráfica se observa un comportamiento de resonancia entre 700 Hz y 800 Hz. También, se observa un comportamiento que podría acercarse a resonancia. Sin embargo, se observa que se detiene

rápidamente. Se encontró un modo de resonancia en 751.65 Hz. Este modo tuvo un desfase de frecuencia y amplitud de 0.00 % y 5.00 %, respectivamente, como se observa en los cuadros 13 y 14. Estos valores son menores a los que solicita el criterio de éxito del estándar de (ECSS, 2022). Al igual que el eje Y y X, la prueba fue exitosa para el eje Z del retrorreflector.

Los 3 ejes ortogonales del retrorreflector cumplieron con los criterios de éxito del estándar. Se observa que los modos de resonancia para el eje Y y Z son similares. En cambio, para el eje X se observa un modo de resonancia más. Se considera como principal fuente de error el atornillar el acople de la Figura 39 a la base del equipo. Se considera que el proceso de atornillar debe ser correctamente realizado para que no tenga influencia significativa en los resultados. Sin embargo, se considera que los resultados son correctos y congruentes. La prueba de *Random Vibration* fue exitosa para el retrorreflector. El retrorreflector cumple con los requerimientos del estándar de (ECSS, 2022) y del proveedor de lanzamiento (SpaceX, 2022). El retrorreflector sobrevivirá el lanzamiento y cumplirá su misión esperada.

7.2. Análisis de la Antena UHF III

Los resultados de la prueba de *Random Vibration* para la Antena UHF III es compleja de analizar. La estructura y acople de la antena a la PCB le otorga infinitos grados de libertad para vibrar, esto se puede observar en la Figura 51. Por lo tanto, desde el inicio de la prueba, se estableció como criterio de éxito que la antena permaneciera conectada al PCB y conservara su integridad. Estos aspectos eran los únicos de interés para el equipo de desarrollo del satélite *Innocube*. Por lo tanto, el enfoque de los resultados se observa en la Figura 63. Se observa que la antena mantuvo su posición e integridad. Por lo tanto, se considera que la prueba fue exitosa y servirá de documentación para el equipo de desarrollo del satélite *Innocube*.

De los resultados que se observan de las figuras 64 a 66 y en los cuadros 15 y 16, se observa el comportamiento de la antena. La antena tiene 10 modos de resonancia. En estos modos de resonancia, se observa en los cuadros 15 y 16 que el modo No. 10 desaparece. Esto se puede deber a los infinitos grados de libertad que tiene la antena. Sin embargo, al no tomar en cuenta el modo No. 10, se observa que, al no tener modos con un desfase mayor al 5 %, la antena cumple con los valores de desfase de frecuencia establecidos por el estándar (ECSS, 2022). Por otro lado, la antena no cumple con los valores de desfase de amplitud establecidos por el estándar (ECSS, 2022), al tener únicamente 2 de 10 modos que tienen un desfase de amplitud menos al 10 %. Sin embargo, estos valores no son el enfoque del éxito de la prueba. La antena tiene infinitos grados de libertad, por lo que se considera exitosa por haber mantenido su integridad.

1. Se documentaron las configuraciones y valores utilizados para las pruebas de vibración del Sistema Electromagnético Pequeño de Vibraciones LDS de la Julius-Maximilians-Universität (JMU) Würzburg. Esta documentación no solo respalda el registro de las pruebas de calificación, sino que también facilita un acercamiento conceptual a la comunidad de la Universidad de Valle de Guatemala (UVG) y Guatemala en su conjunto.
2. Se realizó y se documentó la prueba de calificación de *Random Vibration* en el retrorreflector. Los resultados muestran que el retrorreflector cumple con los valores de éxito definidos en el estándar (ECSS, 2022), que consisten en un desfase de frecuencia inferior al 5% y un desfase de amplitud inferior al 10% para los modos de resonancia en los tres ejes ortogonales. En consecuencia, la prueba de *Random Vibration* realizada en el retrorreflector se considera exitosa, lo que respalda la afirmación de que este dispositivo sobrevivirá al lanzamiento en el cohete Falcon 9 y cumplirá su misión en el espacio.
3. Se realizó y se documentó la prueba de calificación de *Random Vibration* en la Antena UHF III. Esta prueba resultó exitosa, debido a que cumplió con el criterio de éxito predefinido. Este criterio se basó en una inspección visual y en virtud de estos resultados, se confirma que la Antena UHF III se encuentra en condiciones para sobrevivir al lanzamiento en el cohete Falcon 9 y desempeñar su función en el espacio.
4. Se recopilaron configuraciones, así como una metodología tanto de software como de hardware que servirán como guía para que Julius-Maximilians-Universität (JMU) Würzburg realice pruebas de calificación de *Random Vibration*. Esta información permitirá a Julius-Maximilians-Universität (JMU) Würzburg llevar a cabo estas pruebas de manera más eficiente.
5. La información y los resultados experimentales recopilados en este trabajo brindan a la Universidad del Valle de Guatemala (UVG) un acceso más completo y una comprensión mejorada de las pruebas de calificación de *Random Vibration*. Esto será de gran utilidad

si UVG decide llevar a cabo sus propias pruebas en el futuro o si necesita observar y comprender pruebas realizadas por terceros.

Recomendaciones

1. Es esencial emplear un torquímetro en todos los acoples utilizados durante las pruebas, ya sea al conectar un acople a la base de un *Shaker* o al sujetar el objeto de prueba a un acople. Esta práctica garantizará una correcta y uniforme aplicación de torque en todas las conexiones, lo que es fundamental para la integridad de las pruebas.
2. Para futuros trabajos o la continuación de la investigación actual, es recomendable explorar en detalle la configuración del criterio de identificación de modos de resonancia en el *software*. Esto permitirá una comprensión más profunda de los valores y características que el software considera como modos de resonancia, y brindará la flexibilidad para ajustar y experimentar con estos valores, lo que a su vez posibilitará la realización de pruebas más personalizadas.
3. Colocar el Sistema Electromagnético Pequeño de Vibraciones LDS bajo un estudio de riesgos con el objetivo de mejorar su seguridad industrial.
4. La implementación y la inversión en un método de posicionamiento adecuado para los acelerómetros. Se ha investigado que los métodos más exitosos para pruebas de vibración involucran el uso de pegamento o la fijación mediante tornillos. Se sugiere llevar a cabo un estudio para identificar una goma apropiada para esta aplicación y asignar los recursos necesarios. También se considera la adquisición de tornillos sin cabeza destinados a pruebas de vibración. La elección del método de posicionamiento de los acelerómetros tiene un impacto significativo en la integridad de las pruebas y, por lo tanto, merece especial atención.
5. Realizar un análisis de elementos finitos para todos los acoples que se utilizarán en las pruebas, así como para el ensamblaje final. Este enfoque proporcionará una previsualización de los resultados esperados y servirá como punto de comparación posterior a las pruebas de vibración.
6. Establecer y mantener una comunicación con el proveedor del shaker para solicitar todos los manuales de *software* y *hardware*, así como para obtener un contacto de servicio al cliente de respuesta rápida.

7. Dedicar tiempo a la interacción con el *software* para familiarizarse con las configuraciones en ambos idiomas involucrados, alemán e inglés. En caso necesario, se recomienda aprender las nuevas palabras y términos relacionados.
8. Para futuros proyectos o la continuación de la investigación actual, se recomienda explorar las configuraciones de AC, DC y CCLD. En particular, se ha observado que CCLD es más apropiado para las pruebas de vibraciones, aunque una mayor investigación permitirá una comprensión más completa.
9. Además de realizar un análisis de elementos finitos, se recomienda llevar a cabo pruebas de búsqueda de resonancia en los acoplamientos para validar experimentalmente que su primer modo se encuentra por encima de los 2,000 Hz.

- BSMSA. (2023). Julius Maximilian University of Würzburg. <https://www.study-in-bavaria.de/what-where/research-universities/wuerzburg.html>
- Chin. (2017). *Cubesat 101 Basic Concepts and Processes for First-Time CubeSat Developers*. https://www.nasa.gov/sites/default/files/atoms/files/nasa_csl_i_cubesat_101_508.pdf
- Chisabas, L., Loureiro. (2017). *Method for CubeSat Thermal-Vacuum Cycling Test Specification*. https://s3vi.ndc.nasa.gov/ssri-kb/static/resources/ICES_2017_102.pdf
- Dynalbs. (2022). Cubesat Project Vibration Test. <https://www.dynalabs.com.tr/cubesat-project-vibration-test/>
- ECSS. (2018a). *Review of design Report*. [https://ecss.nl/get_attachment.php?file=2021/08/ECSS-E-ST-10-02C-Rev.1\(1February2018\)-Annex-D_\(Review-of-design-Report\).docx](https://ecss.nl/get_attachment.php?file=2021/08/ECSS-E-ST-10-02C-Rev.1(1February2018)-Annex-D_(Review-of-design-Report).docx)
- ECSS. (2018b). *Test Report*. [https://ecss.nl/get_attachment.php?file=2021/08/ECSS-E-ST-10-02C-Rev.1\(1February2018\)-Annex-C_\(Test-Report\).docx](https://ecss.nl/get_attachment.php?file=2021/08/ECSS-E-ST-10-02C-Rev.1(1February2018)-Annex-C_(Test-Report).docx)
- ECSS. (2018c). *Verification plan*. [https://ecss.nl/get_attachment.php?file=2021/08/ECSS-E-ST-10-02C-Rev.1\(1February2018\)-Annex-A_\(Verification-Plan\).docx](https://ecss.nl/get_attachment.php?file=2021/08/ECSS-E-ST-10-02C-Rev.1(1February2018)-Annex-A_(Verification-Plan).docx)
- ECSS. (2018d). *Verification plan*. [https://ecss.nl/get_attachment.php?file=2021/08/ECSS-E-ST-10-02C-Rev.1\(1February2018\)-Annex-B_\(Verification-Control-Document\).docx](https://ecss.nl/get_attachment.php?file=2021/08/ECSS-E-ST-10-02C-Rev.1(1February2018)-Annex-B_(Verification-Control-Document).docx)
- ECSS. (2022). *Space Engineering Testing*. <https://ecss.nl/standard/ecss-e-st-10-03c-rev-1-testing-31-may-2022/>
- Erwin. (2021). Space Force to clear refurbished Falcon 9 booster for upcoming GPS launch. <https://spacenews.com/space-force-to-clear-reused-falcon-9-booster-for-upcoming-gps-launch/>
- Exolaunch. (2022). *TestPod User Manual*. https://exolaunch.com/documents/TestPod_UserManual_2022-11-14.pdf
- Hess. (2013). Vibration and Acoustics Test Facility. https://www.nasa.gov/centers/johnson/engineering/human_space_vehicle_systems/vibration_acoustics_test_facility/index.html

- Hirshorn. (2007). *NASA Systems Engineering Handbook*. https://www.nasa.gov/sites/default/files/atoms/files/nasa_systems_engineering_handbook_0.pdf
- Hutputtanasin, T. (2004). *CubeSat Design Specification*. https://org.ntnu.no/studsat/docs/proposal_1/A8%20-%20Cubesat%20Design%20Specification.pdf
- JMU. (2023a). Ba aerospace informatics in University of wurzburg. <https://www.gotouniversity.com/programs/bachelors/germany/engineering/aerospace-engineering/university-of-wurzburg/ba-aerospace-informatics>
- JMU. (2023b). JMU: A history of Success. <https://www.uni-wuerzburg.de/en/university/about/>
- JMU. (2023c). Julius Maximilians Universität Würzburg. <https://spacenews.com/space-force-to-clear-reused-falcon-9-booster-for-upcoming-gps-launch/>
- Matweb. (2023). Aluminum 6061-T6; 6061-T651. <https://www.matweb.com/search/datasheet.aspx?matguid=b8d536e0b9b54bd7b69e4124d8f1d20a&ckck=1>
- Mitskevich. (2014). *Launch Services Program Program Level Dispenser and Cubesat Requirements Document*. https://www.nasa.gov/pdf/627972main_LSP-REQ-317_01A.pdf
- Patrizio. (2023). SpaceX. [https://www.techtarget.com/whatis/definition/SpaceX#:~:text=SpaceX%20\(Space%20Exploration%20Technologies%20Corporation,of%20electric%20car%20maker%20Tesla](https://www.techtarget.com/whatis/definition/SpaceX#:~:text=SpaceX%20(Space%20Exploration%20Technologies%20Corporation,of%20electric%20car%20maker%20Tesla)
- Sarafin. (2017). *Vibration Testing of Small Satellites*. https://www.instarengineering.com/vibration_testing_of_small_satellites_short_course.html
- SpaceX. (2022). *Rideshare Payload User's Guide*. https://storage.googleapis.com/rideshare-static/Rideshare_Payload_Users_Guide.pdf
- SpaceX. (2023a). Falcon 9. <https://www.spacex.com/vehicles/falcon-9/>
- SpaceX. (2023b). Smallest Rideshare Program. <https://www.spacex.com/rideshare/>
- TUB. (2017). InnoCubE - Innovative CubeSat for Education. <http://www.space-systems.eu/index.php/de/forschung/projekte/74-category-en-gb/science/projects/201-innocube>
- Yost. (2021). Day-in-the-Life Testing. <https://s3vi.ndc.nasa.gov/ssri-kb/topics/36/>
- Young. (2022). Guatemalan team launches nation's 1st CubeSat, wins Interplanetary Initiative prize. <https://news.asu.edu/20220606-guatemalan-team-launches-nations-1st-cubesat-wins-interplanetary-initiative-prize>

CAPÍTULO 11

Anexos

Durante la estadía en Würzburg, se documentaron las pruebas en informes individuales. En este anexo, se adjuntan los informes entregados a la Julius-Maximilians-Universität Würzburg.

Random Vibration Test for the Innocube Satellite's Retoreflector

Meda, Eileen
University of Würzburg
July 2023

Introduction

The Innocube Satellite has a Retoreflector. A Random Vibration Test was performed to evaluate if the retoreflector will withstand the launching environment and operate as expected. After the test was performed, the success criteria was accomplished and it was determined that the Retoreflector will resist the vibration environment from the launching.

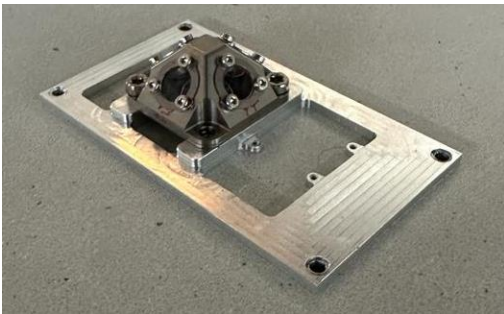


Figure 1. Retoreflector

Applicable and reference documents

The following test and report follow the indications on the standard ECSS-E-ST-10-03C and the Rideshare Payload User's Guide from SpaceX.

Requirements to be verified

1. The test shall be performed following the Space segment equipment requirements for qualification test levels and duration from ECSS-E-ST-10-03C and SpaceX's Rideshare Payload User's Guide.
2. A resonance search shall be performed before and after the random vibration test.
3. A comparison of frequency modes shall be conducted and frequency shift shall be calculated.

Test approach and test requirements

Test approach:

- Test Level: For qualification, 3 dB above acceptance.
- Time: 2 minutes
- Application: On each of 3 orthogonal axes.

Test requirements:

1. The test shall be performed in each of the 3 orthogonal axes.
2. The test shall run with no pauses.
3. The test shall follow ECSS-E-ST-10-03C and SpaceX's Rideshare Payload User's Guide requirements for random vibration.

Test description

The Random Vibration Test was performed to determine if the Antenna connector will withstand an environment of vibration.

Test facility

The test was performed in the Robotiks Hall at the University of Würzburg. The shaker and amplifier used are Brüel & Kjær models V780 and HPAK, respectively.

Pass/Fail Criteria

The Pass/Fail Criteria follows the success criteria for the random vibration for space segment equipment in ECSS-E-ST-10-03C. The success criteria are less than 5% in frequency shift and less than 10% in amplitude for modes with an effective mass greater than 10%.

Test documentation

Set up

The settings for the resonance search and the random vibration tests are the same for all axes.

Channel	Type	Analysis	MaxVolts	sw/EU	Weighting	Coupling	Quantity	I.D.	Location	Sensitivity Adjustment (dB)
1	ENABLE	FILTER	10.0	9.7470	1.0000	CCLD	Accel	Accel	Center	0.0000
2	RESPOND	FILTER	10.0	9.9120	1.0000	CCLD	Accel	Accel		0.0000
3	DISABLE	FILTER	10.0	100.0000	1.0000	AC	Accel	Accel		0.0000
4	DISABLE	FILTER	10.0	100.0000	1.0000	AC	Accel	Accel		0.0000
5	DISABLE	FILTER	10.0	100.0000	1.0000	AC	Accel	Accel		0.0000
6	DISABLE	FILTER	10.0	100.0000	1.0000	AC	Accel	Accel		0.0000
7	DISABLE	FILTER	10.0	100.0000	1.0000	AC	Accel	Accel		0.0000
8	DISABLE	FILTER	10.0	100.0000	1.0000	AC	Accel	Accel		0.0000

Figure 2. Channel parameters settings for the accelerometers in Resonance Search and Random Vibration test

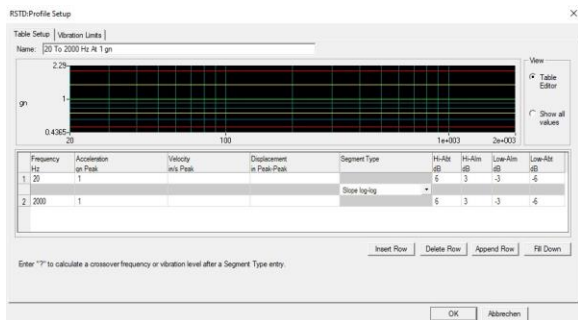


Figure 3. Resonance Search Profile setup

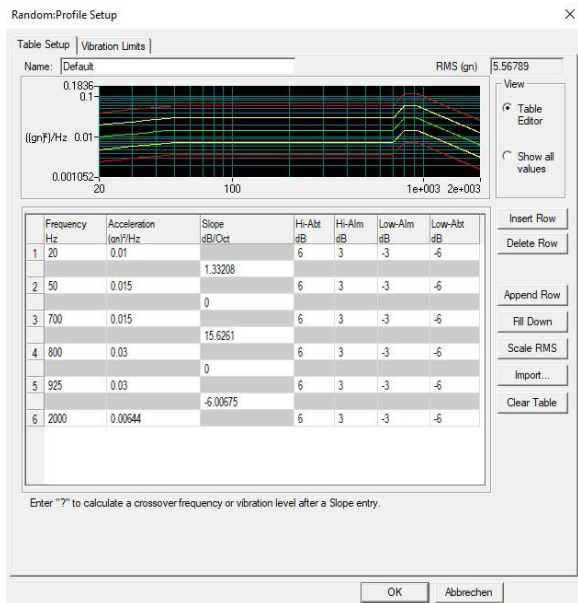


Figure 4. Random Vibration Profile setup

Y Axis



Figure 5. Set up for Y Axis

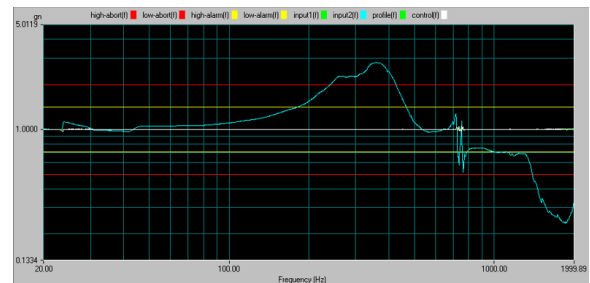


Figure 6. Resonance search before Random Test for Y Axis

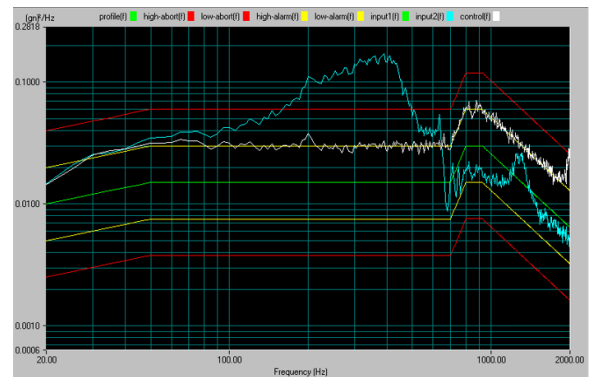


Figure 7. Random Vibration Test for Y Axis

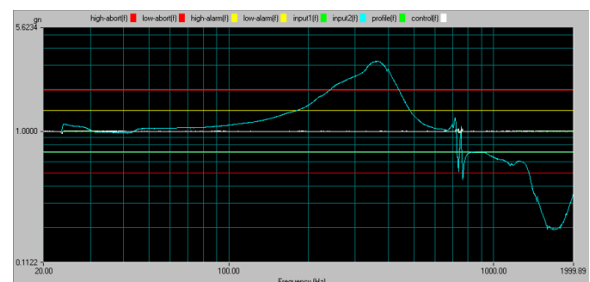


Figure 8. Resonance search after Random Test for Y Axis

Mode	Frequency before Random Vibration Test (Hz)	Frequency after Random Vibration Test (Hz)	Shift
1	753.35	753.35	0.00%

Table 1. Frequency shift

Mode	Amplitude before Random Vibration Test (gn/gn)	Amplitude after Random Vibration Test (gn/gn)	Shift
1	1.17	1.11	5.13%

Table 2. Amplitude shift

X Axis

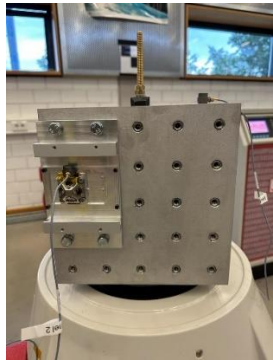


Figure 9. Set up for X Axis

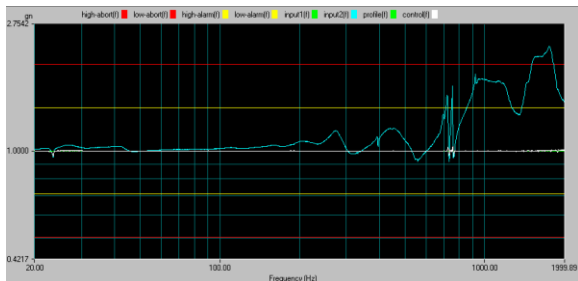


Figure 10. Resonance search before Random Test for X Axis

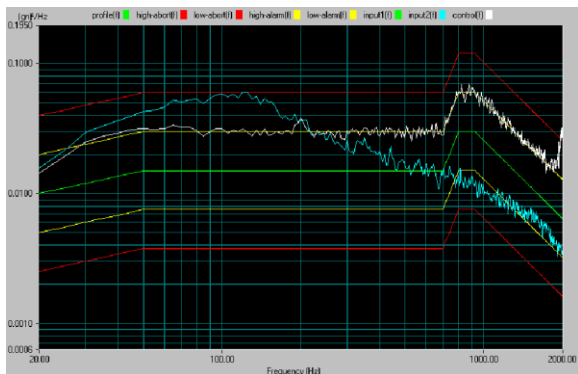


Figure 11. Random Vibration Test for X Axis

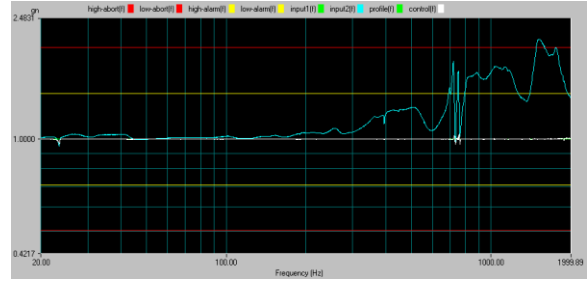


Figure 12. Resonance search after Random Test for X Axis

Mode	Frequency before Random Vibration Test (Hz)	Frequency after Random Vibration Test (Hz)	Shift
1	721.82	718.58	0.45%
2	755.04	753.35	0.22%

Table 3. Frequency shift

Mode	Amplitude before Random Vibration Test (gn/gn)	Amplitude after Random Vibration Test (gn/gn)	Shift
1	1.66	1.78	7.23%
2	1.66	1.67	0.60%

Table 4. Amplitude shift

Z Axis

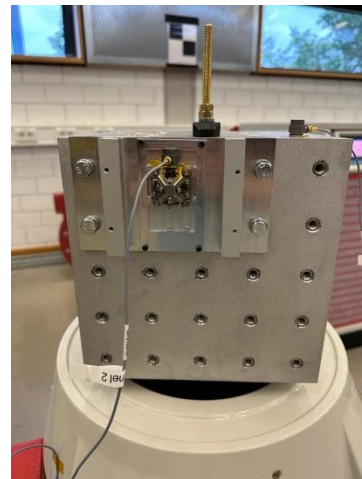


Figure 13. Set up for Z Axis

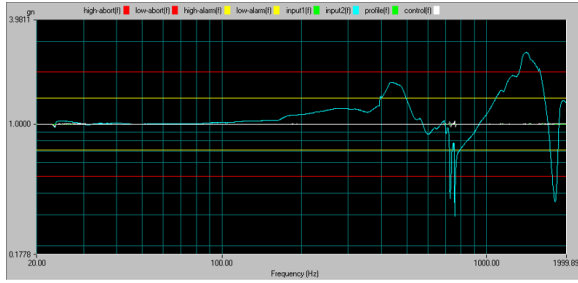


Figure 14. Resonance search before Random Test for Z Axis

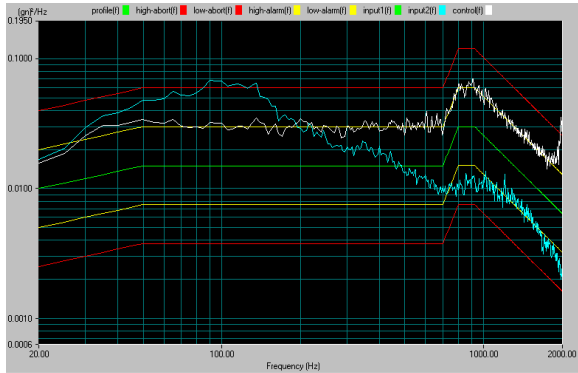


Figure 15. Random Vibration Test for Z Axis

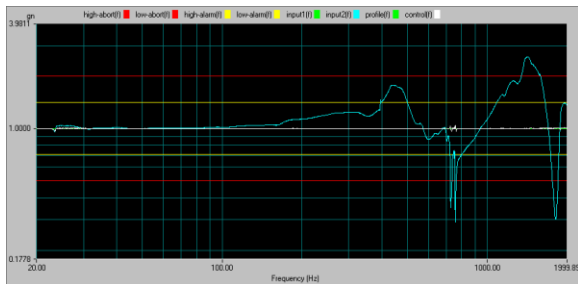


Figure 16. Resonance search after Random Test for Z Axis

Mode	Frequency before Random Vibration Test (Hz)	Frequency after Random Vibration Test (Hz)	Shift
1	751.65	751.65	0.0%

Table 5. Frequency shift

Mode	Amplitude before Random Vibration Test (gn/gn)	Amplitude after Random Vibration Test (gn/gn)	Shift
1	0.80	0.76	7.23%

Table 6. Amplitude shift

Pass/Fail Criteria Evaluation

There are no frequency shifts above 5% for any modes in any axis.

There are no amplitude shifts above 10% for any modes in any axis.

Conclusion

The Random Vibration Test for the Retroreflector for the Innocube Satellite was successful. The Retroreflector shall work as expected in space after its launch aboard SpaceX's Falcon 9.

Random Vibration Test for the UHF III Antenna Connector

Meda, Eileen
University of Würzburg
July 2023

Introduction

The Innocube Satellite has a UHF III Antenna from Endurosat. A Random Vibration Test was performed to evaluate if the Antenna connector will withstand the launching environment and operate as expected. After the test was performed, a visual inspection was conducted, and it was determined that the Antenna connector will resist the vibration environment from the launching.

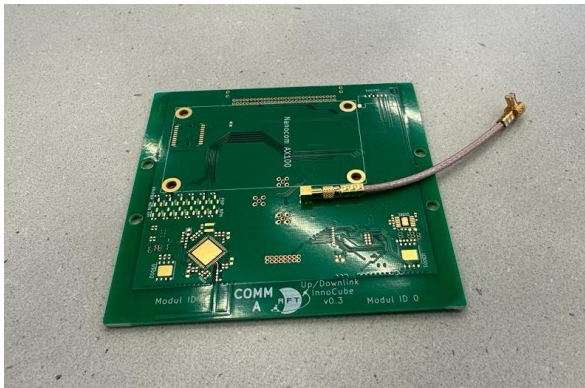


Figure 1. Antenna PCB

Applicable and reference documents

The following test and report follow the indications on the standard ECSS-E-ST-10-03C and the Rideshare Payload User's Guide from SpaceX.

Requirements to be verified

1. The Antenna PCB shall withstand the same position before and after the *Random Vibration* test.
2. The Antenna connector shall stay connected in the Antenna PCB.
3. The Antenna UHF III shall keep its integrity.

Test approach and test requirements

Test approach:

- Level: Maximum expected spectrum +3 dB on PSD values.
- Time: 2 minutes
- Application: The Y axis is the only axis of interest because of the position the Innocube will have during launch.

Test requirements:

1. The test shall follow the qualification instructions in the Table 5-2 of ECSS-E-ST-10-03C.
2. The test shall follow the maximum predicted environment from SpaceX. This environment is found in Figure 3-3 of the SpaceX's Rideshare Payload User's Guide.
3. The test shall be performed in the axis where the PCB will be positioned launched.
4. The test shall run with no pauses.
5. A resonance search should be conducted before and after the *Random Vibration* test.

Test description

The Random Vibration Test was performed to determine if the Antenna connector will withstand an environment of vibration simulating the launch of Falcon 9.

Test facility

The test was performed in the Robotiks Hall at the University of Würzburg. The shaker and amplifier used are Brüel & Kjær models V780 and HPAK, respectively.

Pass/Fail Criteria

The Pass/Fail Criteria is a visual inspection and a comparison of the integrity of the PBC before and after the test. The Antenna shall be connected to the PCB, no part shall be broken, and no visual changes shall be noticed.

Test documentation

Set up:

The PCB was clamped in the shaker using M8 screws. An accelerometer was set in the shaker for control and the other accelerometer for response what put next to the Antenna connector.

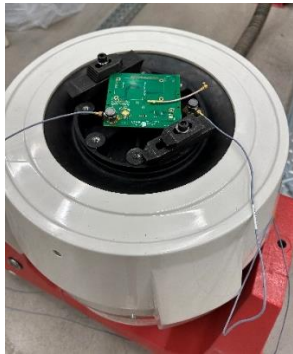


Figure 1. Set up of the PCB in the shaker

Channel	Type	Analysis	MaxVolts	mv/EU	Weighting	Coupling	Quantity	I.D.	Location	Sensitivity Adjustment (dB)
1	CONTROL	FILTER	10.0	9.0000	1.0000	CCLD	Accel		Center	0.0000
2	RESPONS	FILTER	10.0	9.9120	1.0000	CCLD	Accel			0.0000
3	DISABLE	FILTER	10.0	100.0000	1.0000	AC	Accel			0.0000
4	DISABLE	FILTER	10.0	100.0000	1.0000	AC	Accel			0.0000
5	DISABLE	FILTER	10.0	100.0000	1.0000	AC	Accel			0.0000
6	DISABLE	FILTER	10.0	100.0000	1.0000	AC	Accel			0.0000
7	DISABLE	FILTER	10.0	100.0000	1.0000	AC	Accel			0.0000
8	DISABLE	FILTER	10.0	100.0000	1.0000	AC	Accel			0.0000

Figure 2. Channel parameters settings for the accelerometers

Resonance search before Random Testing:

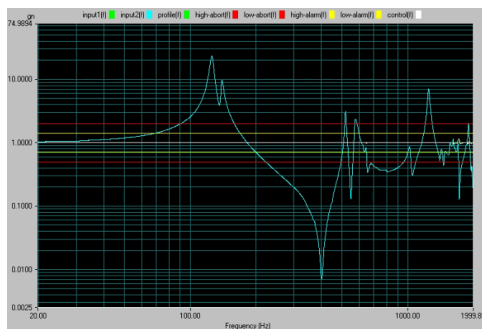


Figure 2. Resonance search response before Random Testing

Found resonance mode are listed below.

Mode	Frequency (Hz)
1	125.96
2	140.33
3	517.4
4	575.11
5	1018.4
6	1249.77
7	1427.16
8	1618.78
9	1899.14

Table 1. Mode frequencies from resonance search before Random Vibration Testing

Mode	Amplitude (gn/gn)
1	23.20
2	9.57
3	3.14
4	2.35
5	0.87
6	7.01
7	0.79
8	1.20
9	2.10

Table 2. Mode amplitudes from resonance search before Random Vibration Testing

Random vibration test:

The Random Vibration Profile was set following the maximum predicted environment established by SpaceX's Rideshare Payload User's Guide.

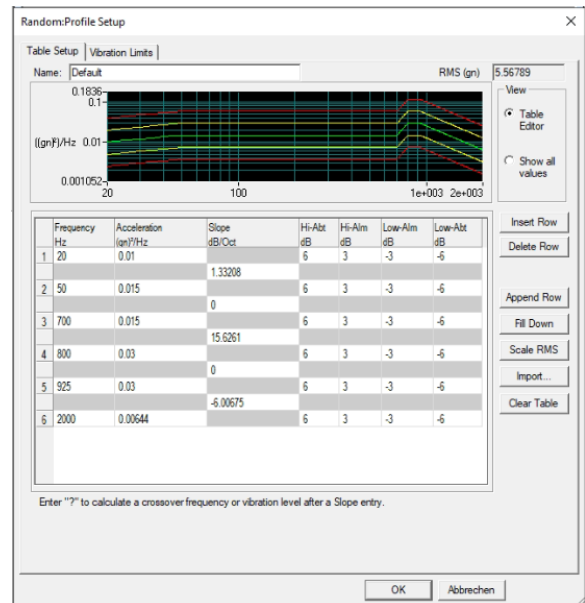


Figure 3. Random Profile Setup

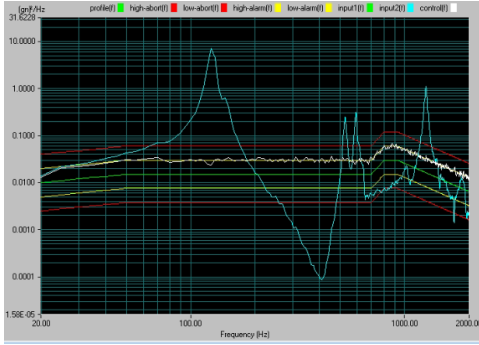


Figure 4. Random Vibration response

Resonance search after Random Testing:

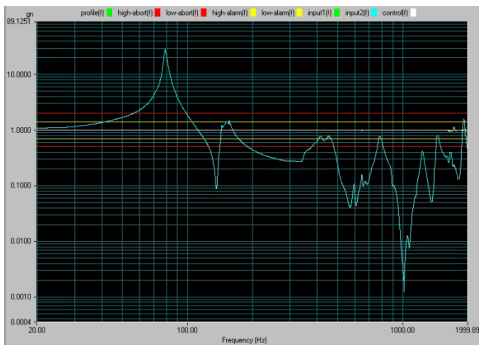


Figure 5. Resonance search response after Random Testing

Found resonance frequencies are listed below.

Mode	Frequency (Hz)
1	128.53
2	142.24
3	513.92
4	577.7
5	930.76
6	1258.23
7	1482.8
8	1685.68
9	1832
10	1916.31

Table 3. Mode frequencies from resonance search before Random Vibration Testing

Mode	Amplitude (Hz)
1	20.03
2	5.87
3	2.21
4	2.14
5	0.51
6	7.05
7	0.71
8	0.72
9	1.12
10	0.43

Table 4. Mode amplitudes from resonance search before Random Vibration Testing

Mode	Frequency before Random Vibration Test (Hz)	Frequency after Random Vibration Test (Hz)	Shift
1	125.96	128.53	2%
2	140.33	142.24	1%
3	517.4	513.92	1%
4	575.11	577.7	0%
5	1018.4	930.76	9%
6	1249.77	1258.23	1%
7	1427.16	1482.8	4%
8	1618.78	1685.68	4%
9	1899.14	1832	4%
10	-	1916.31	100%

Table 5. Frequency shift

Note: Two modes exceed 5% frequency shift.

Mode	Amplitude before Random Vibration Test (gn/gn)	Amplitude after Random Vibration Test (gn/gn)	Shift
1	23.20	20.03	17%
2	9.57	5.87	39%
3	3.14	2.21	30%
4	2.35	2.14	9%
5	0.87	0.51	41%
6	7.01	7.05	1%
7	0.79	0.71	10%
8	1.20	0.72	40%
9	2.10	1.12	47%
10	-	0.43	100%

Table 6. Amplitude shift

Note: Eight modes exceed 10% frequency shift

Pass/Fail Criteria Evaluation:

There were no visual changes in the Antenna PCB before and after the Random Vibration Test.

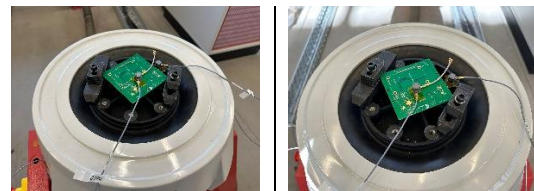


Figure 5. Visual Inspection

Conclusion

The Random Vibration Test for the Antenna connector for the Innocube Satellite was successful. The Antenna shall work as expected in space after its launch aboard SpaceX's Falcon 9.