



UANL

UNIVERSIDAD AUTÓNOMA DE NUEVO LEÓN



FACULTAD DE INGENIERÍA MECÁNICA Y ELÉCTRICA

UNIVERSIDAD AUTÓNOMA DE NUEVO LEÓN
FACULTAD DE INGENIERÍA MECÁNICA Y ELÉCTRICA



Diseño y desarrollo de carga útil para determinación de deformaciones en una estructura tipo Cubesat

Por
Edgar Ariel Hernández Torres

EN OPCIÓN AL GRADO DE
Maestría en Ingeniería Aeronáutica con orientación en: Estructuras, Materiales, Dinámica de Vuelo

diciembre de 2020



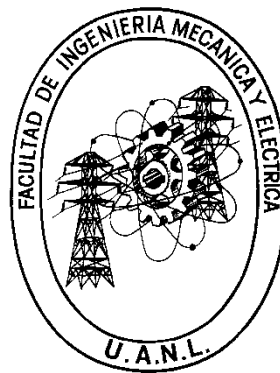
UANL

UNIVERSIDAD AUTÓNOMA DE NUEVO LEÓN



FACULTAD DE INGENIERÍA MECÁNICA Y ELÉCTRICA

UNIVERSIDAD AUTÓNOMA DE NUEVO LEÓN
FACULTAD DE INGENIERÍA MECÁNICA Y ELÉCTRICA
SUBDIRECCIÓN DE ESTUDIOS DE POSGRADO



Diseño y desarrollo de carga útil para determinación de deformaciones en una estructura tipo
Cubesat

Por:
Edgar Ariel Hernández Torres

EN OPCIÓN AL GRADO DE:
Maestría en Ingeniería Aeronáutica con orientación en: Estructuras, Materiales, Dinámica de Vuelo

SAN NICOLÁS DE LOS GARZA, NUEVO LEÓN, MÉXICO diciembre de 2020



UANL

UNIVERSIDAD AUTÓNOMA DE NUEVO LEÓN



FACULTAD DE INGENIERÍA MECÁNICA Y ELÉCTRICA

Universidad Autónoma de Nuevo León
Facultad de Ingeniería Mecánica y Eléctrica
Subdirección de Estudios de Posgrado

Los miembros del Comité de Tesis recomendamos que la Tesis “Diseño y desarrollo de carga útil para determinación de deformaciones en una estructura tipo Cubesat”, realizada por el alumno Edgar Ariel Hernández Torres, con número de matrícula 1985279, sea aceptada para su defensa como requisito para obtener el grado de Maestría en Ingeniería Aeronáutica con orientación en: Estructuras, Materiales, Dinámica de Vuelo.

El Comité de Tesis

Dra. Bárbara Bermúdez Reyes
Director

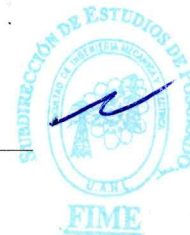
Dr. Fernando Velázquez Villegas
Co-Director

Dr. Diego Francisco Ledezma Ramírez
Revisor

Dr. Octavio García Salazar
Revisor

Vo. Bo.

Dr. Simón Martínez Martínez
Subdirector de Estudios de Posgrado



082

San Nicolás de los Garza, Nuevo León, diciembre de 2020



*A mi familia, amigos, asesor y a mi
país*

*Por todo el apoyo que me han
brindado a lo largo de mi vida...*

Agradecimientos

Al Consejo Nacional de Ciencia y Tecnología (CONACYT), por brindarme una beca económica manutención No. 928839, con la cual, pude sostenerme económicamente y que permitieron que llevara a cabo mis estudios de posgrado.

A la Universidad Autónoma de Nuevo León (UANL), a la Facultad de Ingeniería Mecánica y Eléctrica (FIME) y al Centro de Investigación e Innovación en Ingeniería Aeronáutica (CIIA-FIME), por brindarme la oportunidad y las facilidades para llevar a cabo mis estudios de posgrado.

A la Universidad Nacional Autónoma de México (UNAM) y a la Facultad de Ingeniería (FI-UNAM), por las facilidades y apoyo brindados durante mi estancia profesional.

Se agradece el apoyo otorgado por el Programa de Apoyo a Ciencia y Tecnología (PAICYT) de la Universidad Autónoma de Nuevo León (UANL) con el número de registro PAICYT-2019-236 al proyecto Determinación de deformaciones en una estructura tipo Cubesat 2U.

A la Dra. Bárbara Bermúdez Reyes por toda la asesoría y apoyo que me ha brindado a lo largo de mis estudios de posgrado. Sin duda alguna, su experiencia permitió que el trabajo de tesis y demás proyectos se desarrollaran de manera satisfactoria.

Al Dr. Fernando Velázquez Villegas, por su apoyo y guía durante la realización del trabajo de tesis, tanto en la parte estructural como para la parte electrónica.

A la Dra. Patricia Zambrano Robledo, directora de Investigación de la Universidad Autónoma de Nuevo León (UANL), por su invaluable apoyo para participar en el 5º Concurso Nacional de Picosatélites Educativo, celebrado en el mes de octubre del 2019 con sede en la Universidad Autónoma de Baja California.

Al Dr. Ángel Colín, por haber proporcionado la estructura Cubesat 2U para la realización de este trabajo.

Al Instituto de Estudios Superiores de Tamaulipas (IEST-Anáhuac) y al Mtro. Oscar Martínez Hernández por la asesoría brindada para el rediseño de la carga útil.

Resumen

Los nanosatélites han cobrado gran relevancia en el sector aeroespacial, ya que representan un acceso continuo y económico hacia el espacio. Por ello, este sector plantea la necesidad de garantizar la integridad de la carga útil por medio del subsistema estructural. Lo cual, requiere estudio a través de misiones con enfoque al entorno mecánico-dinámico en el que opera un nanosatélite.

Con base a esto, el presente trabajo se orienta hacia el diseño y desarrollo de una carga útil capaz de registrar las aceleraciones que se presenten en una estructura tipo Cubesat, durante condiciones de vuelo. Para corroborar su operación, se realizaron pruebas de vibración, con base a estándares para prueba y calificación de nanosatélites. Con el fin de simular las condiciones que se presentan en un vuelo suborbital, sin tomar en cuenta condiciones de alta atmósfera y ráfagas de viento.

Los resultados obtenidos serán de gran utilidad para determinar si la carga útil cumple con los requisitos de funcionalidad y registro de aceleraciones para su uso en vuelo suborbital.

Índice general

| | |
|---|----|
| Resumen | 6 |
| Índice general | 7 |
| Índice de figuras | 9 |
| Índice de tablas | 14 |
| Capítulo 1: Introducción | 15 |
| 1.1 <i>Introducción</i> | 15 |
| 1.2 <i>Motivación</i> | 16 |
| 1.3 <i>Contribución</i> | 16 |
| 1.4 <i>Planteamiento del problema</i> | 16 |
| 1.5 <i>Objetivo general</i> | 17 |
| 1.6 <i>Objetivos específicos</i> | 17 |
| 1.7 <i>Hipótesis</i> | 17 |
| 1.8 <i>Justificación</i> | 17 |
| Capítulo 2: Antecedentes | 19 |
| 2.1 <i>Misiones espaciales</i> | 20 |
| 2.2 <i>Estructuras tipo Cubesat</i> | 22 |
| 2.2.1 <i>Filosofía de diseño</i> | 23 |
| 2.2.2 <i>Materiales de la estructura tipo Cubesat</i> | 23 |
| 2.3 <i>Carga útil</i> | 24 |
| 2.3.1 <i>Sistema de potencia</i> | 24 |
| 2.3.2 <i>Sistema de comunicación</i> | 26 |

| | |
|---|------------|
| 2.3.3 Computadora de-a-bordo..... | 26 |
| 2.3.4 Vuelo suborbital | 27 |
| 2.4 Pruebas mecánicas para estructuras tipo Cubesat..... | 30 |
| 2.4.1 Pruebas de vibración | 31 |
| Capítulo 3: Metodología experimental..... | 37 |
| 3.1 Etapa 1: Diseño y desarrollo de carga útil..... | 37 |
| 3.2 Etapa 2: Pruebas a la carga útil | 40 |
| 3.3 Etapa 3: Procesamiento de resultados | 43 |
| Capítulo 4: Análisis y discusión de resultados | 44 |
| Capítulo 5: Conclusión | 116 |
| 5.1 Recomendaciones para trabajos a futuro | 116 |

Índice de figuras

| | |
|--|----|
| Figura 1 Esquema de la clasificación de satélites según su masa [1]. | 19 |
| Figura 2 Cubesat [7]. | 20 |
| Figura 3 Diagrama de bloques que representa el sistema de potencia de un sistema espacial [5]. | 25 |
| Figura 4 Globo meteorológico [18]. | 29 |
| Figura 5 Caracterización del vuelo de un globo meteorológico [Wilmington (IL), 15 de abril de 2008, tasa de lapso troposférico medio 3.66 °C / km (ISA 6.49 °C / km) [20]. | 30 |
| Figura 6 Esquema de la configuración de una prueba de vibración [22]. | 35 |
| Figura 7 Arquitectura de la carga útil empleado para la medición de aceleraciones. | 38 |
| Figura 8 Arquitectura de la carga útil para medición de temperatura (interna y externa) y presión. | 38 |
| Figura 9 Placas de circuito impreso correspondientes a la carga útil. | 39 |
| Figura 10 Vista lateral y superior de la carga útil. | 40 |
| Figura 11 Esquema de las pruebas funcionales. | 41 |
| Figura 12 Plantilla para sujeción de estructura tipo Cubesat. | 42 |
| Figura 13 Acondicionamiento para la prueba vibratoria. | 43 |
| Figura 14 Secuencia de un vuelo suborbital mediante globo meteorológico. | 44 |
| Figura 15 Registro de aceleraciones con respecto a tiempo del sistema Photon+ en el eje X durante la prueba No. 1. | 46 |
| Figura 16 Registro de aceleraciones con respecto a tiempo del sistema Photon+ en el eje Y durante la prueba No. 1. | 47 |
| Figura 17 Registro de aceleraciones con respecto a tiempo del sistema Photon+ en el eje Z durante la prueba No. 1. | 47 |
| Figura 18 Registro de aceleraciones con respecto a tiempo del sistema Photon+ en el eje X durante la prueba No. 3. | 48 |
| Figura 19 Registro de aceleraciones con respecto a tiempo del sistema Photon+ en el eje Y durante la prueba No. 3. | 48 |
| Figura 20 Registro de aceleraciones con respecto a tiempo del sistema Photon+ en el eje Z durante la prueba No. 3. | 48 |
| Figura 21 Registro de aceleraciones con respecto a tiempo del sistema Photon+ en el eje X durante la prueba No. 5. | 49 |
| Figura 22 Registro de aceleraciones con respecto a tiempo del sistema Photon+ en el eje Y durante la prueba No. 5. | 49 |
| Figura 23 Registro de aceleraciones con respecto a tiempo del sistema Photon+ en el eje Z durante la prueba No. 5. | 50 |
| Figura 24 Registro de aceleraciones con respecto a tiempo de la Carga útil No. 1 en el eje X. | 50 |
| Figura 25 Registro de aceleraciones con respecto a tiempo de la Carga útil No. 1 en el eje Y. | 51 |

| | |
|---|----|
| Figura 26 Registro de aceleraciones con respecto a tiempo de la Carga útil No. 1 en el eje Z..... | 51 |
| Figura 27 Registro de aceleraciones con respecto a tiempo de la Carga útil No. 1 en el eje X..... | 52 |
| Figura 28 Registro de aceleraciones con respecto a tiempo de la Carga útil No. 1 en el eje Y..... | 52 |
| Figura 29 Registro de aceleraciones con respecto a tiempo de la Carga útil No. 1 en el eje Z..... | 52 |
| Figura 30 Registro de aceleraciones con respecto a tiempo de la Carga útil No. 1 en el eje X..... | 53 |
| Figura 31 Registro de aceleraciones con respecto a tiempo de la Carga útil No. 1 en el eje Y..... | 53 |
| Figura 32 Registro de aceleraciones con respecto a tiempo de la Carga útil No.1 en el eje Z..... | 54 |
| Figura 33 Registro de aceleraciones con respecto a tiempo de la Carga útil No. 2 en el eje X..... | 54 |
| Figura 34 Registro de aceleraciones con respecto a tiempo de la Carga útil No. 2 en el eje Y..... | 55 |
| Figura 35 Registro de aceleraciones con respecto a tiempo de la Carga útil No. 2 en el eje Z..... | 55 |
| Figura 36 Registro de aceleraciones con respecto a tiempo de la Carga útil No. 2 en el eje X..... | 55 |
| Figura 37 Registro de aceleraciones con respecto a tiempo de la Carga útil No. 2 en el eje Y..... | 56 |
| Figura 38 Registro de aceleraciones con respecto a tiempo de la Carga útil No. 2 en el eje Z..... | 56 |
| Figura 39 Registro de aceleraciones con respecto a tiempo de la Carga útil No. 2 en el eje X..... | 56 |
| Figura 40 Registro de aceleraciones con respecto a tiempo de la Carga útil No. 2 en el eje Y..... | 57 |
| Figura 41 Registro de aceleraciones con respecto a tiempo de la Carga útil No. 2 en el eje Z..... | 57 |
| Figura 42 Histograma del sistema Photon + en el eje X durante la Prueba No. 1. | 58 |
| Figura 43 Histograma del sistema Photon + en el eje Y durante la Prueba No. 1. | 58 |
| Figura 44 Histograma del sistema Photon + en el eje Z durante la Prueba No. 1. | 59 |
| Figura 45 Histograma del sistema Photon + en el eje X durante la Prueba No. 3. | 59 |
| Figura 46 Histograma del sistema Photon + en el eje Y durante la Prueba No. 3. | 60 |
| Figura 47 Histograma del sistema Photon + en el eje Z durante la Prueba No. 3. | 60 |
| Figura 48 Histograma del sistema Photon + en el eje X durante la Prueba No. 5. | 61 |
| Figura 49Histograma del sistema Photon + en el eje Y durante la Prueba No. 5. | 61 |
| Figura 50 Histograma del sistema Photon + en el eje Z durante la Prueba No. 5. | 61 |
| Figura 51 Histograma de la carga útil No. 1 en el eje X durante la Prueba No. 1..... | 62 |
| Figura 52 Histograma de la carga útil No. 1 en el eje Y durante la Prueba No. 1..... | 62 |
| Figura 53 Histograma de la carga útil No. 1 en el eje Z durante la Prueba No. 1. | 63 |

| | |
|--|----|
| Figura 54 Histograma de la carga útil No. 1 en el eje X durante la Prueba No. 3..... | 63 |
| Figura 55 Histograma de la carga útil No. 1 en el eje Y durante la Prueba No. 3..... | 64 |
| Figura 56 Histograma de la carga útil No. 1 en el eje Z durante la Prueba No. 3..... | 64 |
| Figura 57 Histograma de la carga útil No. 1 en el eje X durante la Prueba No. 5..... | 65 |
| Figura 58 Histograma de la carga útil No. 1 en el eje Y durante la Prueba No. 5..... | 65 |
| Figura 59 Histograma de la carga útil No. 1 en el eje Z durante la Prueba No. 5..... | 65 |
| Figura 60 Histograma de la carga útil No. 2 en el eje X durante la Prueba No. 1..... | 66 |
| Figura 61 Histograma de la carga útil No. 2 en el eje Y durante la Prueba No. 1..... | 66 |
| Figura 62 Histograma de la carga útil No. 2 en el eje Z durante la Prueba No. 1..... | 67 |
| Figura 63 Histograma de la carga útil No. 2 en el eje X durante la Prueba No. 3..... | 67 |
| Figura 64 Histograma de la carga útil No. 2 en el eje Y durante la Prueba No. 3..... | 68 |
| Figura 65 Histograma de la carga útil No. 2 en el eje Z durante la Prueba No. 3..... | 68 |
| Figura 66 Histograma de la carga útil No. 2 en el eje X durante la Prueba No. 5..... | 68 |
| Figura 67 Histograma de la carga útil No. 2 en el eje Y durante la Prueba No. 5..... | 69 |
| Figura 68 Histograma de la carga útil No. 2 en el eje Z durante la Prueba No. 5..... | 69 |
| Figura 69 Densidad Espectral de Potencia del sistema Photon+ en el eje X..... | 70 |
| Figura 70 Densidad Espectral de Potencia del sistema Photon+ en el eje Y..... | 70 |
| Figura 71 Densidad Espectral de Potencia del sistema Photon+ en el eje Z..... | 71 |
| Figura 72 Densidad Espectral de Potencia del sistema Photon+ en el eje X..... | 71 |
| Figura 73 Densidad Espectral de Potencia del sistema Photon+ en el eje Y..... | 72 |
| Figura 74 Densidad Espectral de Potencia del sistema Photon+ en el eje Z..... | 72 |
| Figura 75 Densidad Espectral de Potencia del sistema Photon+ en el eje X..... | 73 |
| Figura 76 Densidad Espectral de Potencia del sistema Photon+ en el eje Y..... | 73 |
| Figura 77 Densidad Espectral de Potencia del sistema Photon+ en el eje Z..... | 73 |
| Figura 78 Densidad Espectral de Potencia de la carga útil No. 1 en el eje X..... | 74 |
| Figura 79 Densidad Espectral de Potencia de la carga útil No. 1 en el eje Y..... | 74 |
| Figura 80 Densidad Espectral de Potencia de la carga útil No. 1 en el eje Z..... | 75 |
| Figura 81 Densidad Espectral de Potencia de la carga útil No. 1 en el eje X..... | 75 |
| Figura 82 Densidad Espectral de Potencia de la carga útil No. 1 en el eje Y..... | 76 |
| Figura 83 Densidad Espectral de Potencia de la carga útil No. 1 en el eje Z..... | 76 |
| Figura 84 Densidad Espectral de Potencia de la carga útil No. 1 en el eje X..... | 77 |
| Figura 85 Densidad Espectral de Potencia de la carga útil No. 1 en el eje Y..... | 77 |
| Figura 86 Densidad Espectral de Potencia de la carga útil No. 1 en el eje Z..... | 77 |
| Figura 87 Densidad Espectral de Potencia de la carga útil No. 2 en el eje X..... | 78 |
| Figura 88 Densidad Espectral de Potencia de la carga útil No. 2 en el eje Y..... | 78 |
| Figura 89 Densidad Espectral de Potencia de la carga útil No. 2 en el eje Z..... | 79 |
| Figura 90 Densidad Espectral de Potencia de la carga útil No. 2 en el eje X..... | 79 |
| Figura 91 Densidad Espectral de Potencia de la carga útil No. 2 en el eje Y..... | 80 |
| Figura 92 Densidad Espectral de Potencia de la carga útil No. 2 en el eje Z..... | 80 |
| Figura 93 Densidad Espectral de Potencia de la carga útil No. 2 en el eje X..... | 81 |
| Figura 94 Densidad Espectral de Potencia de la carga útil No. 2 en el eje Y..... | 81 |
| Figura 95 Densidad Espectral de Potencia de la carga útil No. 2 en el eje Z..... | 81 |
| Figura 96 Registro de aceleraciones con respecto a tiempo del sistema Photon+ en el eje X..... | 82 |

| | |
|--|----|
| Figura 97 Registro de aceleraciones con respecto a tiempo del sistema Photon+ en el eje Y..... | 83 |
| Figura 98 Registro de aceleraciones con respecto a tiempo del sistema Photon+ en el eje Z..... | 83 |
| Figura 99 Registro de aceleraciones con respecto a tiempo de la carga útil No.1 en el eje X..... | 84 |
| Figura 100 Registro de aceleraciones con respecto a tiempo de la carga útil No.1 en el eje Y..... | 84 |
| Figura 101 Registro de aceleraciones con respecto a tiempo de la carga útil No.1 en el eje Z..... | 84 |
| Figura 102 Registro de aceleraciones con respecto a tiempo de la carga útil No.2 en el eje X..... | 85 |
| Figura 103 Registro de aceleraciones con respecto a tiempo de la carga útil No.2 en el eje Y..... | 85 |
| Figura 104 Registro de aceleraciones con respecto a tiempo de la carga útil No.2 en el eje Z..... | 86 |
| Figura 105 Histograma del sistema Photon+ en el eje X durante la Prueba No. 2..... | 86 |
| Figura 106 Histograma del sistema Photon+ en el eje Y durante la Prueba No. 2..... | 87 |
| Figura 107 Histograma del sistema Photon+ en el eje Z durante la Prueba No. 2..... | 87 |
| Figura 108 Histograma de la carga útil No. 1 en el eje X durante la Prueba No. 2..... | 88 |
| Figura 109 Histograma de la carga útil No. 1 en el eje Y durante la Prueba No. 2..... | 88 |
| Figura 110 Histograma de la carga útil No. 1 en el eje Z durante la Prueba No. 2..... | 88 |
| Figura 111 Histograma de la carga útil No. 2 en el eje X durante la Prueba No. 2..... | 89 |
| Figura 112 Histograma de la carga útil No. 2 en el eje Y durante la Prueba No. 2..... | 89 |
| Figura 113 Histograma de la carga útil No. 2 en el eje Z durante la Prueba No. 2..... | 90 |
| Figura 114 Densidad Espectral de Potencia del sistema Photon+ en el eje X..... | 91 |
| Figura 115 Densidad Espectral de Potencia del sistema Photon+ en el eje Y..... | 91 |
| Figura 116 Densidad Espectral de Potencia del sistema Photon+ en el eje Z..... | 91 |
| Figura 117 Densidad Espectral de Potencia de la carga útil No.1 en el eje X..... | 92 |
| Figura 118 Densidad Espectral de Potencia de la carga útil No.1 en el eje Y..... | 92 |
| Figura 119 Densidad Espectral de Potencia de la carga útil No.1 en el eje Z..... | 93 |
| Figura 120 Densidad Espectral de Potencia de la carga útil No.2 en el eje X..... | 93 |
| Figura 121 Densidad Espectral de Potencia de la carga útil No.2 en el eje Y..... | 94 |
| Figura 122 Densidad Espectral de Potencia de la carga útil No.2 en el eje Z..... | 94 |
| Figura 123 Registro de aceleraciones con respecto a tiempo del sistema Photon+ en el eje X..... | 95 |
| Figura 124 Registro de aceleraciones con respecto a tiempo del sistema Photon+ en el eje Y..... | 96 |
| Figura 125 Registro de aceleraciones con respecto a tiempo del sistema Photon+ en el eje Z..... | 96 |
| Figura 126 Registro de aceleraciones con respecto a tiempo de la carga útil No. 1 en el eje X..... | 97 |
| Figura 127 Registro de aceleraciones con respecto a tiempo de la carga útil No. 1 en el eje Y..... | 97 |

| | |
|---|-----|
| Figura 128 Registro de aceleraciones con respecto a tiempo de la carga útil No. 1 en el eje Z. | 97 |
| Figura 129 Registro de aceleraciones con respecto a tiempo de la carga útil No. 2 en el eje X. | 98 |
| Figura 130 Registro de aceleraciones con respecto a tiempo de la carga útil No. 2 en el eje Y. | 98 |
| Figura 131 Registro de aceleraciones con respecto a tiempo de la carga útil No. 2 en el eje Z. | 98 |
| Figura 132 Histogramas del sistema Photon+ en el eje X durante la prueba No. 4. | 99 |
| Figura 133 Histogramas del sistema Photon+ en el eje Y durante la prueba No. 4. | 100 |
| Figura 134 Histogramas del sistema Photon+ en el eje Z durante la prueba No. 4. | 100 |
| Figura 135 Histogramas de la carga útil No. 1 en el eje X durante la prueba No. 4. | 101 |
| Figura 136 Histogramas de la carga útil No. 1 en el eje Y durante la prueba No. 4. | 101 |
| Figura 137 Histogramas de la carga útil No. 1 en el eje Z durante la prueba No. 4. | 101 |
| Figura 138 Histogramas de la carga útil No. 2 en el eje X durante la prueba No. 4. | 102 |
| Figura 139 Histogramas de la carga útil No. 2 en el eje Y durante la prueba No. 4. | 102 |
| Figura 140 Histogramas de la carga útil No. 2 en el eje Z durante la prueba No. 4. | 103 |
| Figura 141 Densidad Espectral de Potencia del sistema Photon+ en el eje X. | 104 |
| Figura 142 Densidad Espectral de Potencia del sistema Photon+ en el eje Y. | 104 |
| Figura 143 Densidad Espectral de Potencia del sistema Photon+ en el eje Z. | 104 |
| Figura 144 Densidad Espectral de Potencia de la carga útil No.1 en el eje X. | 105 |
| Figura 145 Densidad Espectral de Potencia de la carga útil No.1 en el eje Y. | 105 |
| Figura 146 Densidad Espectral de Potencia de la carga útil No.1 en el eje Z. | 106 |
| Figura 147 Densidad Espectral de Potencia de la carga útil No.2 en el eje X. | 106 |
| Figura 148 Densidad Espectral de Potencia de la carga útil No.2 en el eje Y. | 107 |
| Figura 149 Densidad Espectral de Potencia de la carga útil No.2 en el eje Y. | 107 |
| Figura 150 Gráfico de la aceleración en el eje X de la carga útil No. 1. | 108 |
| Figura 151 Gráfico de la aceleración en el eje Y de la carga útil No. 1. | 109 |
| Figura 152 Gráfico de la aceleración en el eje Z de la carga útil No. 1. | 110 |
| Figura 153 Gráfico de la aceleración en los ejes XYZ de la carga útil No. 1. | 111 |
| Figura 154 Gráfico de la aceleración en el eje X de la carga útil No. 2. | 112 |
| Figura 155 Gráfico de la aceleración en el eje Y de la carga útil No. 2. | 112 |
| Figura 156 Gráfico de la aceleración en el eje Z de la carga útil No. 2. | 113 |
| Figura 157 Gráfico de la aceleración en los ejes XYZ de la carga útil No. 2. | 114 |

Índice de tablas

| | |
|---|-----|
| Tabla 1 Requisitos de frecuencia natural de satélite especificados [22]..... | 32 |
| Tabla 2 Especificaciones para la onda sinusoidal [22]. | 33 |
| Tabla 3 Especificaciones para la vibración aleatoria [22]. | 35 |
| Tabla 4 Flujo de la prueba de vibración con especificaciones.[22]..... | 36 |
| Tabla 5 Componentes de la carga útil para registro de aceleraciones. | 38 |
| Tabla 6 Componentes de la carga útil para registro de temperatura y presión..... | 39 |
| Tabla 7 Flujo de la prueba de vibración [22]. | 41 |
| Tabla 8 Equipos empleados en la prueba vibratoria. | 42 |
| Tabla 9 Pruebas de vibración que simulan un vuelo suborbital [22]. | 45 |
| Tabla 10 Especificaciones de la prueba de vibración aleatoria de bajo nivel [22]..... | 46 |
| Tabla 11 Especificaciones de la prueba de vibración aleatoria de alto nivel [22]..... | 82 |
| Tabla 12 Especificaciones de la prueba de vibración aleatoria de choque [22]. | 95 |
| Tabla 13 Características de la carga útil principal No 1..... | 108 |
| Tabla 14 Características de la carga útil auxiliar No 2..... | 111 |

Capítulo 1: Introducción

1.1 Introducción

Actualmente los nanosatélites basados en el estándar Cubesat, garantizan el acceso continuo y económico hacia el espacio. Ofrecen una amplia gama de opciones de lanzamiento y cohetes. Su relevancia está en función de la misión a cumplir; por ejemplo, teledetección, geoposicionamiento, meteorología, navegación espacial, comunicaciones, operaciones militares o investigación científica y tecnológica [1].

Por ello, el nanosatélite debe ser capaz de cumplir con una serie de compromisos que aseguren la operación de éste durante su vida útil. La estructura del nanosatélite es la responsable de determinar la configuración de los elementos y subsistemas que conformarán la carga útil y provee protección e integridad contra perturbaciones [2,3]. Para asegurar que la estructura cumplirá con su misión, se realizan simulaciones y modelados. Posteriormente, se someten a pruebas de laboratorio que simulan las cargas e impactos mecánicos a los cuales estará sometida durante el lanzamiento.

Uno de los desafíos que se plantea el área aeroespacial busca ahondar en los niveles de las cargas a las que se somete el subsistema estructural. Con ello, se podrían obtener predicciones confiables que contribuyan a la optimización de la estructura y a fortalecer los estándares que actualmente se emplean para las pruebas de calificación y verificación de integridad mecánica del nanosatélite [3].

Por todo lo anterior, el presente trabajo aborda el diseño y desarrollo de una carga útil que registre el ambiente mecánico-dinámico que se presenta en una estructura tipo Cubesat. La carga útil se someterá a pruebas de vibración y los resultados

registrados serán comparados con otras misiones suborbitales, a fin de comprobar su funcionalidad.

1.2 Motivación

Con base en los vuelos suborbitales realizados en los últimos años por la “Carga de Servicio Mexicana”, surgió la inquietud de registrar las aceleraciones que se presentan en las estructuras tipo Cubesat durante las fases de ascenso y descenso. Por ello, el diseño y desarrollo de una carga útil que registre el ambiente mecánico-dinámico representa el primer paso hacia misiones espaciales, con enfoque al estudio de las deformaciones que ocurren en los nanosatélites tipo Cubesat durante condiciones de vuelo.

1.3 Contribución

El diseño y desarrollo de una carga útil para medir y registrar las aceleraciones en misiones suborbitales. La información recabada permitirá determinar los niveles de vibración experimentados. Lo cual generará información para el rediseño y mejora de las cargas útiles que registren el ambiente mecánico-dinámico durante vuelo suborbital.

1.4 Planteamiento del problema

Para determinar las vibraciones que ocurren en una estructura tipo Cubesat, se requiere el diseño y desarrollo de una carga útil, que sea capaz de registrar el ambiente mecánico-dinámico. A fin de corroborar la funcionalidad de la carga útil, es necesaria la ejecución de pruebas de vibración, con las que se pueda verificar su operación ante estas condiciones.

1.5 Objetivo general

Diseñar y desarrollar una carga útil para determinación de efectos vibracionales en una estructura tipo Cubesat 2U.

1.6 Objetivos específicos

- Diseño y manufactura de la carga útil.
- Desarrollo de algoritmo para procesamiento de datos.
- Realización de pruebas vibracionales.

1.7 Hipótesis

El desarrollo de una carga útil que registre vibraciones puede ser empleado en la realización de experimentos mecánicos, que permitan registrar el entorno mecánico-dinámico al que son sometidas las estructuras tipo Cubesat.

1.8 Justificación

El desarrollo de una carga útil que sea capaz de registrar el ambiente mecánico-dinámico brindará más información sobre las cargas a las cuales se somete el subsistema estructural de un nanosatélite. Por ello, se propone la realización de pruebas vibratorias, a fin de comprobar la operación y el registro de información de la carga útil. Los resultados obtenidos, contribuirán al rediseño y mejora de la carga útil.

A continuación, se resumen el contenido de los siguientes capítulos. El capítulo 2 contiene el marco teórico, el cual, comienza con generalidades entorno a los nanosatélites, haciendo énfasis en los Cubesat y los subsistemas que lo componen.

Luego continua con una breve descripción de los vuelos suborbital y finaliza con la explicación de las pruebas mecánicas para calificación de nanosatélites. El capítulo 3 explica la metodología seguida en este trabajo para el diseño y desarrollo de la carga útil, la ejecución de las pruebas vibratorias y el procesamiento de la información obtenida. En el capítulo 4 se analizan y discuten los resultados registrados durante las pruebas de vibración y su comparación con otras misiones suborbital. Por último, en el capítulo 5 se exponen las conclusiones, así como se emiten las recomendaciones para trabajos a futuro.

Capítulo 2: Antecedentes

Los satélites son sistemas electromecánicos autónomos que se diseñan, manufacturan y prueban para realizar misiones de interés para la sociedad. Se lanza al espacio y se coloca en alguna de las orbitas satelitales (órbita terrestre baja (LEO), órbita geoestacionaria (GEO), órbita terrestre media (MEO)). Permiten estudiar la tierra, fenómenos físicos, dinámica espacial, percepción remota, etcétera [4].

La Unión Soviética, en 1957, lanzó el primer satélite artificial, el Sputnik. Con este lanzamiento, demostró que era factible poner un cuerpo autónomo orbitando alrededor de la Tierra [4]. A partir de ahí se generó una dinámica de desarrollo científico-tecnológico para diseñar, manufacturar, probar y lanzar satélites artificiales [4].

Actualmente, los satélites se clasifican según su masa en (*figura 1*) [1]:

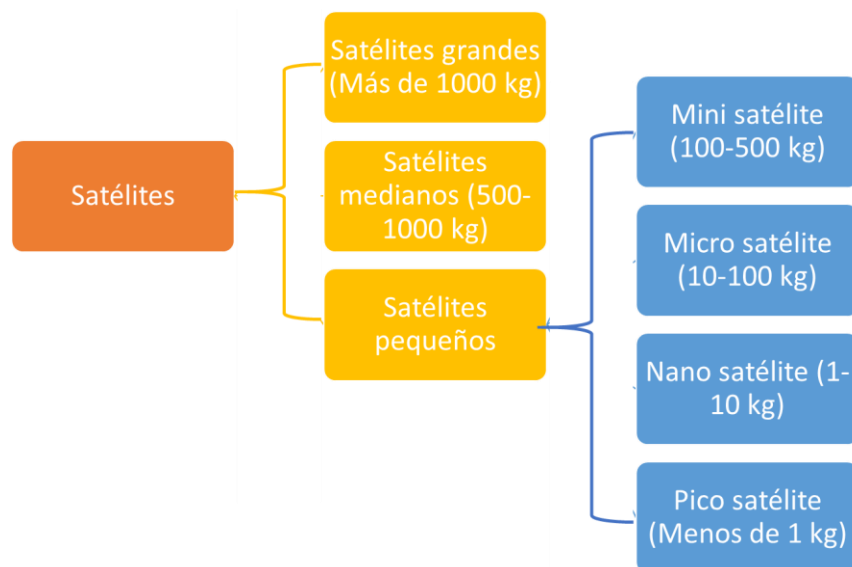


Figura 1 Esquema de la clasificación de satélites según su masa [1].

La manufactura de sistemas satelitales es costosa, por consiguiente, la masa de un satélite es importante porque impacta de manera directa en el costo de lanzamiento, debido a que se cobra por kilogramo. Esto implica que, la reducción de la masa es prioritaria, así como el tamaño de las cargas útiles, mediante la miniaturización [5]. Esta nueva tendencia se basa en la filosofía “New Space”, propuesta por el Politécnico de California (CalPoly) en el año del 2002 y que consiste en el diseño de satélites menos costosos y en menor tiempo [1].

Con lo anterior, se difundió el estándar de los nanosatélites llamados Cubesat (figura 2). Son cubos de diez centímetros por lado y con un peso máximo de un kilogramo [4]. En un Cubesat es posible colocar toda la electrónica y los mecanismos en una unidad (1U) o más unidades (2U, 3U, 4U, 6U), que permiten realizar las mismas funciones de un satélite grande, pero a un costo menor comparado con los costos de este último [4]. Cabe señalar que actualmente, los Cubesat se utilizan para llevar a cabo misiones científicas y tecnológicas específicas [6].



Figura 2 Cubesat [7].

2.1 Misiones espaciales.

La misión espacial es clave para el desarrollo de la tecnología espacial, en la cual se plantean, actividades que permitan satisfacer los requerimientos tecnológicos [8].

Con la miniaturización de la tecnología y las nuevas soluciones de negocios espaciales, se han fomentado en años recientes que se desarrollen cargas útiles para nanosatélites tipo Cubesat [9].

La característica especial de los nanosatélites es que pueden hacer las mismas tareas que los satélites grandes en poco tiempo y bajo costo, pero el tiempo de las misiones es muy corto [1].

Algunas de las misiones espaciales que se realizan con nanosatélites son [1]:

- **Observación de la tierra:** Obtención de datos para la gestión de los recursos naturales, desarrollo de una economía sostenible, análisis del impacto humano en la agricultura, bosques, geología y medioambiente.
- **Comunicaciones:** Permite comunicaciones con las zonas sin cobertura terrestre a través de una infraestructura espacial con necesidad de comunicación a nivel planetario.
- **Geolocalización y logística:** La gestión de activos (aviones, barcos, vehículos) desde el espacio y con una visión global, mediante constelaciones de nanosatélites puede monitorizar a diferentes grupos de activos en cualquier parte del planeta de manera inmediata.
- **Monitoreo de señales:** Los nanosatélites permiten monitorear las señales de radio que se emiten de la tierra, por ejemplo, en caso de desastre, se puede tener información preliminar sobre el grado de impacto y las zonas más afectadas permitiendo una organización más ágil de las labores de rescate y recuperación.
- **Aplicaciones científicas:** Observación espacial, misiones interplanetarias, pruebas de sistemas en órbita o investigaciones biomédicas, materiales, estructuras, educación, etcétera.

2.2 Estructuras tipo Cubesat

La estructura de un satélite representa el vehículo del sistema [2]. Su misión es proteger todos los subsistemas contra perturbaciones externas y proveerles integridad estructural para las operaciones en el espacio.

Algunos requerimientos con los que debe cumplir una estructura satelital son [3]:

- Volumen interno suficiente para acomodar la carga útil.
- Es altamente deseable un diseño modular de acuerdo con la masa.
- Proveer mecanismos de sujeción para los paneles solares, antenas y sensores.
- Debe resistir y proteger a la carga útil durante la transportación, lanzamiento, despliegue y operaciones de la misión.
- El material empleado debe ser ligero y apropiado para el lanzamiento y el despliegue.
- Debe ser térmicamente estable para soportar las variaciones de temperatura orbital.
- Debe proporcionar un punto común de conexión a tierra eléctrica.

Por otra parte, este subsistema se divide en:

- **Estructura primaria:** Es la interfaz estructural entre otros subsistemas del satélite y el vehículo de lanzamiento [3]. Tiene la característica de determinar la resistencia y rigidez global sobre la cual se sujetarán las demás unidades [10]. Para los Cubesat, la estructura primaria generalmente se compone de una o más estructuras cúbicas con secciones transversales cuadradas (marco con piel, armadura, cilindro monocasco, cilíndricos con larguero y piel) [3,11].

- **Estructura secundaria:** Es la estructura de soporte para antenas y paneles solares. Las consideraciones para las estructuras primarias también se aplican a las estructuras secundarias [3].
- **Estructura terciaria:** Carcasa de componentes, soportes de montaje, soportes de cable y paneles de conectores [3].

2.2.1 Filosofía de diseño

El proceso de diseño de la estructura comienza con un diseño conceptual y termina en una fecha establecida para mostrar el diseño definitivo, para comenzar con la manufactura. Con lo anterior, se pretende cumplir con los requisitos de misión a fin de asegurar el cumplimiento de todos los requisitos y, además, poder interactuar con los diferentes sistemas. Posteriormente, se define de acuerdo con la misión las cargas útiles principales, además de los requerimientos de la plataforma y de los sistemas auxiliares [2].

Por lo tanto, las prioridades en el diseño estructural son [2]:

- Acomodo de la carga útil y los sistemas del satélite.
- Soporte de las cargas de lanzamiento.
- Rigidez del sistema.
- Protección ambiental.
- Alineación de los componentes y antenas.
- Patrones de conductividad térmica y eléctrica.
- Accesibilidad.

2.2.2 Materiales de la estructura tipo Cubesat

Una vez diseñada la estructura primaria del nanosatélite, se procede con la selección del material. La selección de un material requiere de las propiedades de

los materiales y sus limitaciones. Por lo cual, se recomiendan los siguientes criterios de selección [2]:

- Resistencia del material.
- Rigidez.
- Resistencia a la corrosión.
- Resistencia a la fractura y a la fatiga.
- Características termo-ópticas.
- Características de sublimación y erosión.
- Facilidad de manufactura y modificación.
- Disponibilidad y costo.

Para este trabajo se utilizó una estructura Cubesat de 2U de Al-6063-T6 con anodizado negro, de la marca ISIS. Además de juntas y accesorios de acero inoxidable 316L.

2.3 Carga útil

La carga útil son los sistemas a bordo del satélite y deben ser diseñados acorde con la misión [5]. Las restricciones con respecto a masa, volumen y energía limitan la elección de los instrumentos a utilizar, si la misión es una demostración tecnológica, entonces el componente a utilizar y probar será la carga útil [5].

2.3.1 Sistema de potencia

El sistema de potencia o de suministro eléctrico es necesario para la operación de todos los sistemas y subsistemas del satélite [5]. Este sistema comprende la conversión, el acondicionamiento y el almacenaje de la energía; además, de una etapa de protección contra altas tensiones voltaicas o de corriente y la distribución de la energía a través de un sistema de bajo voltaje (*figura 3*). [5]

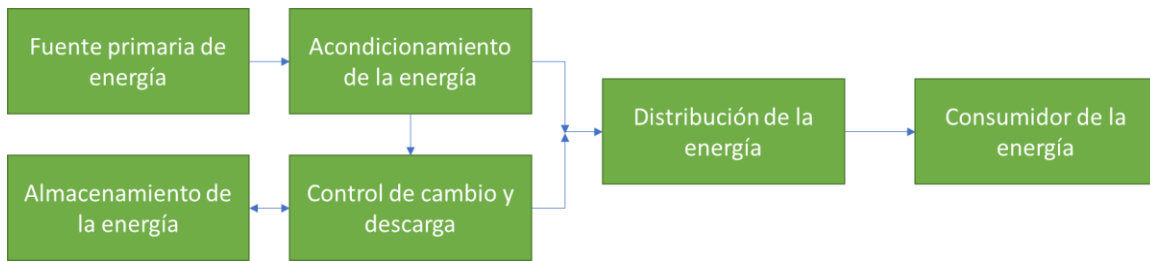


Figura 3 Diagrama de bloques que representa el sistema de potencia de un sistema espacial [5].

En el caso de los nanosatélites tipo Cubesat, la única fuente de energía que pueden emplear es la conversión de la luz solar por medio de celdas solares. [5]

En la actualidad, los acumuladores basados en la tecnología de ion de litio son comúnmente empleados [5]. Para la mayoría de los Cubesat, las baterías de ion de Litio o de polímero de Litio son la mejor opción. Estas baterías están clasificadas para 10,000 ciclos de carga – descarga. Las baterías de Hidruro de Níquel son también una opción, pero tienen una densidad de poder mucho menor que las baterías de Litio. La única razón para considerar a las baterías de Hidruro de Níquel (NMH) es sí la duración de la misión es más larga a un año y medio. [12].

Para el acondicionamiento y distribución de la energía, se pueden emplear convertidores DC-DC (elevadores o reductores) [5]. Estos componentes tienen como función mantener los parámetros de voltaje obtenidos desde las celdas solares o las baterías a los niveles de voltaje que requiere el sistema de distribución de energía. Los niveles de voltaje más comunes son 3.3 V y 5V [5]. Cabe señalar que, el sistema de potencia debe contar con interruptores que permitan reiniciar la computadora de vuelo o colocar el satélite en un modo ahorrador de energía [5].

2.3.2 Sistema de comunicación

El satélite debe ser capaz de recibir comandos y enviar datos. El proceso comienza por la recolección de los datos como mediciones, información del estado actual, etc., la cual llega a la computadora de vuelo y se encarga de empaquetar y transmitir la información [5].

Para la transmisión de datos hacia el nanosatélite, se debe contar con una señal de alta potencia en la estación terrena para asegurar la comunicación entre estos [5]. Por lo anterior, la cantidad de datos que se transmiten debe ser una fracción de los datos que el nanosatélite devuelve a la estación terrena [5].

2.3.3 Computadora de-a-bordo

La computadora de-a-bordo (OBC, por sus siglas en inglés) representa el "cerebro" del nanosatélite, proporciona las funciones, procedimientos y servicios en preparación de las diversas tareas. La buena comunicación entre el segmento terrestre y la OBC determinarán la manipulación y gestión de datos que permitan el cumplimiento de la misión [13].

Los elementos que constituyen una OBC son [13]:

- Microprocesador.
- Memoria interna SRAM / SDRAM.
- Memoria BOOT PROM / EEPROM.
- Memoria para protección.
- Buses de datos y controladores de buses.
- Interfaz de depuración, interfaz de servicios.
- Interfaz de transporte.
- Suministro de potencia.

- Unidades de reconfiguración.
- Condicionamiento térmico y equipamiento de control.
- Opcionalmente se incluyen una unidad de E/S remota y una memoria masiva o unidad de formateo para datos científicos y gestión interna.

Por lo tanto, la OBC debe cumplir con los siguientes requisitos [13]:

- Proporcionar una eficiencia de cómputo para el propósito de la misión.
- Ser mecánicamente robusto para soportar las cargas inducidas por el lanzador e impactos al satélite.
- Soportar campos electromagnéticos y cambios térmicos extremos.
- Resistir dosis de radiación de partículas de alta energía.
- Consumo de potencia limitado por las restricciones del sistema de potencia.
- Cumplir con requerimientos de seguridad y redundancia.

2.3.4 Vuelo suborbital

Un vuelo suborbital se puede definir como un vuelo que no involucre enviar un vehículo dentro de una órbita y se delimita por la línea de Kármán. Esta línea se extiende a 100 km por encima del nivel del mar; representa un punto donde un vehículo vuela lo suficiente para sostenerse con la elevación aerodinámica de la atmósfera de la Tierra y volaría más rápido que la velocidad orbital. Cubre la troposfera (hasta 20 km), la estratósfera (hasta 50 km), la mesosfera (hasta 85 km) y una pequeña sección de la termósfera, que se extiende hasta 690 km [14,15]. Por lo anterior, los vuelos suborbitales representan un área de oportunidad para centros de investigación y universidades que realizan investigaciones y educación espacial. Para el caso de lanzamiento de satélites pequeños, permitió el desarrollo rápido de cargas útiles y sistemas de despliegue estándar [14].

Entre los años del 2002 y 2011, 105 satélites con cargas menores a 15 kilogramos fueron probados mediante vuelos suborbitales, principalmente por universidades de los Estados Unidos [14]. En el caso de México, se ha convertido en una alternativa para las universidades para la formación de recurso humano en el área espacial [15]. Ha permitido la validación de sistemas electrónicos en ambiente de espacio cercano, previo a su transferencia hacia modelos de vuelo orbital. Las plataformas suborbitales, con arquitectura similar a la de un nanosatélite real, permiten la verificación operativa de diversas aplicaciones científicas y tecnológicas, teniendo un balance costo-beneficio alto y la gran ventaja de la recuperación de la carga útil [16].

La revolución en el desarrollo de los Cubesat y la creciente demanda para el lanzamiento de Cubesat (De 1U a 6U) han generado cambios a la industria de los lanzadores, en cuanto a desarrollos técnicos e institucionales para crear nuevas configuraciones especiales que permiten a los lanzadores tener mayores espacios para lanzar un gran número de pequeños satélites al mismo tiempo. Por lo cual, muchos proveedores ofrecen estructuras auxiliares o secundarias que proporcionan diversos puntos de montaje para micro y mini satélites, e incluso sistemas de despliegue para pico y nanosatélites [17].

Los vehículos más utilizados para transportar las cargas útiles en vuelos suborbitales son los globos meteorológicos. Estos son globos estratosféricos que llegan hasta la alta atmosfera (figura 4) [18]. Están hechos de látex o caucho sintético (neopreno) y pueden llevar cargas útiles hasta los 40,000 m.s.n.m. (130,000 ft) [18,19].



Figura 4 Globo meteorológico [18].

Algunas ventajas que ofrece el uso de los globos meteorológicos son [20]:

- *Ahorro significativo en costos:* Esto se debe a la recuperación de instrumentos (Radiosondas).
- *Misiones con muestras de retorno:* Retorno de cargas útiles que impactan directamente en la conservación del ambiente (reciclaje y reutilización de cargas útiles).
- *Mayor resolución:* Los datos registrados en la carga útil ya no está limitada por el ancho de banda.

A continuación, se describe la operación de un globo meteorológico:

“El gas sustentador que se emplea para los globos meteorológicos es el Helio. Al confinar este gas dentro del globo, se puede unir una línea al globo, llamado tren de vuelo, con nuestra carga útil suspendida en el otro extremo. El globo subirá la carga útil hasta el borde del espacio, sin embargo, a medida en que el globo ascienda, la presión en la atmósfera disminuye y hace que el globo se expanda y explote. La carga útil caerá a la Tierra bajo un paracaídas. El aseguramiento del rastreo de la carga útil permitirá recuperarla junto con los datos científicos recabados [18]”.

La figura 5 muestra la caracterización del vuelo de un globo meteorológico. A medida que el globo pasa la región de transición (figura 5d), la velocidad de ascenso disminuye. Luego aumenta drásticamente para generar explosiones cortas a medida que el globo vuela a través de la corriente en chorro [18].

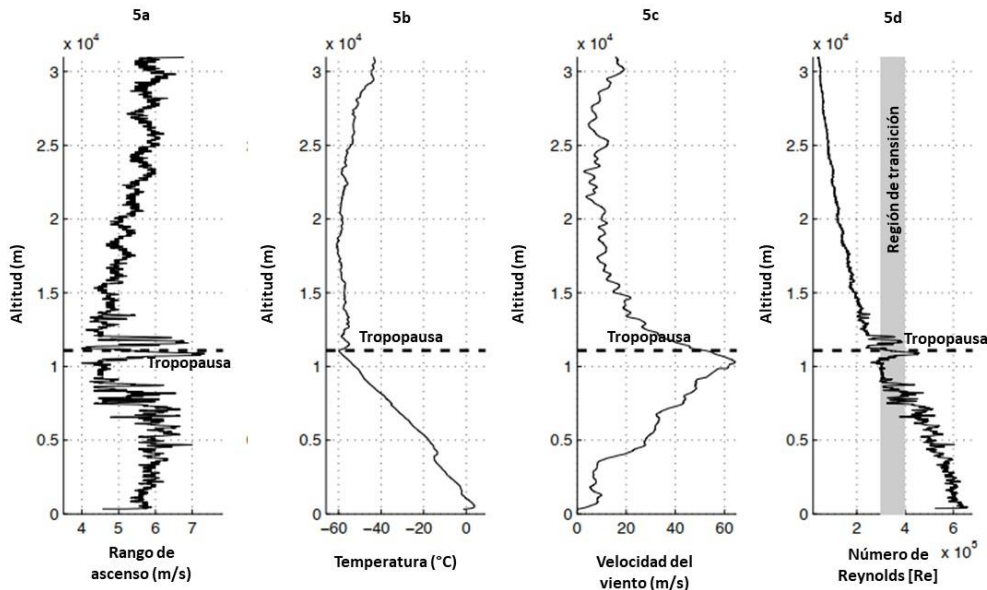


Figura 5 Caracterización del vuelo de un globo meteorológico [Wilmington (IL), 15 de abril de 2008, tasa de lapso troposférico medio 3.66 °C / km (ISA 6.49 °C / km) [20].

2.4 Pruebas mecánicas para estructuras tipo Cubesat

Cada pieza de un sistema espacial está sujeta a esfuerzos mecánicos, principalmente durante la fase de lanzamiento, las maniobras de control de actitud y trayectoria, proceso de separación, reingreso atmosférica y aterrizaje [21].

Por lo tanto, las principales cargas que se presentan y afectan a los sistemas espaciales son [21]:

- **Cargas cuasi estáticas:** Principalmente ocurre durante el lanzamiento, maniobras y de reingreso atmosférico. Son originados por los sistemas de propulsión, cargas aerodinámicas y cargas inerciales.

- **Cargas transitorias y de choque:** Estos eventos pueden ser de duración muy corta, pero en respuestas estructurales altas (repuestas de choque).
- **Cargas cuasi armónicas:** Ocurren como una excitación transitoria armónica, debido a la inestabilidad de los sistemas de propulsión, la excitación temporal de resonancias estructurales, o la autoexcitación de sistemas dinámicos causada por el acoplamiento posterior. Las respuestas estructurales son significativamente altas.
- **Cargas aleatorias:** Ocurren durante los procesos aerodinámicos y de propulsión. Son inducidas en la estructura por la nariz del cuerpo o la nariz del aerotransportador. La respuesta estructural es alta.

Durante la etapa de lanzamiento, además de las cargas estáticas inducidas por la aceleración del vehículo lanzador y las cargas aerodinámicas, se generan vibraciones inducidas por el sistema de propulsión y la salida de la atmósfera. Adicionalmente, el alto nivel de ruido acústico durante el lanzamiento y en la fase de vuelo transónico producen campos de presión fluctuante afectando la superficie de la estructura [21].

2.4.1 Pruebas de vibración

Las pruebas de vibración tienen como objetivo demostrar resistencia de un componente o sistema en un entorno vibratorio durante su vida útil [22]. Las pruebas se realizan simulando las cargas mecánicas dinámicas [21]. Un componente debe resistir la vibración causada por las ondas acústicas del vehículo de lanzamiento y del motor a través del montaje estructural [23].

Por lo anterior, las pruebas de vibración tienen como propósito [22]:

1. Asegurar la resistencia del componente para soportar el entorno de vibración durante el lanzamiento, que no se producirá ningún fallo en la estructura principal, que ningún tornillo o perno saldrá de su posición y que la frecuencia

natural no cambiará antes y después del ensayo. La tabla 1 muestra las frecuencias naturales requeridas y derivadas del análisis, los cuales son requisitos de un componente espacial.

Tabla 1 Requisitos de frecuencia natural de satélite especificados [22]

| Eje | Frecuencia Natural Requerida | Frecuencia Natural derivada del análisis |
|-----|------------------------------|--|
| X | > 100 Hz | 336 Hz |
| Y | > 50 Hz | 98 Hz |
| Z | > 50 Hz | 166 Hz |

2. Verificar los resultados de análisis estructural en términos de frecuencias naturales.
3. Caracterizar el nivel de vibración de las unidades satelitales a través de la medición de la densidad espectral de potencia (PSD), el valor de la raíz cuadrada (RMS) de cada PSD, relación de amplitud y frecuencia de resonancia (natural) en cada ubicación especificada.

Por lo tanto, las pruebas que se aplican a componentes y sistemas espaciales son:

- **Vibración sinusoidal**

Este tipo de vibración está caracterizada por el movimiento oscilatorio con un tiempo sinusoidal. La frecuencia y amplitud de movimiento son alterados de acuerdo con un espectro específico. La amplitud de la carga vibratoria es especificada como aceleración. La correlación de estos parámetros se define como:

| | |
|-----------------------|---|
| Desplazamiento | $x = x_0 \sin(\omega t)$ |
| Velocidad | $y = v_0 \cos(\omega t)$ con $v_0 = x_0 \omega$ |
| Aceleración | $a = -a_0 \sin(\omega t)$ con $a_0 = v_0 \omega = x_0 \omega^2$ |

Donde:

x = Desplazamiento

x_0 = Posición inicial

ω = Velocidad angular

t = Tiempo

y = Velocidad

v_0 = Velocidad inicial

a = Aceleración

a_0 = Aceleración inicial

Esto indica que la progresión de la frecuencia durante una prueba es exponencialmente. Es decir, un cambio de frecuencia de una octava a intervalos de tiempos constantes. Los parámetros requeridos para la prueba de vibración sinusoidal se muestran en la tabla 2 [21].

Tabla 2 Especificaciones para la onda sinusoidal [22].

| Vibración sinusoidal | |
|--------------------------------|---------|
| Eje | Z |
| Rango de frecuencia [Hz] | 5 – 100 |
| Aceleración [G] | 2.5 |
| Velocidad de barrido [oct/min] | 4 |

- **Vibración aleatoria**

El valor de la excitación en un momento dado no se puede pronosticar, pero, la recopilación de registros de la excitación puede presentar cierta regularidad estadística [24]. La excitación aleatoria estacionaria se caracteriza por un movimiento aleatorio distribuido estadísticamente que cumple un espectro en el dominio de la frecuencia. Como en el caso de la prueba sinusoidal, la aceleración es el parámetro principal [21].

Los parámetros característicos de la prueba de vibración aleatoria pueden ser deducidos a partir de las expresiones para señales con amplitudes normales distribuidas [21]:

| | |
|---|---|
| Raíz cuadrada de la aceleración (a_{RMS}) | $a_{RMS} = \sqrt{\lim_{T \rightarrow \infty} \frac{1}{T} \int_0^T a^2(t) dt}$ |
| Aceleración máxima | $a_{max} = 3a_{RMS}$ |

Donde:

a_{RMS} = Raíz cuadrada de la aceleración

a = Aceleración

T = Periodo

t = Tiempo

a_{max} = Aceleración máxima

El espectro de la prueba de vibración aleatoria se encuentra en el dominio de la frecuencia usando la densidad espectral de aceleración o densidad espectral de potencia [21].

| | |
|---|-------------------------------------|
| Densidad Espectral de Potencia (PSD) | $PSD(f) = \frac{da_{RMS}^2(f)}{df}$ |
|---|-------------------------------------|

Donde:

PSD = Densidad espectral de potencia

f = Frecuencia

a_{RMS} = Raíz cuadrada de la aceleración

A continuación, en la Tabla 3 se muestran las especificaciones requeridas para la prueba de vibración aleatoria [22].

Tabla 3 Especificaciones para la vibración aleatoria [22].

| Vibración aleatoria | |
|---|--|
| Rango de frecuencia [Hz] | 20 – 200 200 – 2000 |
| Densidad espectral de potencia PSD [G^2/Hz] | +3 dB/oct (20 – 200 Hz) 0.032 (200 – 2000 Hz) |
| Aceleración [G_{rms}] | 7.8 |
| Tiempo [min] | 1 |

El montaje del experimento (figura 6) para la realización de las pruebas de vibración, consiste en el componente de prueba, un soporte y un sistema de medición. El sistema de medición consiste en acelerómetros, un sistema de adquisición de datos (DAC, por sus siglas en inglés), un amplificador de señales y un ordenador [22]. Para la realización de las pruebas se usan sistemas hidráulicos y sistemas electrodinámicos, estos últimos tienen un uso predominante debido a que manejan frecuencias de hasta 2000 Hz [21].

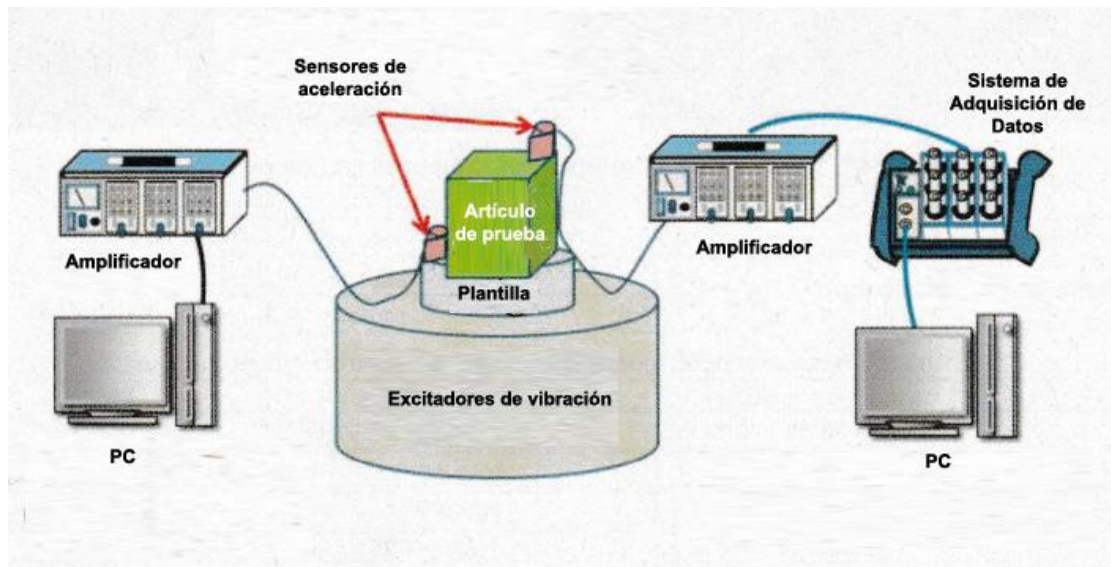


Figura 6 Esquema de la configuración de una prueba de vibración [22].

En la Tabla 4 se muestra el flujo de la prueba con sus respectivos parámetros de especificación, de acuerdo con las pruebas de vibración realizadas por el Laboratorio de Ambiente Espacial del Instituto Tecnológico de Kyushu [22]:

Tabla 4 Flujo de la prueba de vibración con especificaciones.[22]

| Numero | Vertical / Horizontal | Modo de vibración | Nivel de la prueba | Frecuencia [Hz] | Duración de la prueba [seg] | Muestras / seg | Notas |
|--------|-----------------------|-----------------------------------|--------------------|-----------------|-----------------------------|----------------|--------------------------------|
| 1 | Horizontal | Vibración aleatoria de bajo nivel | $0.5 G_{rms}$ | 20-2000 | 60 | 10000 | Plano |
| 2 | Horizontal | Choque | $6.3 G_o - p$ | 20 | 1 | 5000 | - |
| 3 | Horizontal | Vibración aleatoria de bajo nivel | $0.5 G_{rms}$ | 20-2000 | 60 | 10000 | Plano |
| 4 | Horizontal | Senoidal | $2.5 G_o - p$ | 5-100 | 4 oct/min | 5000 | Barrido ascendente/descendente |
| 5 | Horizontal | Vibración aleatoria de bajo nivel | $0.5 G_{rms}$ | 20-2000 | 60 | 10000 | Plano |
| 6 | Horizontal | Vibración aleatoria | $7.8 G_{rms}$ | 20-2000 | 60 | 10000 | - |
| 7 | Horizontal | Vibración aleatoria de bajo nivel | $0.5 G_{rms}$ | 20-2000 | 60 | 10000 | Plano |

Cabe señalar que, los resultados obtenidos de la prueba se representan como espectros de control para la entrada de vibración y de respuesta en la muestra. [21]

Adicionalmente, las señales adquiridas pueden ser representadas como registros en función al tiempo o como funciones de respuesta de frecuencia. Una prueba de vibración es considerada exitosa si la carga vibratoria aplicada es acorde con lo que marca la especificación, si el componente de la prueba no presenta algún daño mecánico después de la prueba, y si la prueba funcional del componente después de la prueba de vibración puede ser aprobada sin falla [21].

Como se ha descrito en este capítulo, el uso de nanosatélites es relevante debido a sus bajos costos de lanzamiento y desarrollo, siendo útiles tanto en misiones espaciales como suborbitales. En función a este trabajo, se profundizó en el subsistema estructural de los nanosatélites, ya que es responsable de asegurar la integridad de la carga útil durante su operación. Para ello, se realizan pruebas mecánicas (para este trabajo, pruebas de vibración), con el objetivo de simular el ambiente mecánico-dinámico en el que funcionará.

Capítulo 3: Metodología experimental

En este capítulo se describen las etapas que componen la metodología experimental. La primera etapa corresponde al diseño y desarrollo de la carga útil, la segunda etapa describe las pruebas de vibración y la tercera etapa el tratamiento realizado a la información registrada por la carga útil. A continuación, se describe a detalle cada una de las etapas.

3.1 Etapa 1: Diseño y desarrollo de carga útil

Misión: Registro de aceleraciones que se presentan en una estructura Cubesat 2U.

En esta etapa se consideró la misión para diseñar la arquitectura de la carga útil, que consta de un circuito electrónico de baja potencia, una placa microcontroladora para procesar la información recabada por los sensores y guardarla en una unidad de memoria SD.

La arquitectura de la carga útil se dividió en dos partes:

1. Medición de aceleraciones: La finalidad de esta carga útil fue el registro de las aceleraciones mediante el uso de sensores de aceleración y su almacenamiento en una memoria SD. La figura 7 muestra la arquitectura desarrollada para el cumplimiento de la tarea y en la Tabla 5 se enlistan los componentes utilizados.

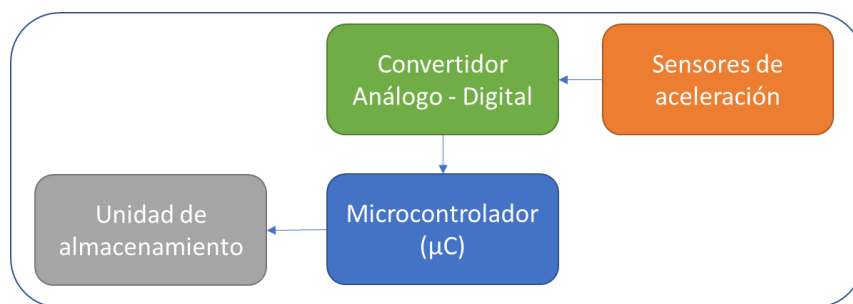


Figura 7 Arquitectura de la carga útil empleado para la medición de aceleraciones.

Tabla 5 Componentes de la carga útil para registro de aceleraciones.

| Componente | Modelo | Características |
|---------------------------------|------------|---|
| Acelerómetro | H3LIS331DL | Rangos de medición: ± 100 , ± 200 , ± 400 g Temperatura de operación: -40°C a $+85^{\circ}\text{C}$ |
| Microcontrolador | Mega 2560 | Frecuencia de reloj: 16 MHz Consumo de corriente: 220 mA (5V) Temperatura de operación: -40°C a $+85^{\circ}\text{C}$ |
| Unidad de almacenamiento | Catalex | Módulo de almacenamiento para tarjetas SD |

2. Medición de temperatura y presión: El objetivo de esta carga útil es el registro de las variables de temperatura (interior y exterior de la carga útil) y presión atmosférica en una memoria SD. La figura 8 muestra la arquitectura sugerida para realizar la función y la Tabla 6 los componentes utilizados.

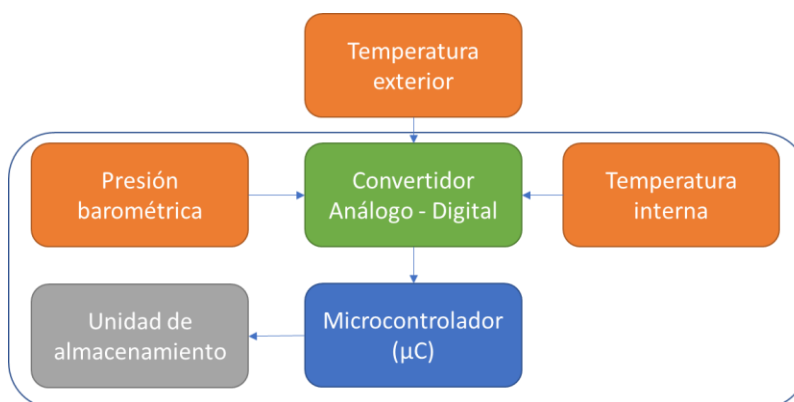


Figura 8 Arquitectura de la carga útil para medición de temperatura (interna y externa) y presión.

Tabla 6 Componentes de la carga útil para registro de temperatura y presión.

| Componente | Modelo | Características |
|--------------------------|-------------------|---|
| Termistor | SA1-TH-44004-40-T | Rango de operación: -80° a 120° Resistencia Ω (@ 25°C): 2252 Ω |
| Sensor de presión | BMP 180 | Rango de operación: -80° a 120° Rango de presión (hPa): 300-1100 |
| Microcontrolador | Mega 2560 | Frecuencia de reloj: 16 MHz Consumo de corriente: 220 mA (5V) Temperatura de operación: -40°C a +85°C |
| Unidad de almacenamiento | Catalex | Módulo de almacenamiento para tarjetas SD |

De acuerdo con el tamaño de los componentes se diseñaron las placas de circuito impreso (PCB) en el software Fritzing, como se muestra en la figura 9. Cabe señalar que para el diseño de las placas se consideró la estructura Cubesat 2U comercial pre certificada de la empresa ISIS, así como las medidas y geometría de las placas separadoras. Por último, se realizó la manufactura de las placas de circuito impreso y finalmente el ensamble los componentes que forman la carga útil (figura 10).

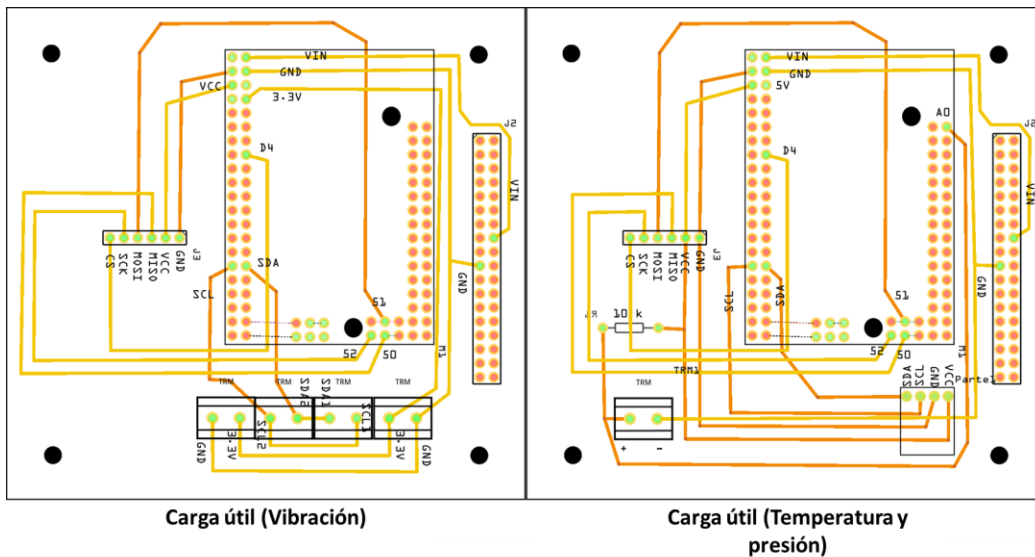


Figura 9 Placas de circuito impreso correspondientes a la carga útil.

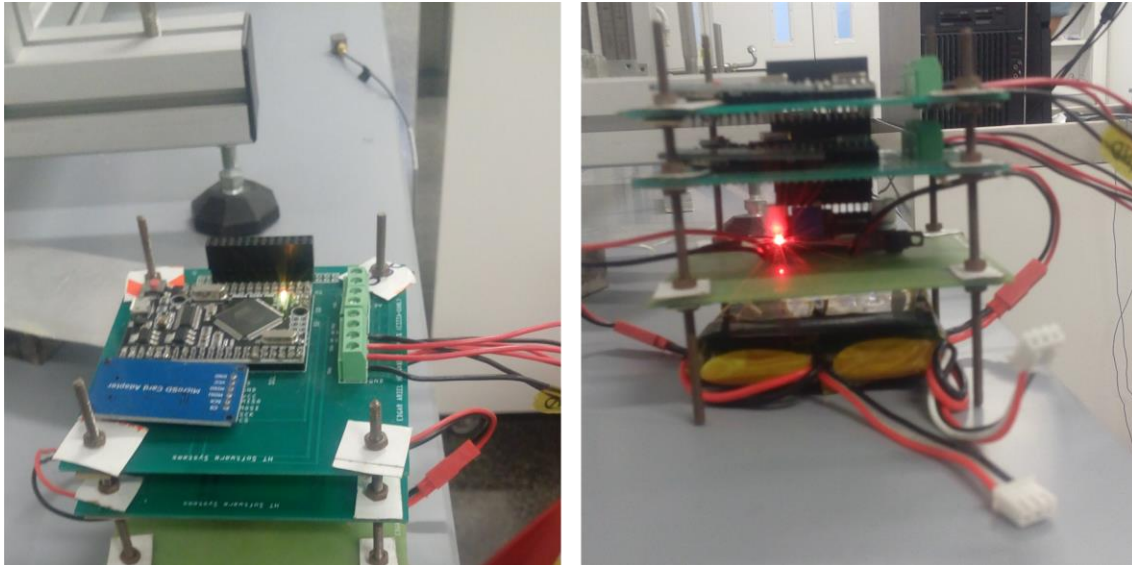


Figura 10 Vista lateral y superior de la carga útil

La programación de la carga útil se realizó en el software de código abierto Arduino IDE, que es una interfaz escrita en Java y basada en el lenguaje Processing [25].

3.2 Etapa 2: Pruebas a la carga útil

Esta etapa se probó la funcionalidad de la carga útil mediante las siguientes pruebas:

- **Funcionales:** Se llevó a cabo la integración y verificación de cada uno de los componentes de la carga útil, el consumo de energía y la funcionalidad completa de la carga útil. La figura 11 muestra el diagrama de flujo seguido para las pruebas funcionales.

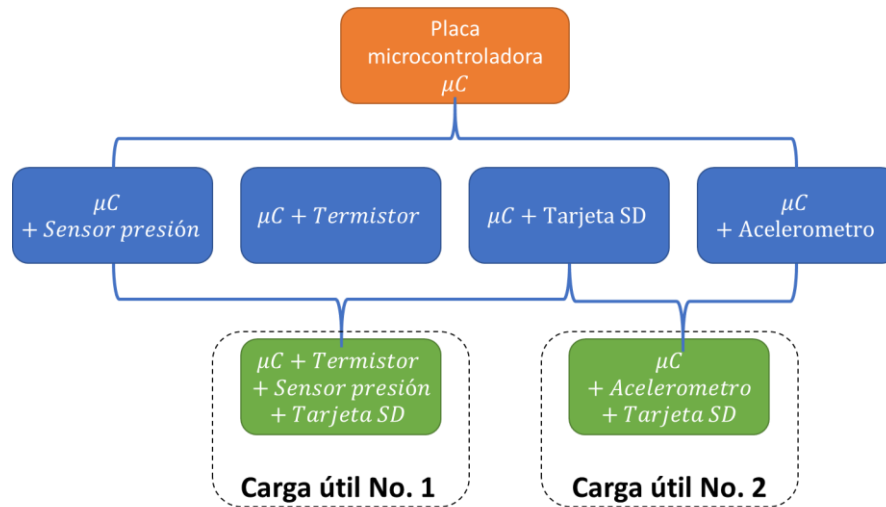


Figura 11 Esquema de las pruebas funcionales.

Vibración: La prueba vibratoria se ejecutó bajo los estándares ISO 17770: 2017, ISO CD 19683 para Cubesat y pequeños satélites y en base a lo establecido por el Laboratorio de Ambiente Espacial del Instituto de Tecnología de Kyushu [22, 26,27]. La Tabla 7 muestra el flujo seguido para las pruebas de vibración, mientras que la Tabla 8 enlista los equipos empleados durante la prueba.

Tabla 7 Flujo de la prueba de vibración [22].

| Numero | Modo de vibración | Nivel de la prueba | Frecuencia [Hz] | Duración de la prueba [seg] | Muestras / seg | Notas |
|--------|------------------------------------|--------------------|-----------------|-----------------------------|----------------|-------|
| 1 | Vibración aleatoria de bajo nivel | 0.5 G_{rms} | 20-2000 | 60 | 10000 | Plano |
| 2 | Vibración aleatoria de alto nivel. | 7.8 G_{rms} | 20-2000 | 60 | 10000 | - |
| 3 | Vibración aleatoria de bajo nivel | 0.5 G_{rms} | 20-2000 | 60 | 10000 | Plano |
| 4 | Choque | 6.3 $G_o - p$ | 20 | 1 | 5000 | - |
| 5 | Vibración aleatoria de bajo nivel | 0.5 G_{rms} | 20-2000 | 60 | 10000 | Plano |

NOTA: La prueba de vibración senoidal no se efectuó debido a los rangos de operación del excitador electrodinámico.

Tabla 8 Equipos empleados en la prueba vibratoria.

| Equipo | Marca | Modelo |
|---------------------------------|------------------|-----------------------|
| Excitador Electrodinámico | LDS | V721 |
| Amplificador de señales | LDS | PA-1000L |
| Fuente de voltaje | LDS | FPS-10L |
| Tarjeta de adquisición de datos | Brüel & Kjær | Photon+ |
| Acelerómetro | PCB Piezotronics | 352C22 |
| Acelerómetro | Brüel & Kjær | 4507-B-004 |
| Controlador de vibraciones | LDS | LDS Dactron Láser USB |
| Software Shaker Control | | |

Además, se diseñó y manufacturó la base sobre la cual se monta la estructura tipo Cubesat (figura 12). Cabe señalar que, la base sirve como interfaz entre la mesa de pruebas vibratorias y la estructura.

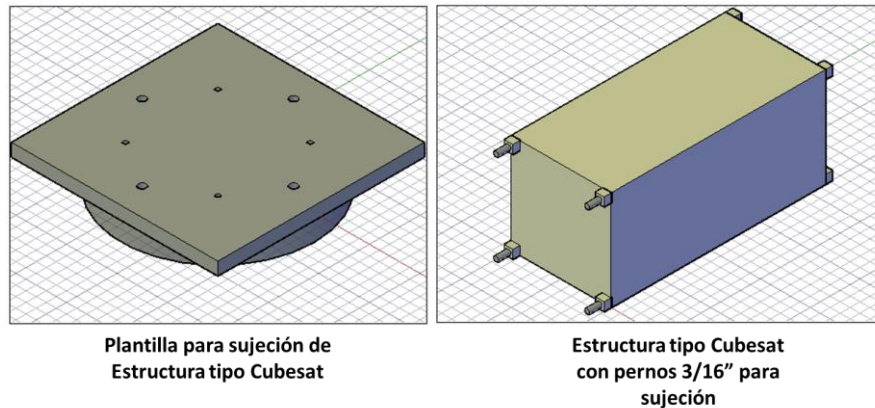


Figura 12 Plantilla para sujeción de estructura tipo Cubesat.

El acondicionamiento de la prueba (figura 13) incluyó:

- Conexión, configuración y prueba del excitador electrodinámico (figura 13a).
- Acomodo de la estructura y su plantilla en la mesa de pruebas vibratorias (figura 13b).
- Conexión y acomodo de acelerómetros en la estructura Cubesat 2U (figura 13c).

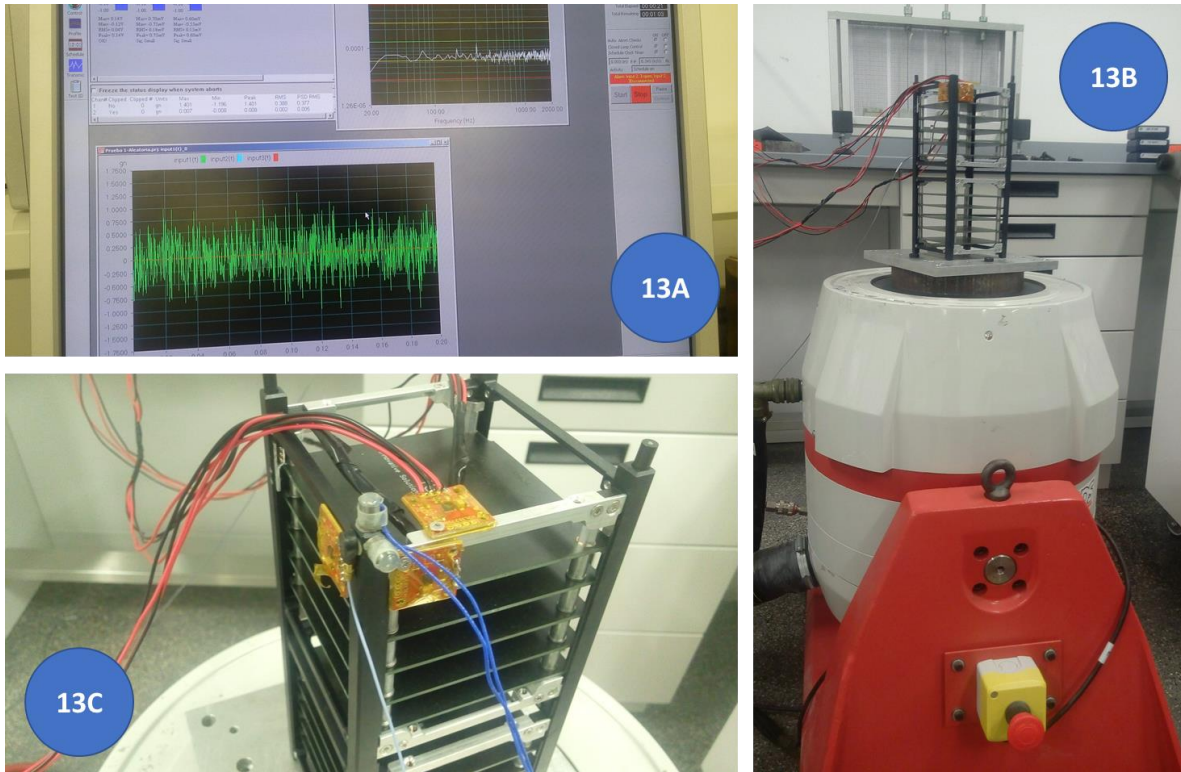


Figura 13 Acondicionamiento para la prueba vibratoria.

3.3 Etapa 3: Procesamiento de resultados

El procesamiento de los resultados registrados por las cargas útiles se realizó con el programa de análisis de datos y gráficos OriginLab. Para obtener una mejor resolución y mitigar ruido, se aplicaron filtros pasa bajas y transformada de Fourier, los cuales contiene el software.

Para la obtención de histogramas y espectros, se empleó la aplicación Vibration Data Toolbox y el software Matlab.

Recapitulando, la primera etapa se centró en el diseño y desarrollo de la carga útil. La segunda etapa se centró en el acondicionamiento y ejecución de pruebas de vibración a la estructura Cubesat 2U. Finalmente, la tercera etapa se ocupa del tratamiento y graficación de resultados para su análisis.

Capítulo 4: Análisis y discusión de resultados

En este capítulo se analizan y discuten los resultados obtenidos de la carga útil que se diseñó y desarrolló, así como los resultados obtenidos de las pruebas de vibración. Como se ha mencionado anteriormente, un vuelo suborbital puede realizarse mediante un globo meteorológico. Las etapas se muestran en la figura 14 y consiste en:

- Lanzamiento.
- Explosión del globo meteorológico.
- Despliegue de paracaídas.
- Impacto.

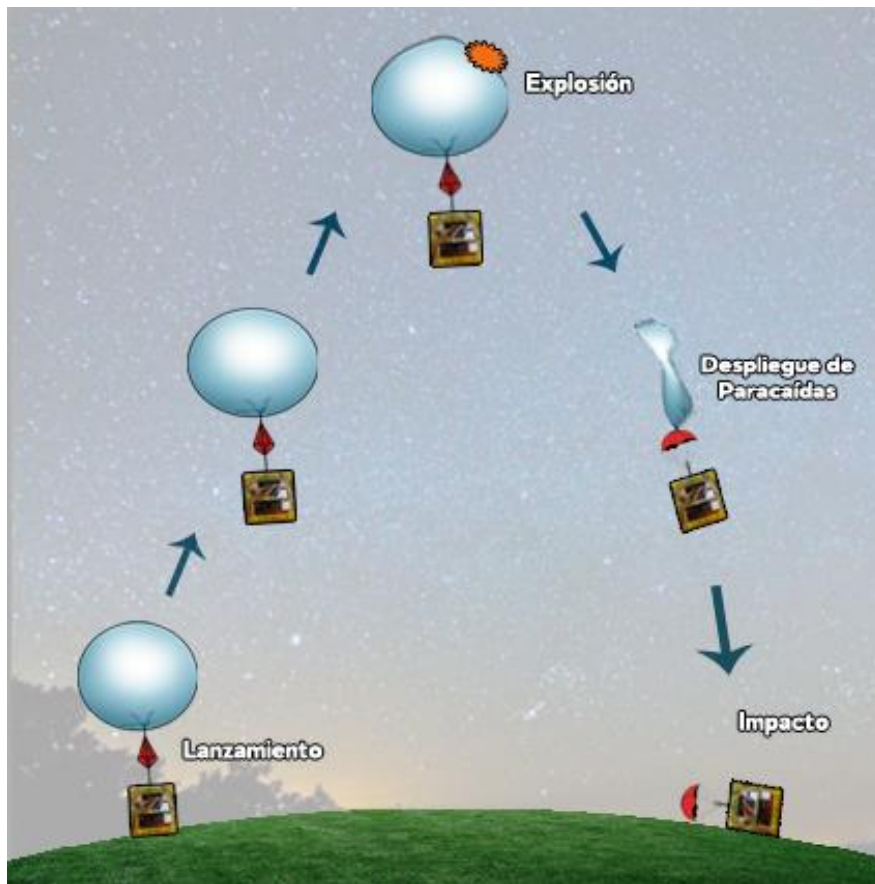


Figura 14 Secuencia de un vuelo suborbital mediante globo meteorológico.

Con base en lo anterior, los resultados de las pruebas corresponden a la simulación de un vuelo suborbital, con el fin de verificar la funcionalidad de la carga útil.

La Tabla 9 muestra el orden que se siguió para la realización de las pruebas de vibración y una breve descripción de lo que representa cada prueba durante un vuelo suborbital.

Tabla 9 Pruebas de vibración que simulan un vuelo suborbital [22].

| Prueba No. | Nombre | Descripción |
|------------|--|---|
| 1 | Prueba de vibración aleatoria de bajo nivel. | Lanzamiento hasta la explosión del globo meteorológico. |
| 2 | Prueba de vibración aleatoria de alto nivel. | Explosión del globo meteorológico. |
| 3 | Prueba de vibración aleatoria de bajo nivel. | Etapa de inestabilidad entre la explosión del globo y el despliegue del paracaídas. |
| 4 | Prueba de choque. | Despliegue del paracaídas. |
| 5 | Prueba de vibración aleatoria de bajo nivel. | Descenso amortiguado por el paracaídas. |

Con base a las pruebas realizadas, se realizó una comparación entre los resultados obtenidos por el sistema de adquisición Photon+, la carga útil experimental No. 1 y la carga útil experimental No. 2. Para ello, se obtuvieron gráficos del registro de aceleraciones en el tiempo, histogramas y espectros.

Prueba de Vibración aleatoria de bajo nivel (Pruebas 1, 3 y 5)

Las pruebas No. 1, 3 y 5 corresponden a una prueba de vibración aleatoria de bajo nivel. En la Tabla 10 se muestran los parámetros de configuración de la prueba.

Tabla 10 Especificaciones de la prueba de vibración aleatoria de bajo nivel [22].

| Prueba No. | Modo de vibración | Nivel de la prueba | Frecuencia [Hz] | Duración de la prueba [seg] | Muestras / seg | Notas |
|------------|-----------------------------------|--------------------|-----------------|-----------------------------|----------------|-------|
| 1, 3, 5 | Vibración aleatoria de bajo nivel | 0.5 G_{rms} | 20-2000 | 60 | 10000 | Plano |

A continuación, se presentan los gráficos de aceleración en el tiempo del sistema Photon+ y las cargas útiles No.1 y 2.

Sistema de adquisición Photon+

Prueba No.1

El sistema de adquisición Photon+ registro un total de 879,616 *muestras* con un rango de muestreo de $10,240 \frac{\text{muestras}}{\text{segundo}}$. Las figuras 15, 16 y 17 corresponden al registro de aceleraciones con respecto al tiempo por parte del sistema de adquisición Photon+ en los ejes X, Y, Z. Entre los 0 y los 20 segundos, se reflejan tres cambios en los niveles de aceleración. En los ejes “X” y “Y” (Figura 15 y 16), el primer cambio se da $\pm 0.2 G$ a $\pm 1 G$, el segundo de $\pm 1 G$ a $\pm 2 G$, y el tercero que se mantiene de 20 a 90 segundos entre los $\pm 2 G$ a $\pm 2.5 G$. En el eje Z (Figura 17), el primer cambio se da $\pm 0.2 G$ a $\pm 1.2 G$, el segundo de $\pm 1.5 G$ a $\pm 2 G$, y el tercero que se mantiene de 20 a 90 segundos entre los $\pm 2 G$ a $\pm 3 G$.

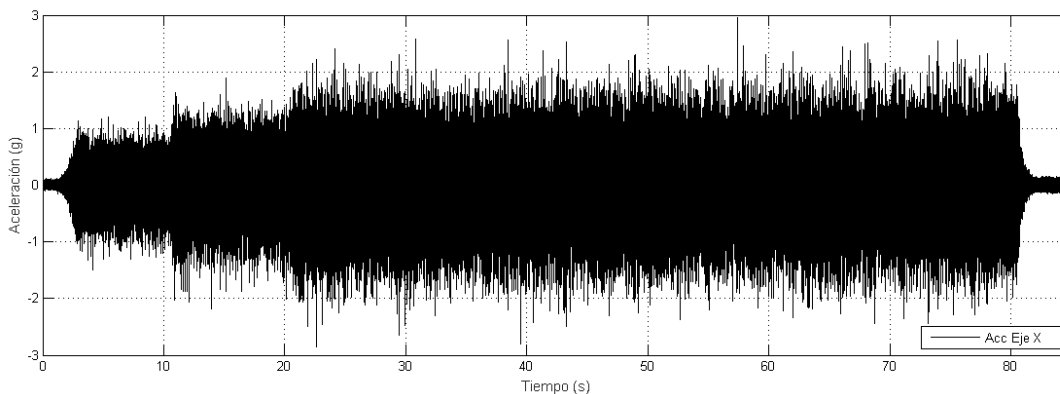


Figura 15 Registro de aceleraciones con respecto a tiempo del sistema Photon+ en el eje X durante la prueba No. 1.

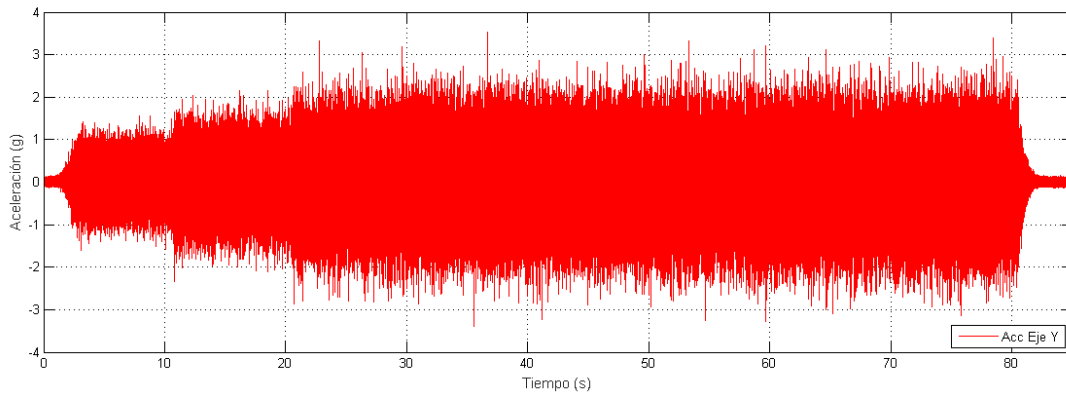


Figura 16 Registro de aceleraciones con respecto a tiempo del sistema Photon+ en el eje Y durante la prueba No. 1.

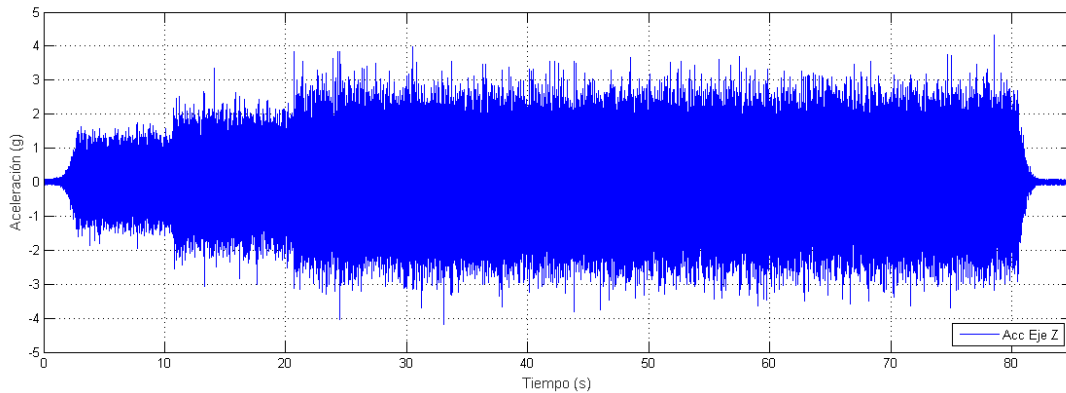


Figura 17 Registro de aceleraciones con respecto a tiempo del sistema Photon+ en el eje Z durante la prueba No. 1.

Prueba No. 3

El sistema de adquisición Photon+ registró 976,896 *muestras* manteniendo el rango de muestreo de $10,240 \frac{\text{muestras}}{\text{segundo}}$. Las figuras 18, 19 y 20 corresponden al registro de aceleraciones con respecto al tiempo por parte del sistema de adquisición Photon+ en los ejes X, Y, Z.

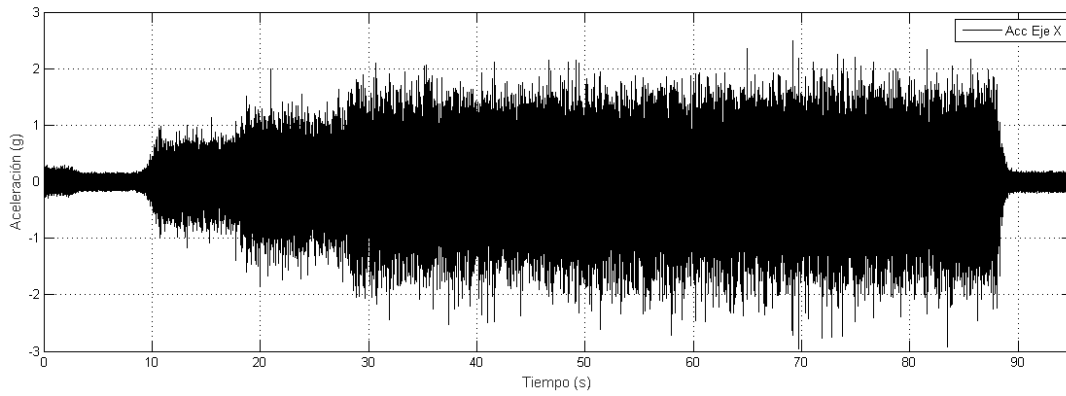


Figura 18 Registro de aceleraciones con respecto a tiempo del sistema Photon+ en el eje X durante la prueba No. 3.

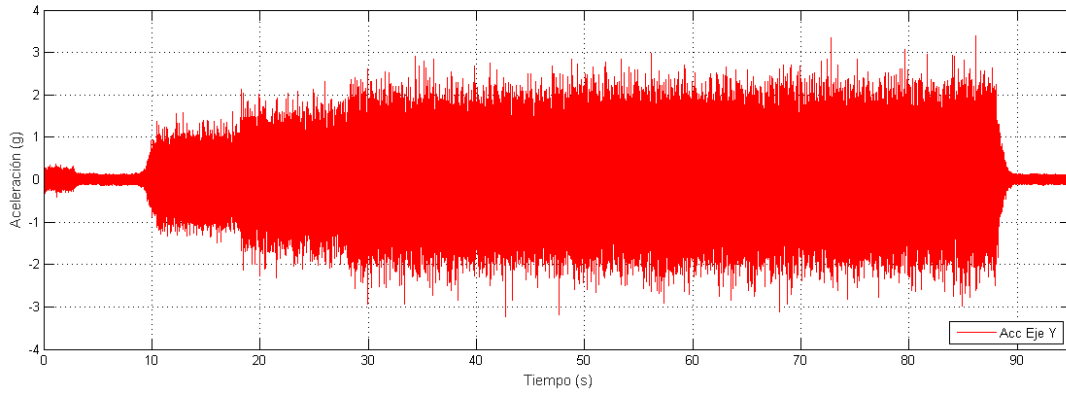


Figura 19 Registro de aceleraciones con respecto a tiempo del sistema Photon+ en el eje Y durante la prueba No. 3.

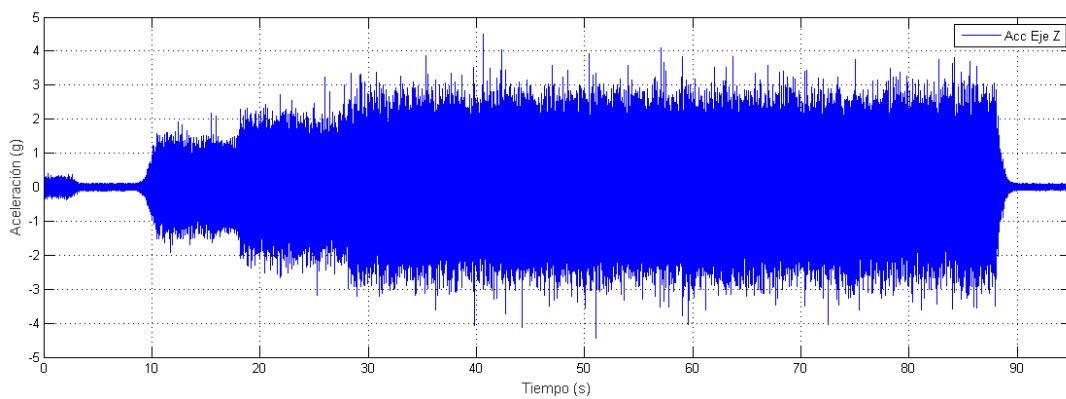


Figura 20 Registro de aceleraciones con respecto a tiempo del sistema Photon+ en el eje Z durante la prueba No. 3.

Prueba No. 5

En la prueba No. 5 se registraron 927,744 *muestras* manteniendo el rango de muestreo de $10,240 \frac{\text{muestras}}{\text{segundo}}$. Las figuras 21, 22 y 23 corresponden al registro de aceleraciones con respecto al tiempo por parte del sistema de adquisición Photon+ en los ejes X, Y, Z.

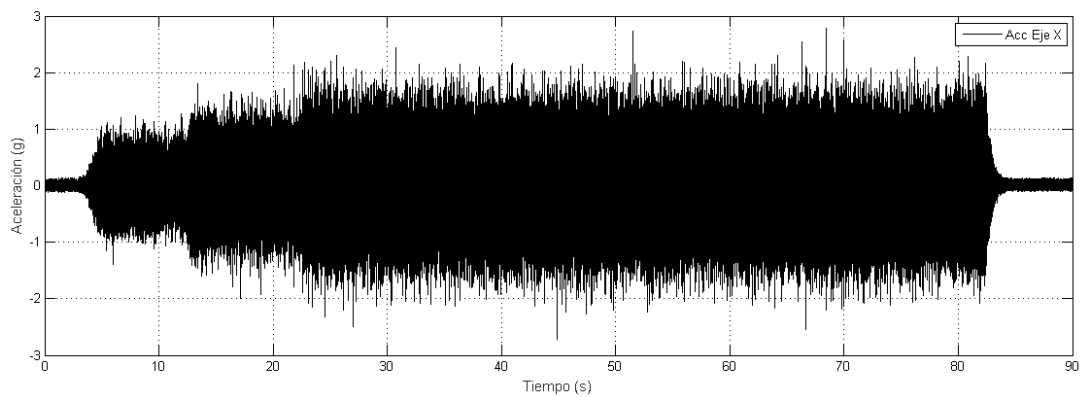


Figura 21 Registro de aceleraciones con respecto a tiempo del sistema Photon+ en el eje X durante la prueba No. 5.

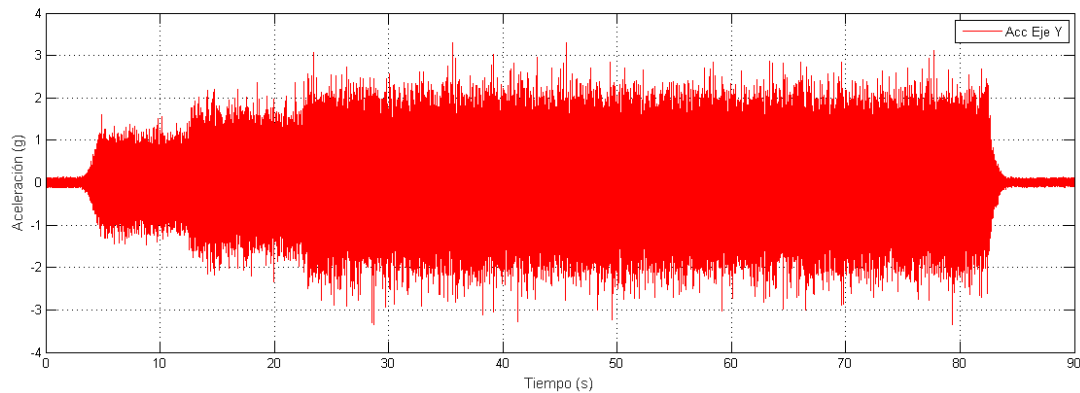


Figura 22 Registro de aceleraciones con respecto a tiempo del sistema Photon+ en el eje Y durante la prueba No. 5.

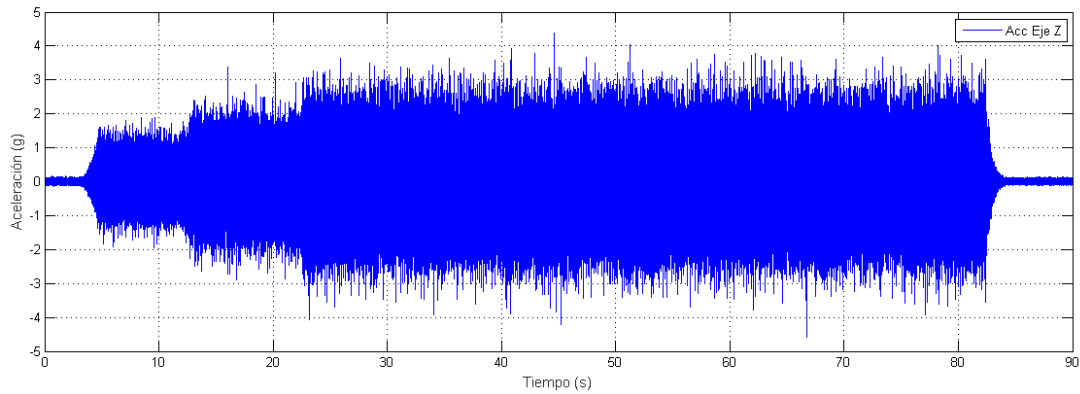


Figura 23 Registro de aceleraciones con respecto a tiempo del sistema Photon+ en el eje Z durante la prueba No. 5.

Con base a los registros de aceleración en el tiempo obtenidos por el sistema de adquisición Photon+, se deduce que el sistema cumple con lo establecido por el Laboratorio de Ambiente Espacial del Instituto de Tecnología de Kyushu, que fija un valor de muestreo de $10,000 \frac{\text{muestras}}{\text{segundo}}$ [22].

Carga útil experimental No. 1

Prueba No. 1

La carga útil experimental No. 1 registró un total de 5,569 *muestras*, lo cual promedia un rango de muestreo de $13.36 \frac{\text{muestras}}{\text{segundo}}$. Las figuras 24, 25 y 26 corresponden a los gráficos obtenidos por el acelerómetro en los ejes “X”, “Y” y “Z”. Comparando con los gráficos obtenidos por el sistema Photon +, los valores obtenidos no rebasan los $\pm 0.2 G$.

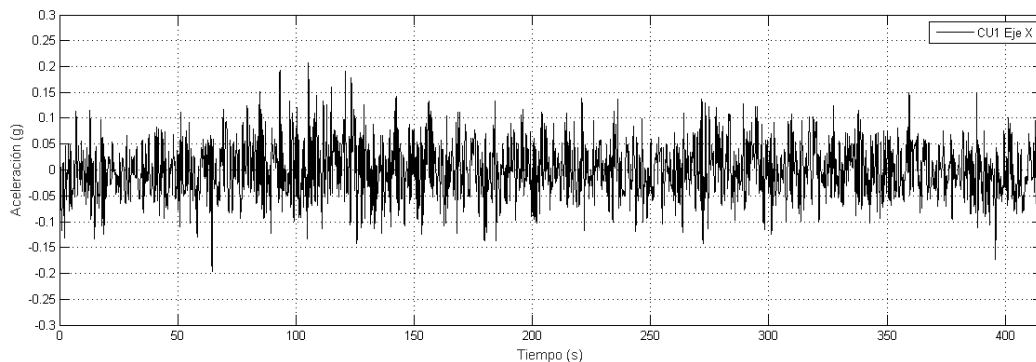


Figura 24 Registro de aceleraciones con respecto a tiempo de la Carga útil No. 1 en el eje X.

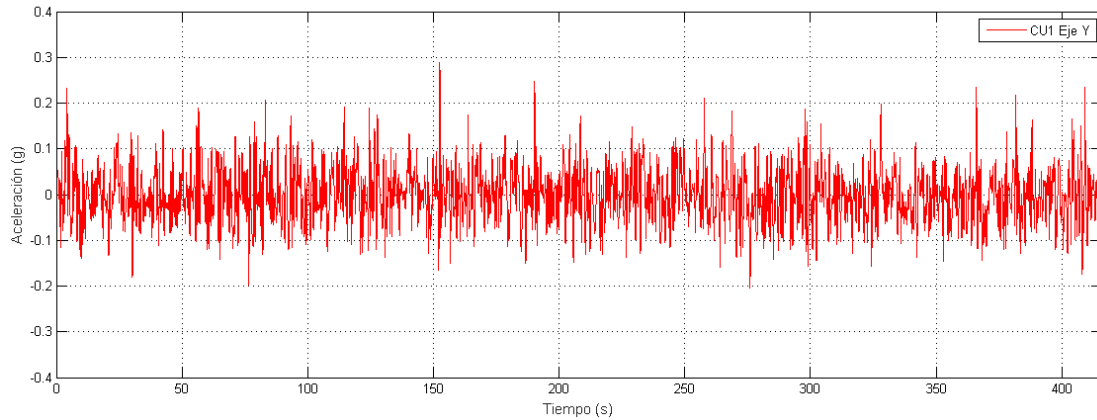


Figura 25 Registro de aceleraciones con respecto a tiempo de la Carga útil No. 1 en el eje Y.

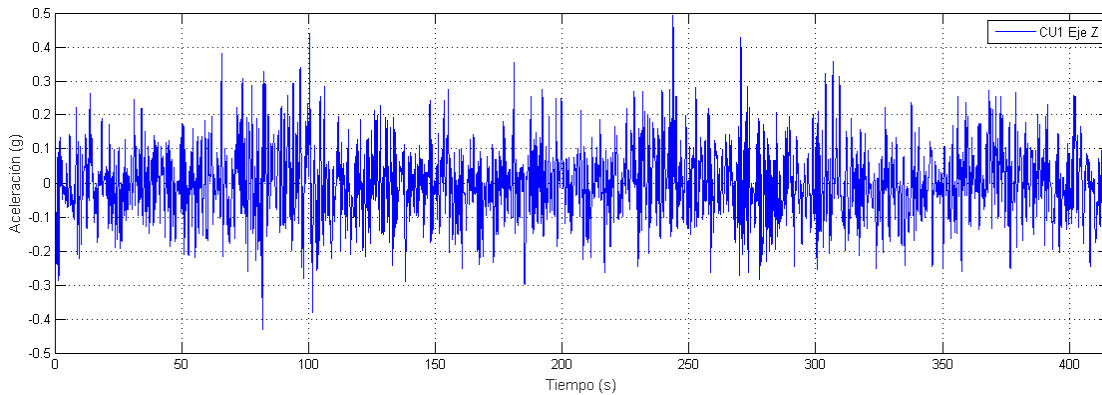


Figura 26 Registro de aceleraciones con respecto a tiempo de la Carga útil No. 1 en el eje Z.

Prueba No.3

La carga útil No. 1 registró un total de 1,818 *muestras*, lo cual promedia un rango de muestreo de $13.5 \frac{\text{muestras}}{\text{segundo}}$. Las figuras 27, 28 y 29 corresponden a los gráficos obtenidos por el acelerómetro en los ejes “X”, “Y” y “Z”. En los ejes “X” y “Y” los valores de aceleración se mantuvieron entre $\pm 0.3 G$, mientras que en el eje Z se alcanzaron valores cercanos a $\pm 0.4 G$.

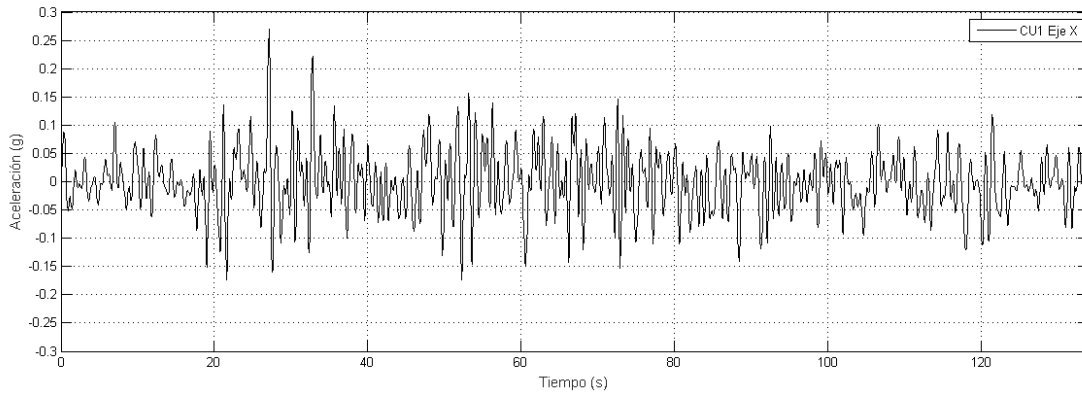


Figura 27 Registro de aceleraciones con respecto a tiempo de la Carga útil No. 1 en el eje X.

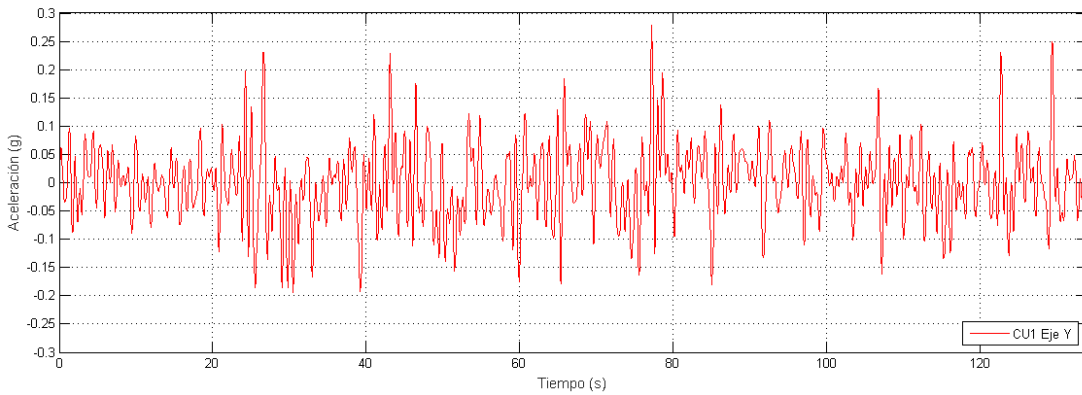


Figura 28 Registro de aceleraciones con respecto a tiempo de la Carga útil No. 1 en el eje Y.

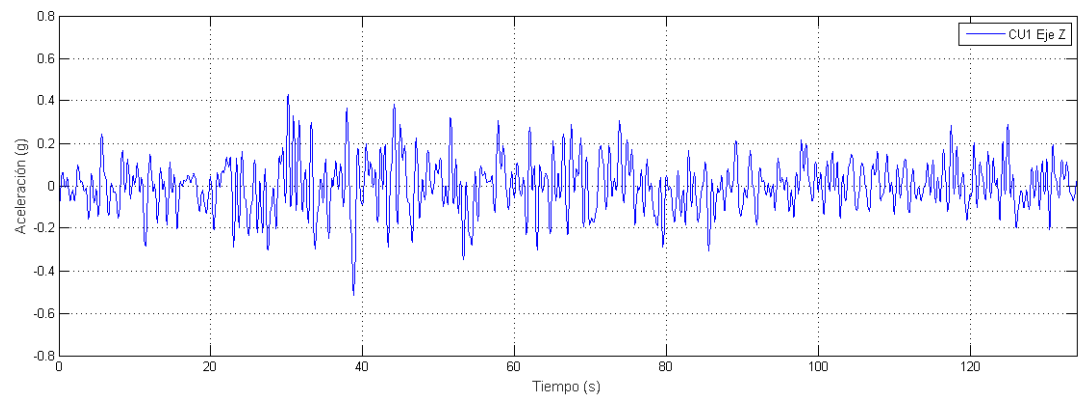


Figura 29 Registro de aceleraciones con respecto a tiempo de la Carga útil No. 1 en el eje Z.

Prueba No. 5

Para esta prueba, se obtuvieron 1,710 *muestras*, lo cual promedia un rango de muestreo de $13.49 \frac{\text{muestras}}{\text{segundo}}$. Las figuras 30, 31 y 32 corresponden a los gráficos obtenidos por el acelerómetro en los ejes “X”, “Y” y “Z”. En los ejes “X” y “Y” los valores de aceleración se mantuvieron entre $\pm 0.3 G$, mientras que en el eje Z se alcanzaron valores cercanos a $\pm 0.5 G$.

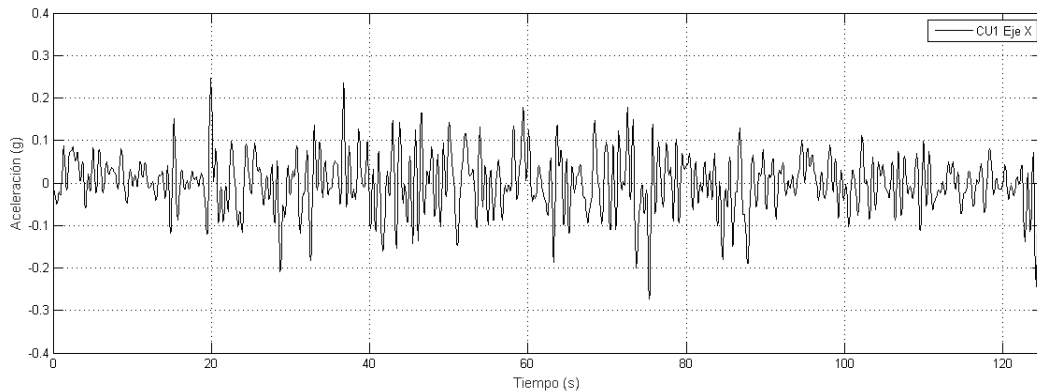


Figura 30 Registro de aceleraciones con respecto a tiempo de la Carga útil No. 1 en el eje X.

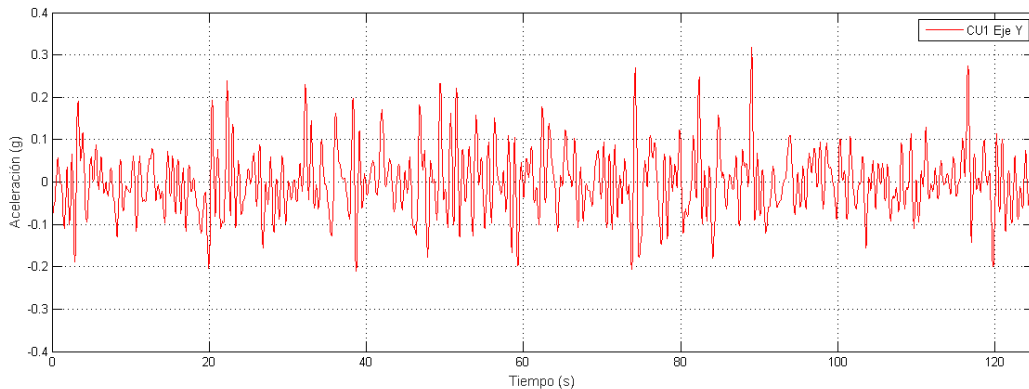


Figura 31 Registro de aceleraciones con respecto a tiempo de la Carga útil No. 1 en el eje Y.

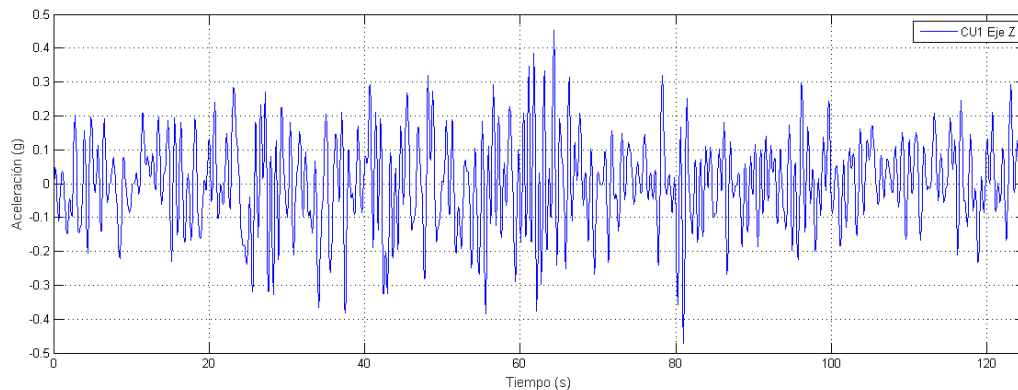


Figura 32 Registro de aceleraciones con respecto a tiempo de la Carga útil No.1 en el eje Z.

La carga útil No. 1 mostró un rendimiento similar durante las pruebas de vibración aleatoria de bajo nivel, con un rango de muestreo promedio de $13.4 \frac{\text{muestras}}{\text{segundo}}$. Comparado con el sistema Photon+, el rango de muestreo se considera muy bajo y no cumple con lo establecido por el Laboratorio de Ambiente Espacial del Instituto de Tecnología de Kyushu [22].

Carga útil experimental No. 2

Prueba No. 1

La carga útil experimental No. 2 registró 4,910 *muestras*, lo cual promedia un rango de muestreo de $11.79 \frac{\text{muestras}}{\text{segundo}}$. Las figuras 33, 34 y 35 corresponden a los gráficos obtenidos por el acelerómetro en los ejes “X”, “Y” y “Z”.

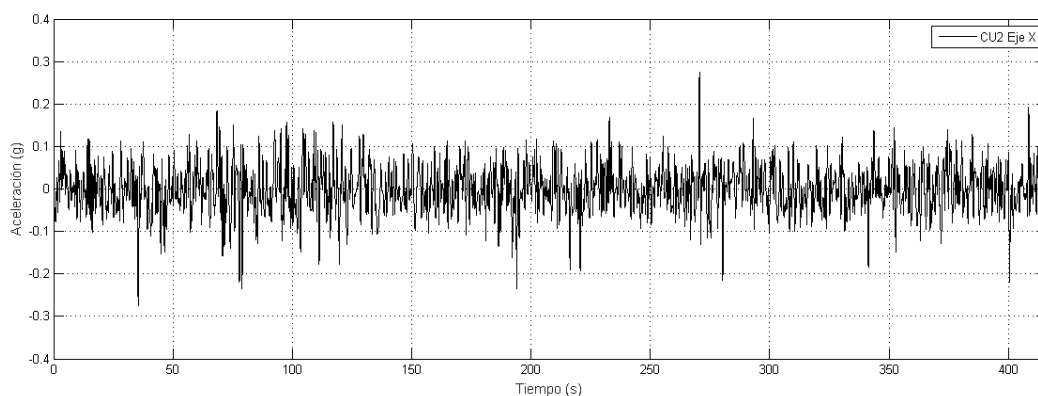


Figura 33 Registro de aceleraciones con respecto a tiempo de la Carga útil No. 2 en el eje X.

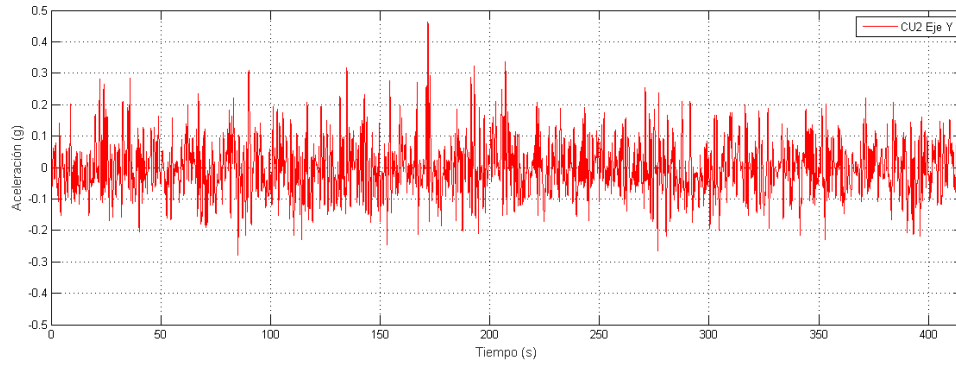


Figura 34 Registro de aceleraciones con respecto a tiempo de la Carga útil No. 2 en el eje Y.

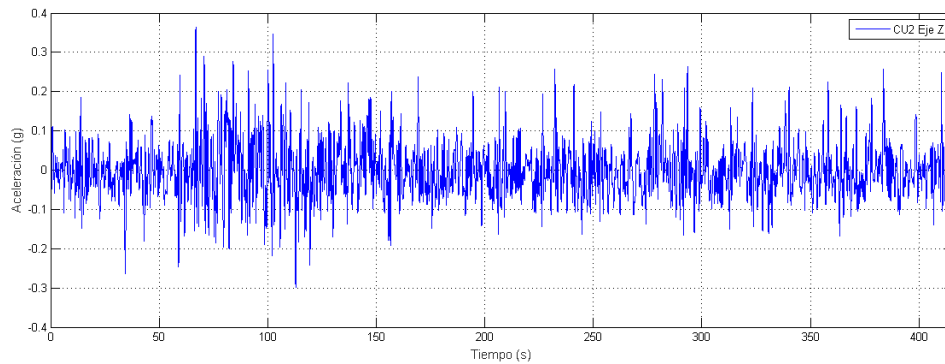


Figura 35 Registro de aceleraciones con respecto a tiempo de la Carga útil No. 2 en el eje Z.

Prueba No. 3

La carga útil experimental No. 2 registró 1,608 *muestras*, lo cual promedia un rango de $11.96 \frac{\text{muestras}}{\text{segundo}}$. Las figuras 36, 37 y 38 corresponden a los gráficos obtenidos por el acelerómetro en los ejes “X”, “Y” y “Z”.

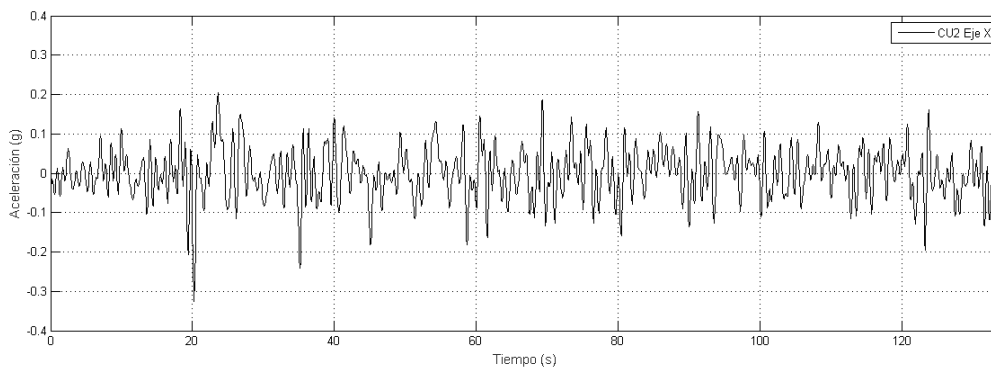


Figura 36 Registro de aceleraciones con respecto a tiempo de la Carga útil No. 2 en el eje X.

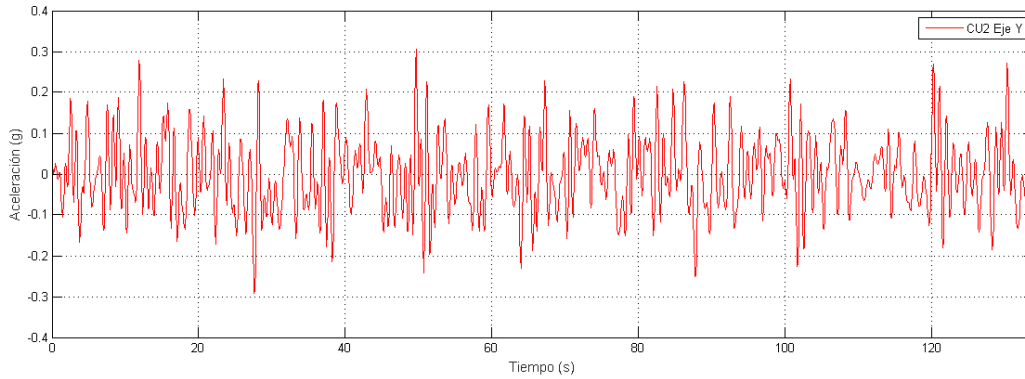


Figura 37 Registro de aceleraciones con respecto a tiempo de la Carga útil No. 2 en el eje Y.

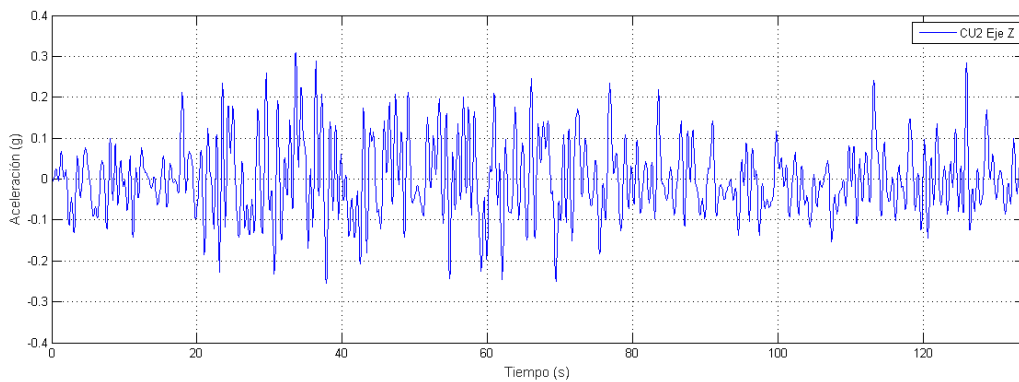


Figura 38 Registro de aceleraciones con respecto a tiempo de la Carga útil No. 2 en el eje Z.

Prueba No. 5

La carga útil experimental No. 2 registró 1,608 *muestras*, lo cual promedia un rango de $12.32 \frac{\text{muestras}}{\text{segundo}}$. Las figuras 39, 40 y 41 corresponden a los gráficos obtenidos por el acelerómetro en los ejes “X”, “Y” y “Z”.

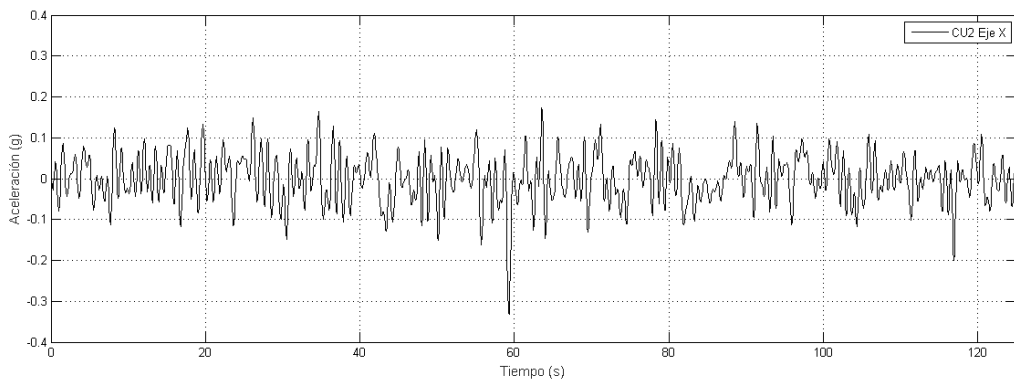


Figura 39 Registro de aceleraciones con respecto a tiempo de la Carga útil No. 2 en el eje X.

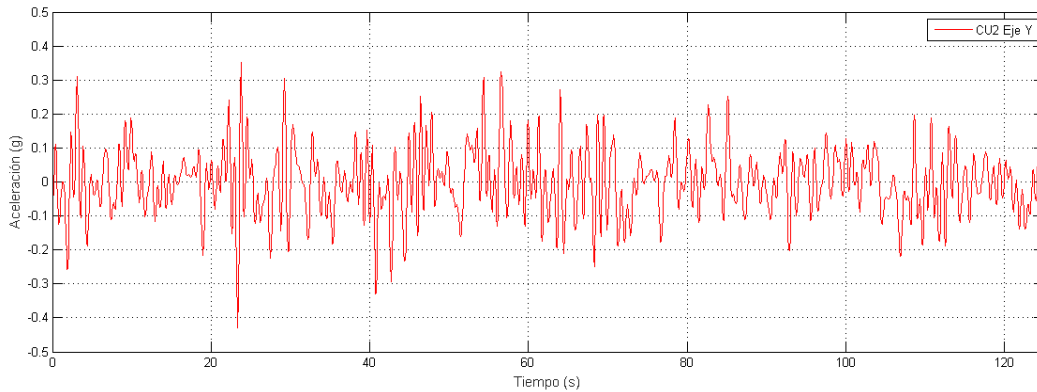


Figura 40 Registro de aceleraciones con respecto a tiempo de la Carga útil No. 2 en el eje Y.

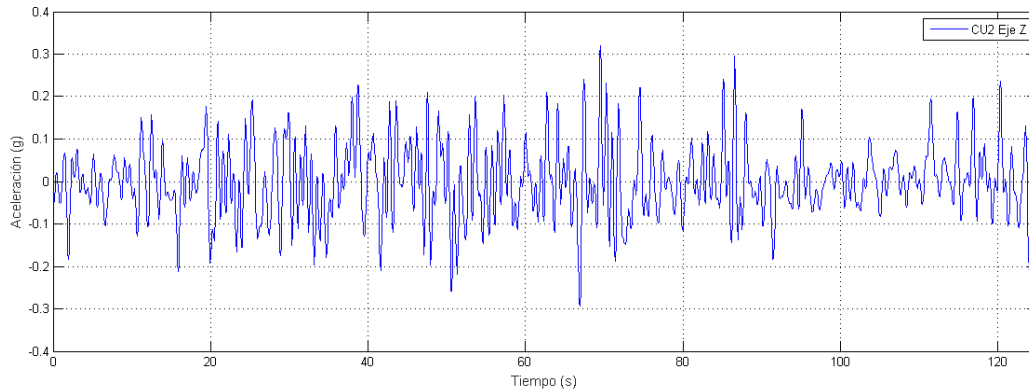


Figura 41 Registro de aceleraciones con respecto a tiempo de la Carga útil No. 2 en el eje Z.

La carga útil No. 2 registró de manera similar a lo adquirido por la carga útil experimental No. 1 durante las pruebas de vibración aleatoria de bajo nivel, con un rango de muestreo promedio de $12 \frac{\text{muestras}}{\text{segundo}}$. Por ello, se considera un rango bajo de muestreo y no cumple con lo establecido por el Laboratorio de Ambiente Espacial del Instituto de Tecnología de Kyushu [22].

A continuación, se presentan los histogramas adquiridos por el sistema Photon+ y las cargas útiles experimentales No. 1 y 2.

Sistema de adquisición Photon+

Prueba No.1

Las figuras 42, 43 y 44 corresponden a los registros del sistema de adquisición Photon+. En el caso del eje X, se obtuvo un valor de curtosis de 3.853, en el eje Y de 3.567 y en para el eje Z de 3.577. Por ello, la distribución se asemeja a una campana de Gauss normalizada, con cierto apuntada en los valores cercanos a $\pm 0.2 G$.

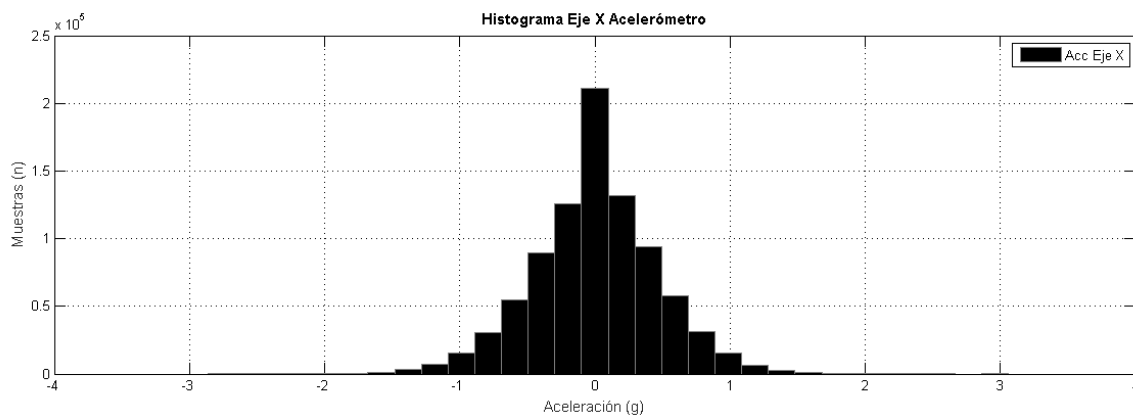


Figura 42 Histograma del sistema Photon + en el eje X durante la Prueba No. 1.

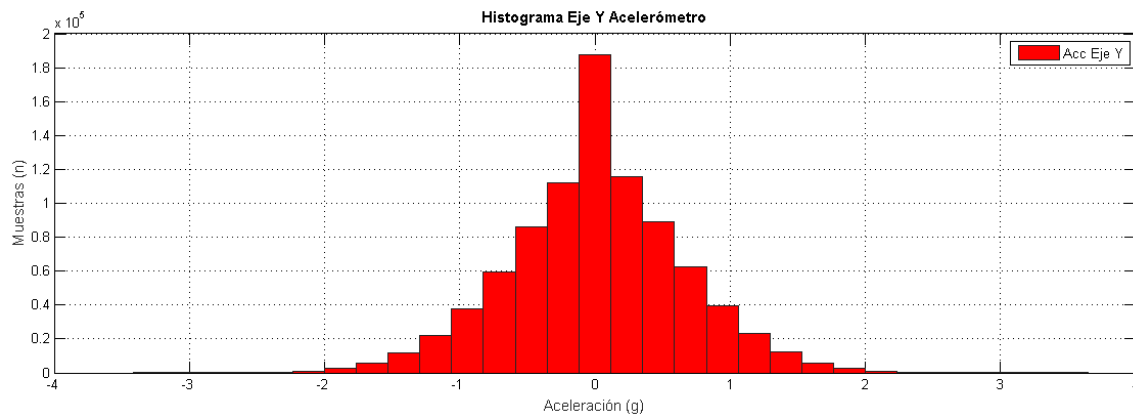


Figura 43 Histograma del sistema Photon + en el eje Y durante la Prueba No. 1.

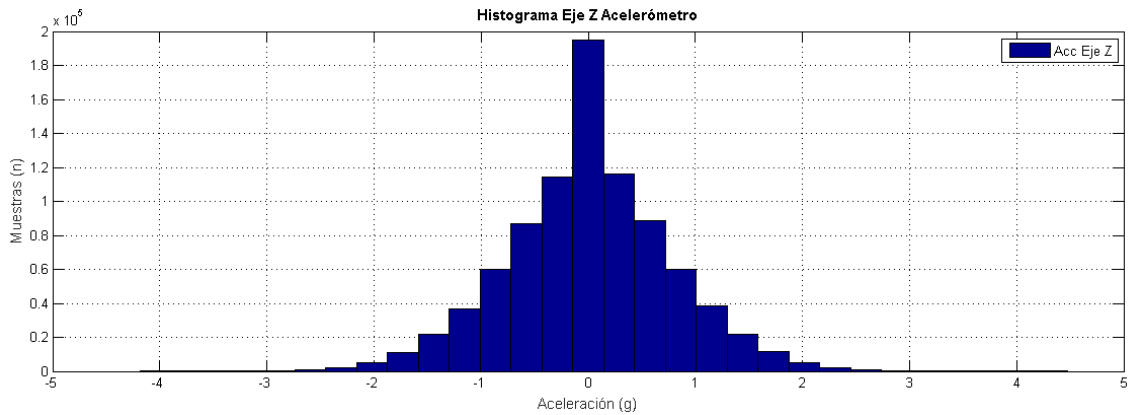


Figura 44 Histograma del sistema Photon + en el eje Z durante la Prueba No. 1.

Prueba No.3

Las figuras 45, 46 y 47 refieren a los histogramas obtenidos el sistema de adquisición Photon+ durante la prueba de vibración aleatoria de bajo nivel. Para el eje X, el valor de curtosis fue 4.474. En el eje Y, el valor fue 3.956 y en el eje Z 3.977. A diferencia de la prueba 1, las distribuciones de muestras en los ejes “X,” “Y” y “Z” fue más apuntada, concentrando el mayor número de muestras entre los $\pm 0.5 G$.

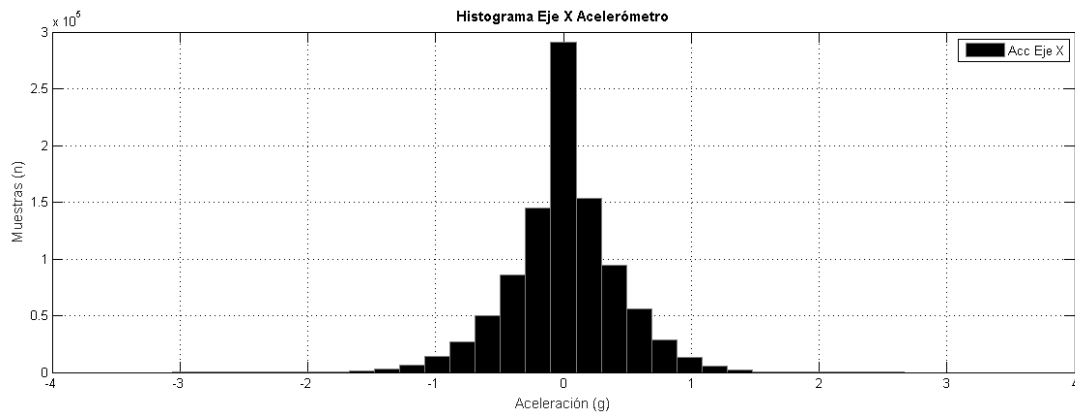


Figura 45 Histograma del sistema Photon + en el eje X durante la Prueba No. 3.

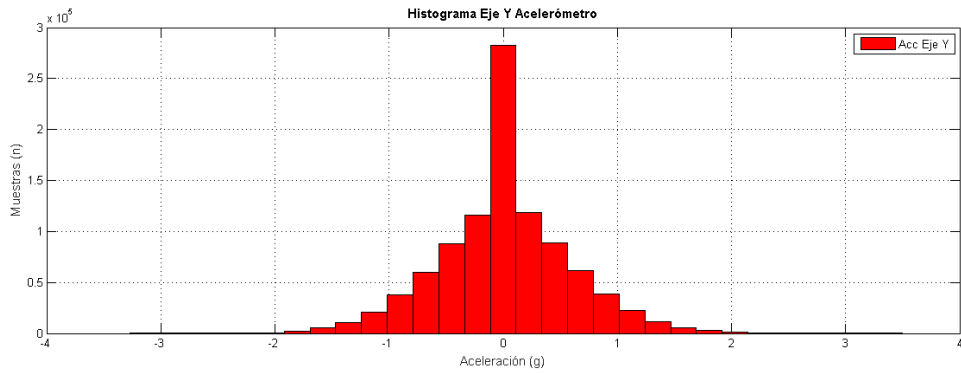


Figura 46 Histograma del sistema Photon + en el eje Y durante la Prueba No. 3.

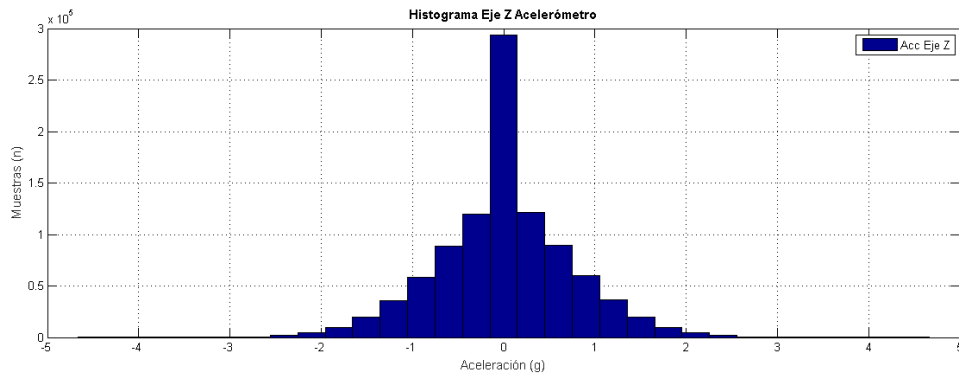


Figura 47 Histograma del sistema Photon + en el eje Z durante la Prueba No. 3.

Prueba No. 5

Las figuras 48, 49 y 50 son histogramas que corresponden a la adquisición realizada por el sistema Photon+ en los ejes "X", "Y", "Z" de la prueba No. 5. La curtosis obtenida en el eje X fue de 3.748, en el eje Y 3.828 y en el eje Z de 3.784. Comparando con los histogramas obtenidos en la prueba No. 3, los valores de curtosis bajaron de manera ligera. Sin embargo, la concentración de muestras se mantiene en los niveles de $\pm 0.5 G$.

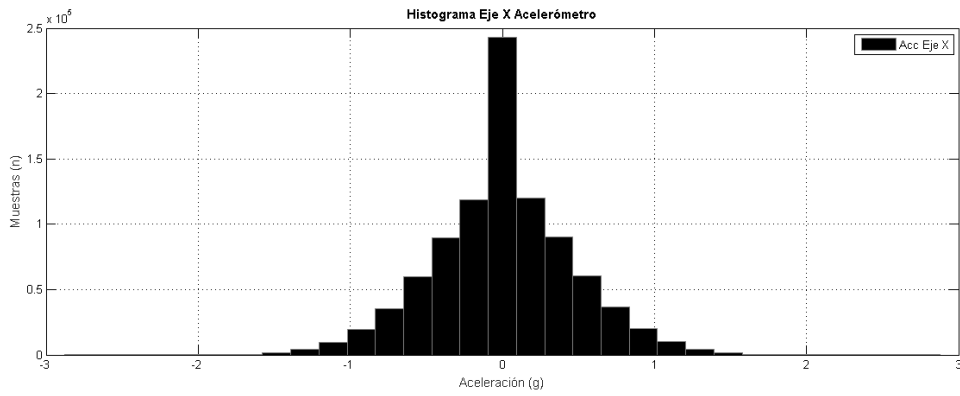


Figura 48 Histograma del sistema Photon + en el eje X durante la Prueba No. 5.

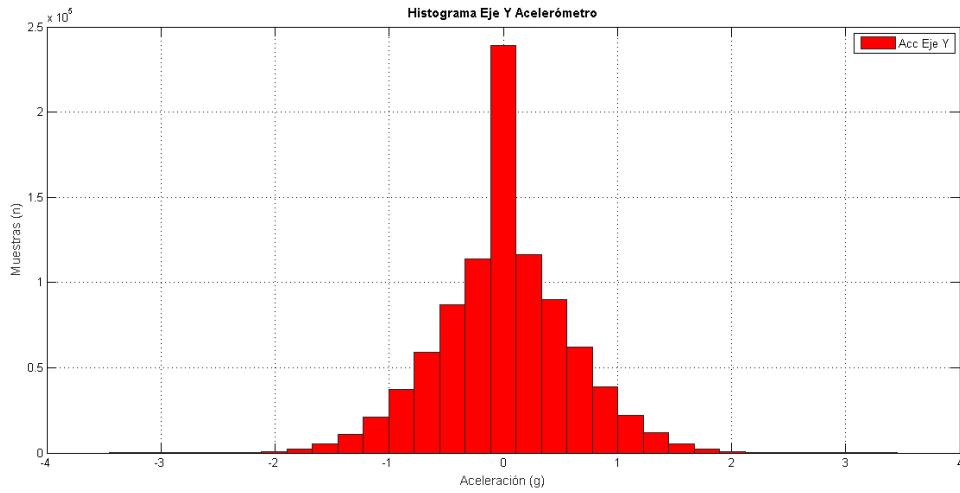


Figura 49 Histograma del sistema Photon + en el eje Y durante la Prueba No. 5.

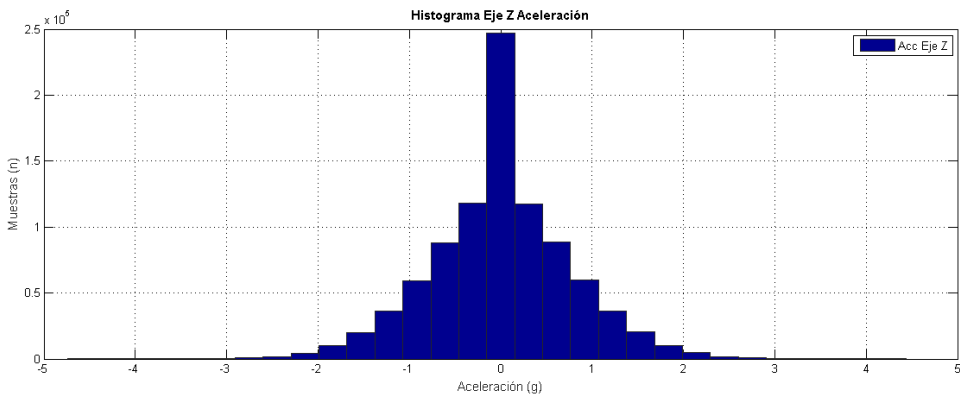


Figura 50 Histograma del sistema Photon + en el eje Z durante la Prueba No. 5.

Con los histogramas generados a partir de la adquisición realizada por el sistema Photon+, se deduce que el sistema se apega a los niveles de la prueba vibratoria de bajo nivel ($0.5 G_{rms}$).

Carga útil experimental No.1

Prueba No.1

Los histogramas generados a partir de los registros de aceleración de la carga útil No. 1 muestran una alta concentración de muestras entre los valores $\pm 0.1 G$ en los ejes "X" y "Y" (Figura 51 y 52) y $\pm 0.15 G$ en el eje "Z" (Figura 53). Los valores de curtosis fueron: $X = 3.22, Y = 3.498, Z = 3.687$.

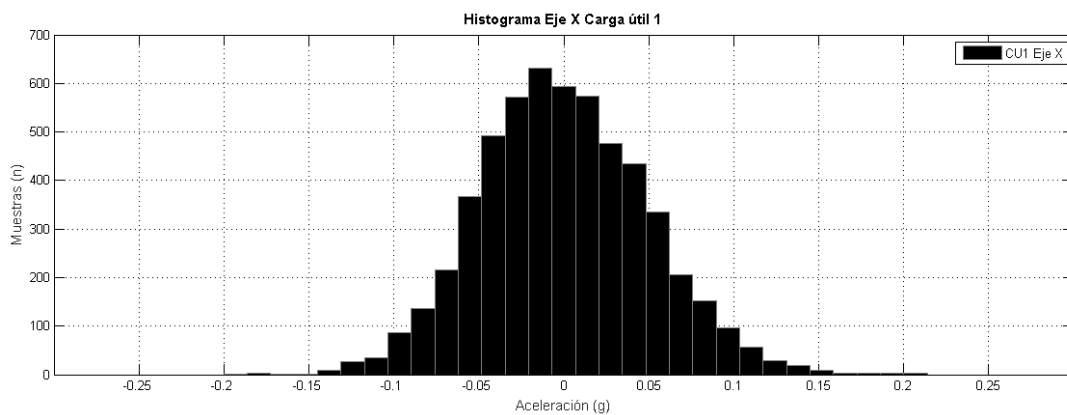


Figura 51 Histograma de la carga útil No. 1 en el eje X durante la Prueba No. 1.

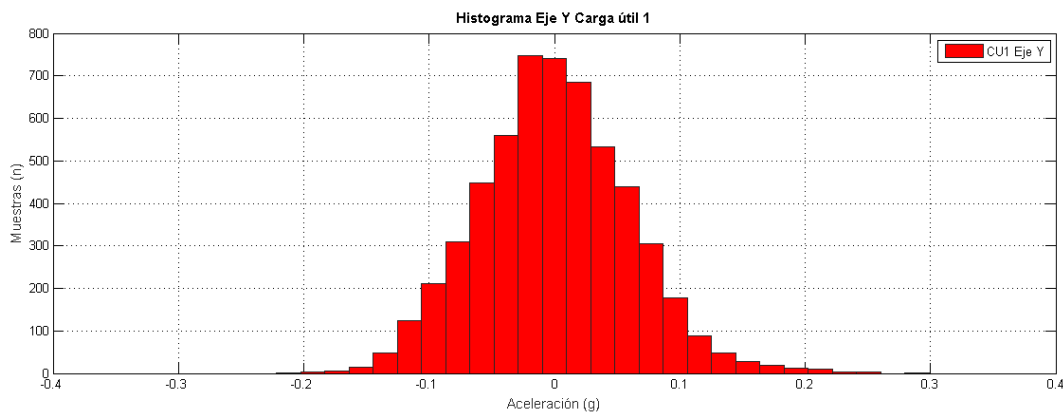


Figura 52 Histograma de la carga útil No. 1 en el eje Y durante la Prueba No. 1.

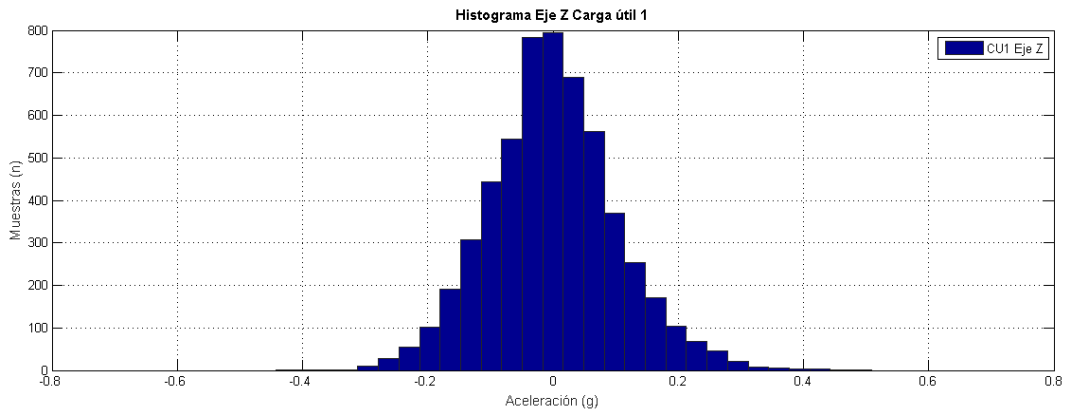


Figura 53 Histograma de la carga útil No. 1 en el eje Z durante la Prueba No. 1.

Prueba No. 3

Las figuras 54, 55 y 56 corresponden a los histogramas obtenidos de los registros de aceleración de la carga útil No. 1 durante la prueba de vibración aleatoria de bajo nivel. A diferencia de la prueba No. 1, los valores de curtosis ($X = 4.404, Y = 4.169, Z = 3.984$) fueron mayores, tendiendo a una distribución apuntada de campana.

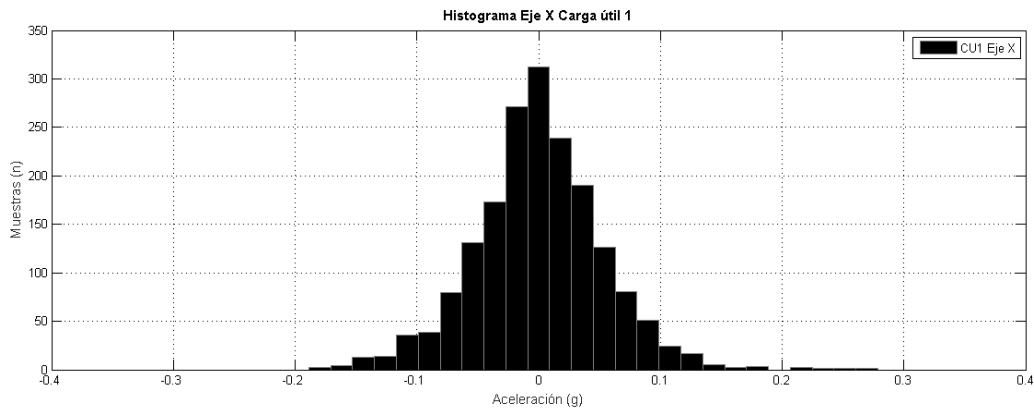


Figura 54 Histograma de la carga útil No. 1 en el eje X durante la Prueba No. 3.

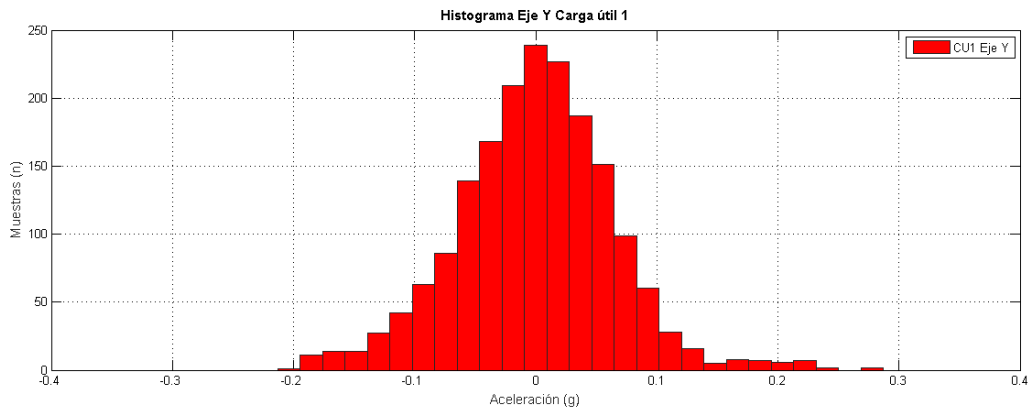


Figura 55 Histograma de la carga útil No. 1 en el eje Y durante la Prueba No. 3.

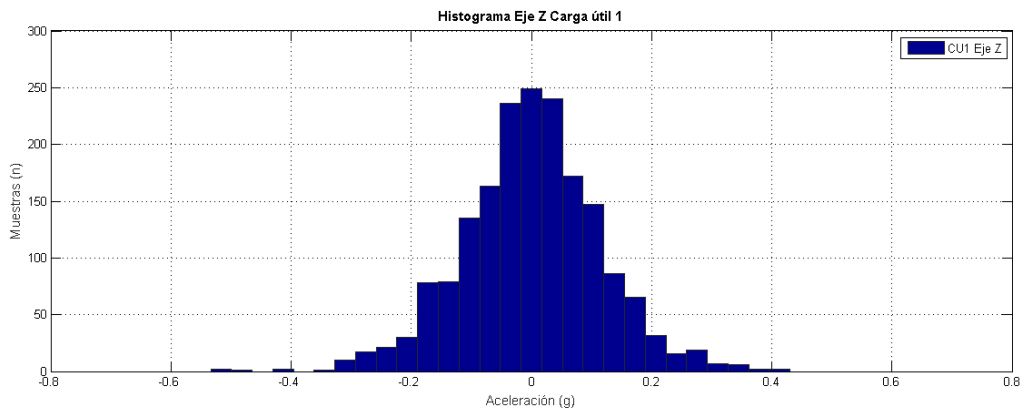


Figura 56 Histograma de la carga útil No. 1 en el eje Z durante la Prueba No. 3.

Prueba No. 5

Las figuras 57, 58 y 59 corresponden a los histogramas obtenidos de la Prueba No. 5. A diferencia de la prueba No.3, los valores de curtosis obtenidos durante esta prueba son ligeramente menores ($X = 4.296, Y = 4.161, Z = 3.327$). En los ejes "X" y "Y" la concentración de muestras se dan entre los $\pm 0.1 G$, mientras que en el eje Z se da entre los $\pm 0.2 G$.

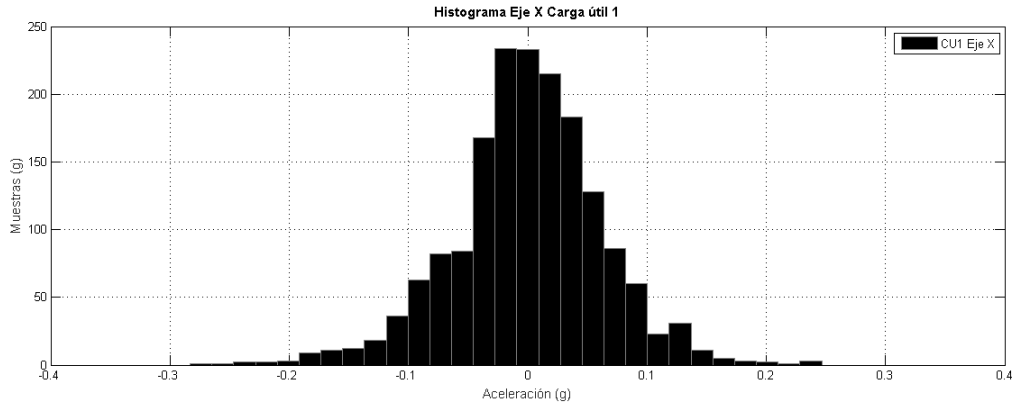


Figura 57 Histograma de la carga útil No. 1 en el eje X durante la Prueba No. 5.

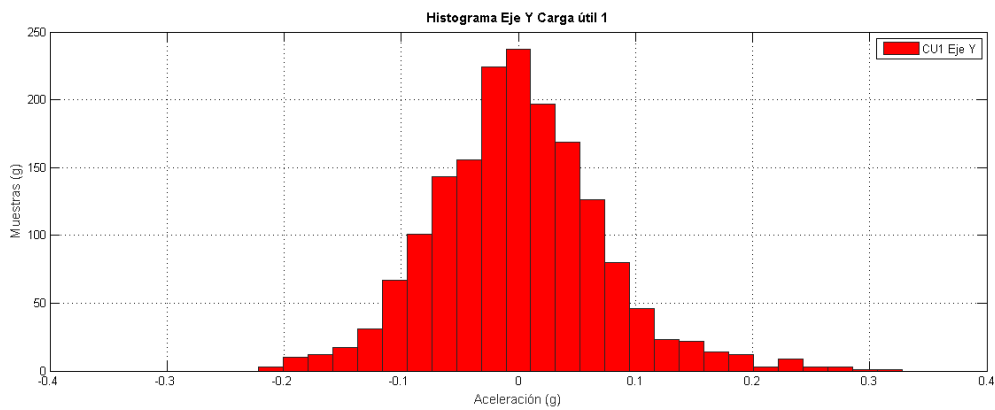


Figura 58 Histograma de la carga útil No. 1 en el eje Y durante la Prueba No. 5.

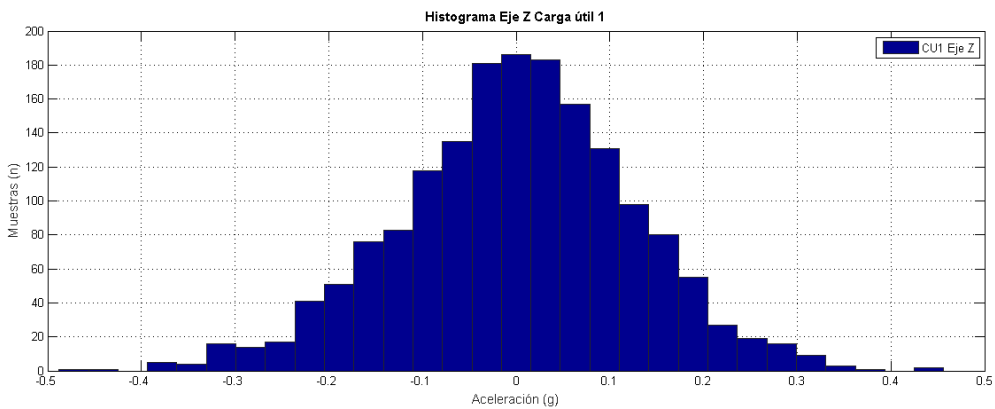


Figura 59 Histograma de la carga útil No. 1 en el eje Z durante la Prueba No. 5.

De acuerdo con los histogramas generados, se corrobora la que carga útil experimental No. 1 registró en su mayoría valores que rondaron los $\pm 0.2 G$, lo cual, se encuentra por debajo de lo establecido en las pruebas de vibración aleatoria de

bajo nivel ($0.5 G_{rms}$). Además, las distribuciones obtenidas se muestran angostas en niveles por debajo de $0 G$ y más amplias por arriba de este.

Carga útil experimental No. 2

Prueba No.1

Los histogramas generados de los registros de la carga útil No. 2 durante la prueba No. 1 arrojaron los siguientes resultados: En el eje X (Figura 60) se obtuvo un valor de curtosis de 4.192, en el eje Y (Figura 61) fue 3.939 y en el eje Z (Figura 62) de 4.601. En los tres ejes se obtuvo una mayor concentración de muestras en los valores de $\pm 0.05 G$.

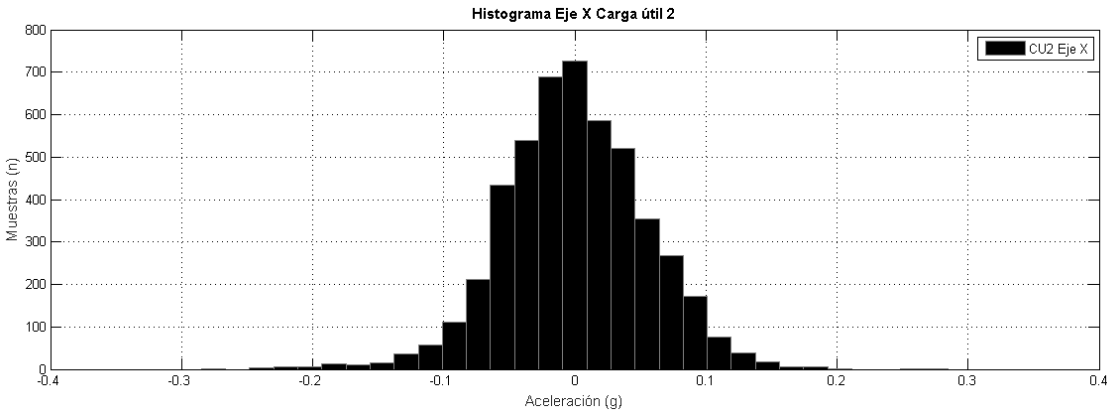


Figura 60 Histograma de la carga útil No. 2 en el eje X durante la Prueba No. 1.

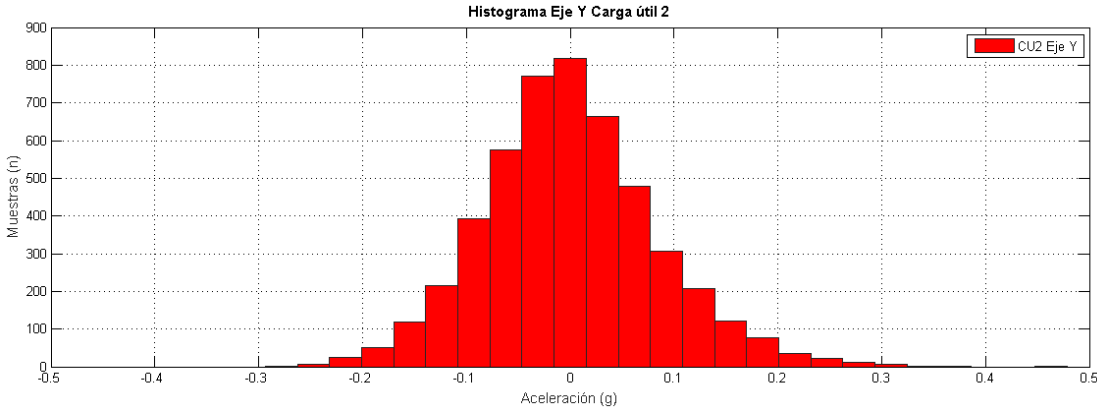


Figura 61 Histograma de la carga útil No. 2 en el eje Y durante la Prueba No. 1.

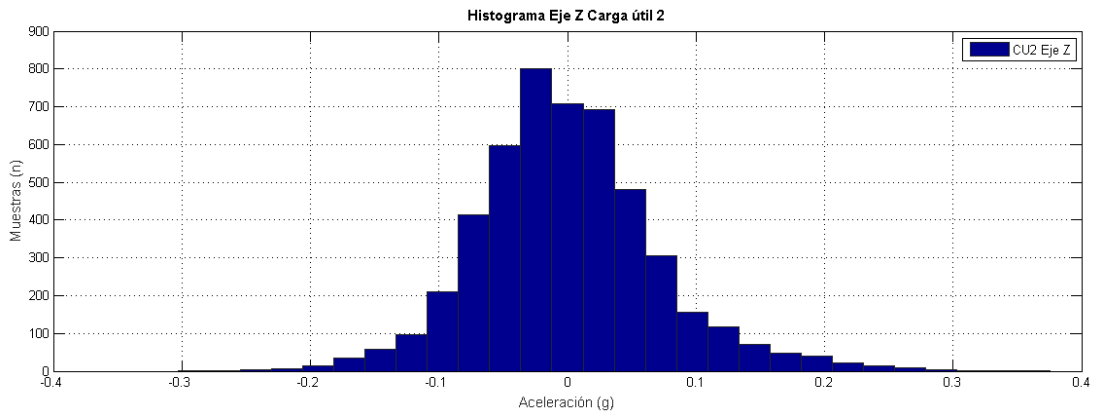


Figura 62 Histograma de la carga útil No. 2 en el eje Z durante la Prueba No. 1.

Prueba No. 3

Las figuras 63,64 y 65 corresponden a los histogramas obtenidos del registro de aceleraciones en la prueba No. 3. Los valores de curtosis fueron: En el eje “X” se obtuvo 4.338, en el eje Y fue 3.089 y en el eje Z de 3.399. Cabe destacar que los histogramas en el eje “Y” y “Z” (figuras 64 y 65) muestran un comportamiento achatado en valores menores a 0 G y angosto en valores mayores a este. Por ello, concentra la mayor parte de las muestras entre los valores de $\pm 0.1 G$.

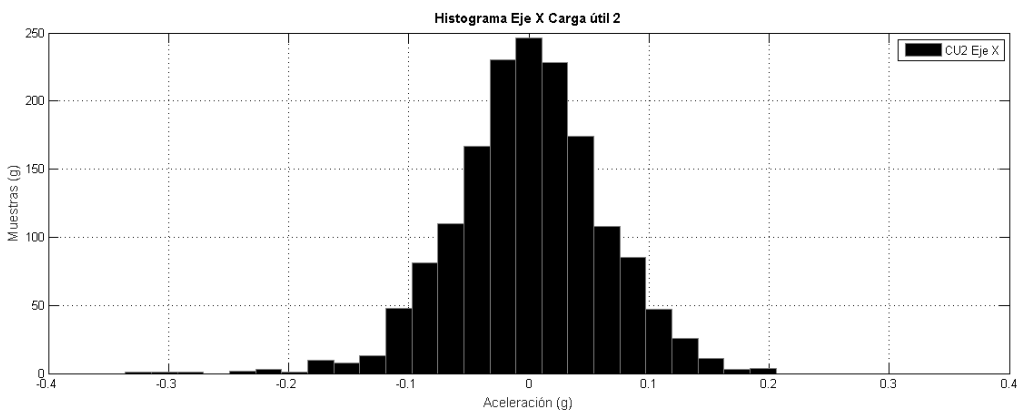


Figura 63 Histograma de la carga útil No. 2 en el eje X durante la Prueba No. 3.

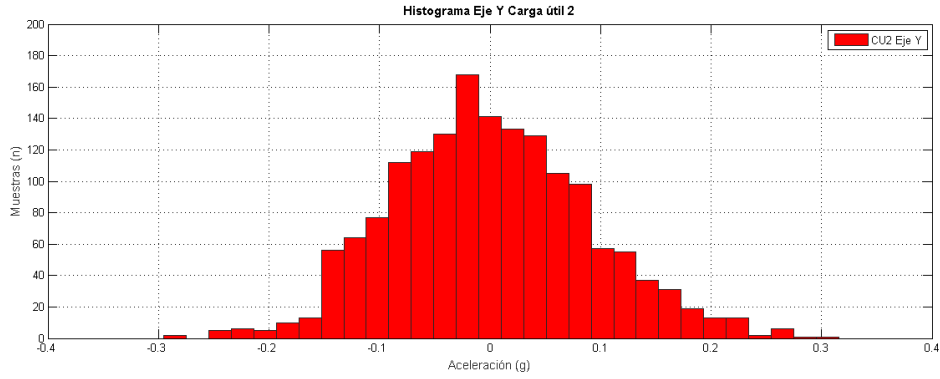


Figura 64 Histograma de la carga útil No. 2 en el eje Y durante la Prueba No. 3.

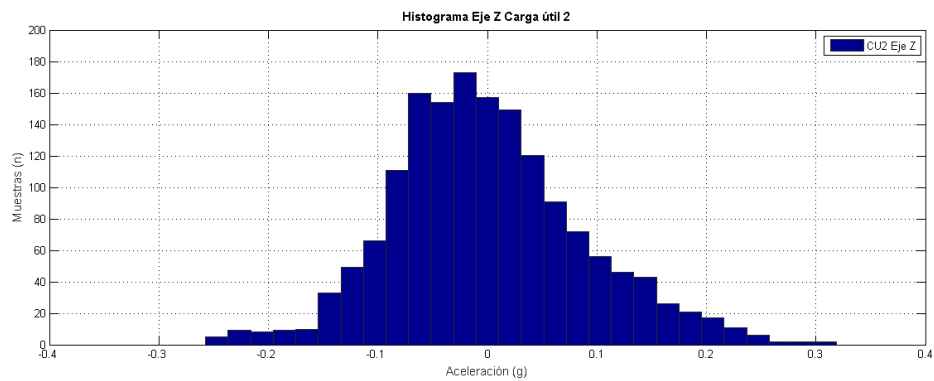


Figura 65 Histograma de la carga útil No. 2 en el eje Z durante la Prueba No. 3.

Prueba No. 5

Las figuras 66, 67 y 68 corresponden a los histogramas de los ejes X, Y, Z durante la prueba No. 5. La distribución de las muestras en la prueba No. 5 es muy similar a lo obtenido en la prueba No.3. Los valores de curtosis son ligeramente mayores con respecto a la Prueba No. 3 ($X = 4.648, Y = 4.074, Z = 3.754$).

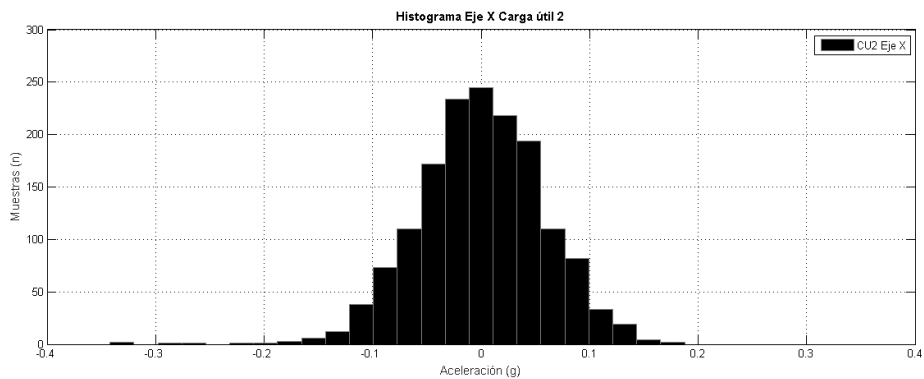


Figura 66 Histograma de la carga útil No. 2 en el eje X durante la Prueba No. 5.

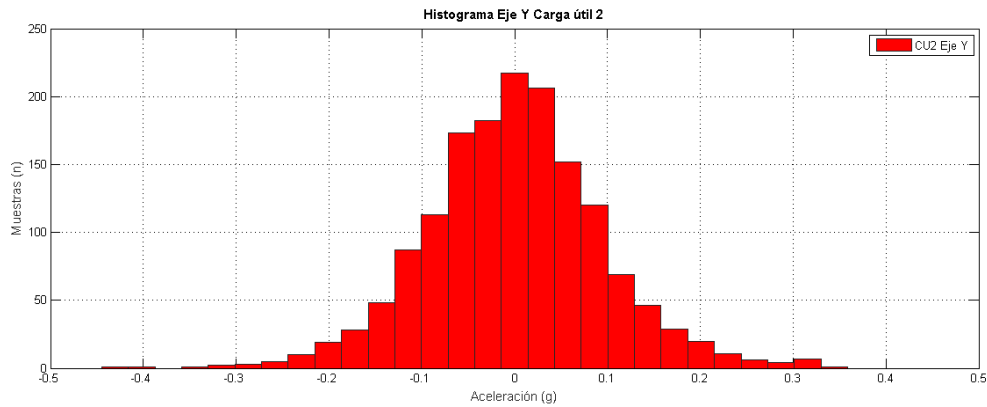


Figura 67 Histograma de la carga útil No. 2 en el eje Y durante la Prueba No. 5.

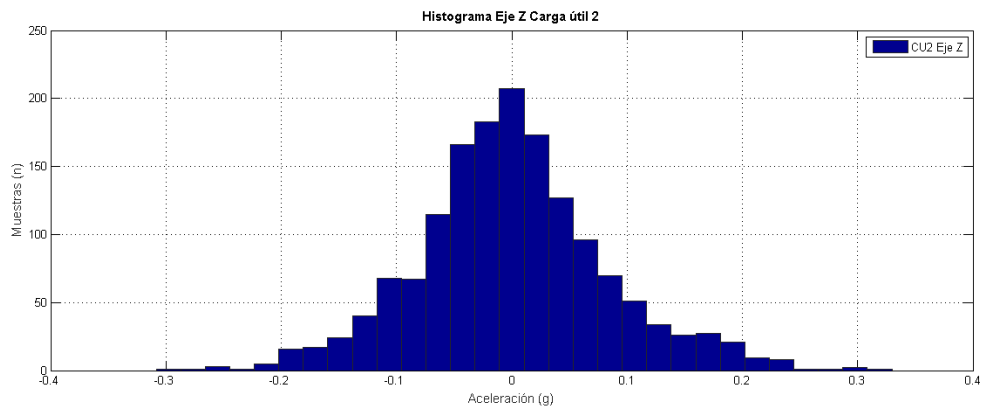


Figura 68 Histograma de la carga útil No. 2 en el eje Z durante la Prueba No. 5.

Con base a los histogramas obtenidos, se puede apreciar un comportamiento similar en la distribución de muestras con respecto a valores de aceleración entre las cargas útiles experimentales No. 1 y No. 2. Sin embargo, los valores obtenidos terminan por debajo de los niveles de vibración establecidos para la prueba de vibración aleatoria de bajo nivel.

A continuación, se presentan los gráficos que se obtuvieron del análisis de Densidad Espectral de Potencia (PSD *por sus siglas en inglés*) obtenido por el sistema Photon+, la carga útil experimental No. 1 y No. 2.

Sistema de adquisición Photon+

Prueba No.1

Las figuras 69, 70 y 71 refieren a los espectros registrados por el sistema de adquisición Photon+. Los niveles obtenidos de densidad espectral de potencia en el eje “X” fue de $0.461 G_{rms}$, para el eje “Y” $0.638 G_{rms}$ y en el eje Z $0.761 G_{rms}$. Cabe destacar que, en el eje Z, se observa claramente un periodo de estabilidad entre los 20 y 200 Hz. Luego de ello, comienza a haber resonancia, acentuándose con un pico alto de resonancia entre los 1,000 y 1,100 Hz.

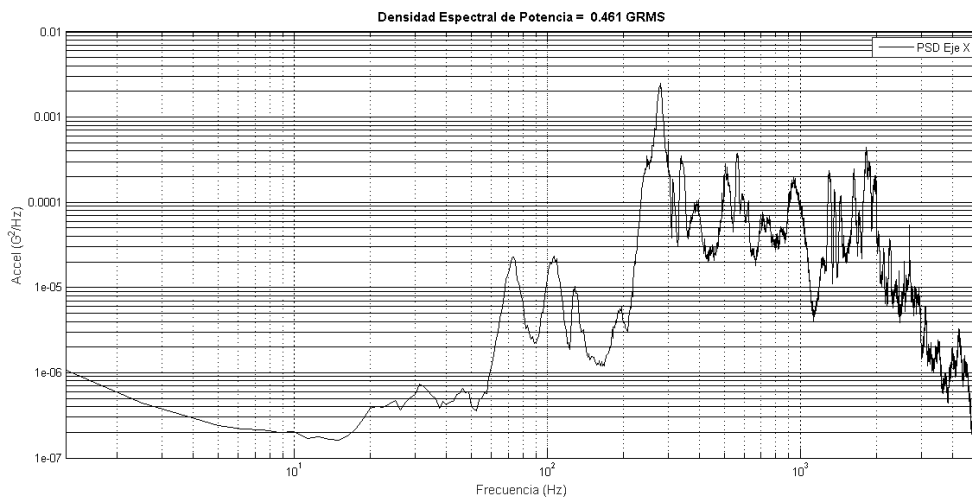


Figura 69 Densidad Espectral de Potencia del sistema Photon+ en el eje X.

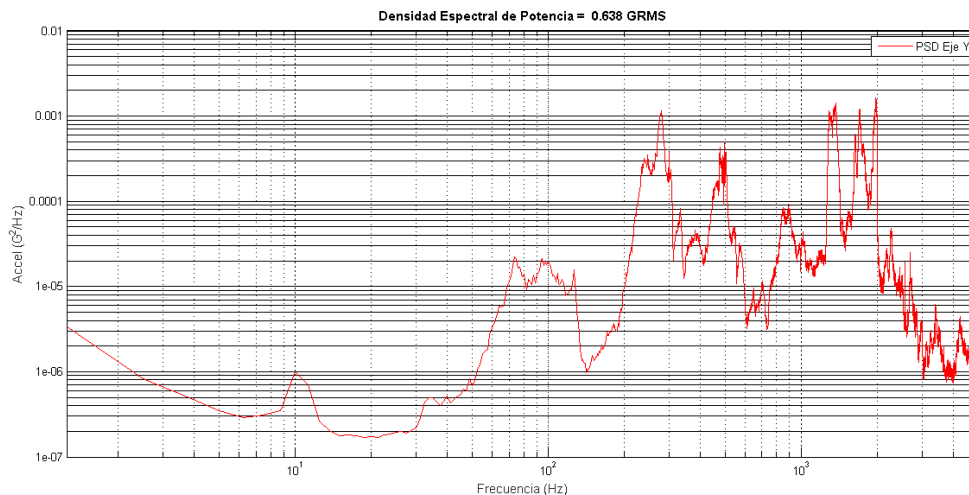


Figura 70 Densidad Espectral de Potencia del sistema Photon+ en el eje Y.

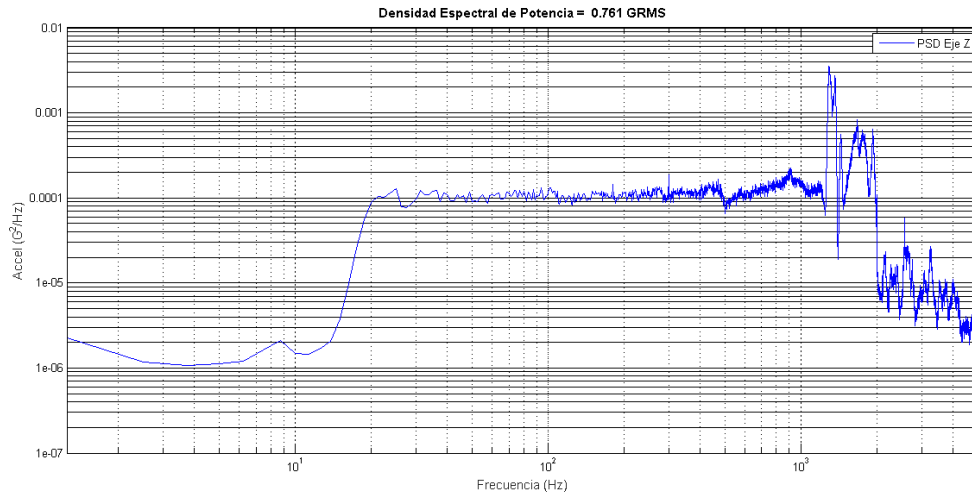


Figura 71 Densidad Espectral de Potencia del sistema Photon+ en el eje Z.

Prueba No. 3

Las figuras 72, 73 y 74 refieren a los espectros registrados por el sistema de adquisición Photon+. Los niveles obtenidos de densidad espectral de potencia en el eje “X” fue de $0.418 G_{rms}$, para el eje “Y” $0.57 G_{rms}$ y en el eje Z $0.724 G_{rms}$. De igual manera que en la prueba No. 1, en el eje Z, se observa claramente un periodo de estabilidad entre los 20 y 200 Hz. Luego de ello, comienza a haber resonancia, acentuándose con un pico alto de resonancia entre los 1000 y 1100 Hz.

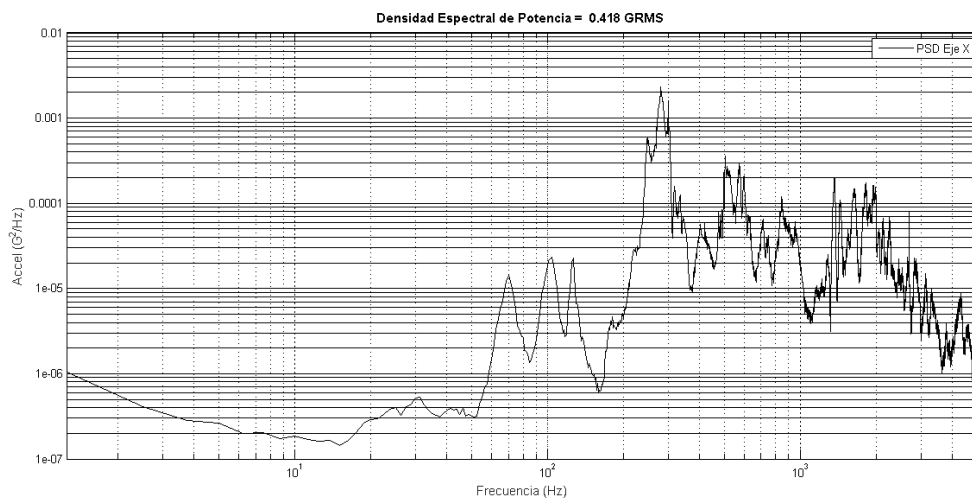


Figura 72 Densidad Espectral de Potencia del sistema Photon+ en el eje X.

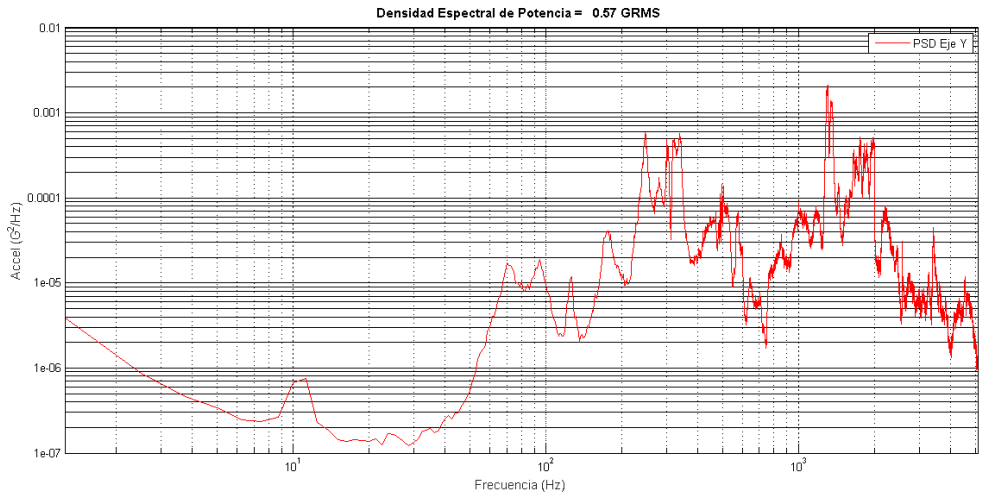


Figura 73 Densidad Espectral de Potencia del sistema Photon+ en el eje Y.

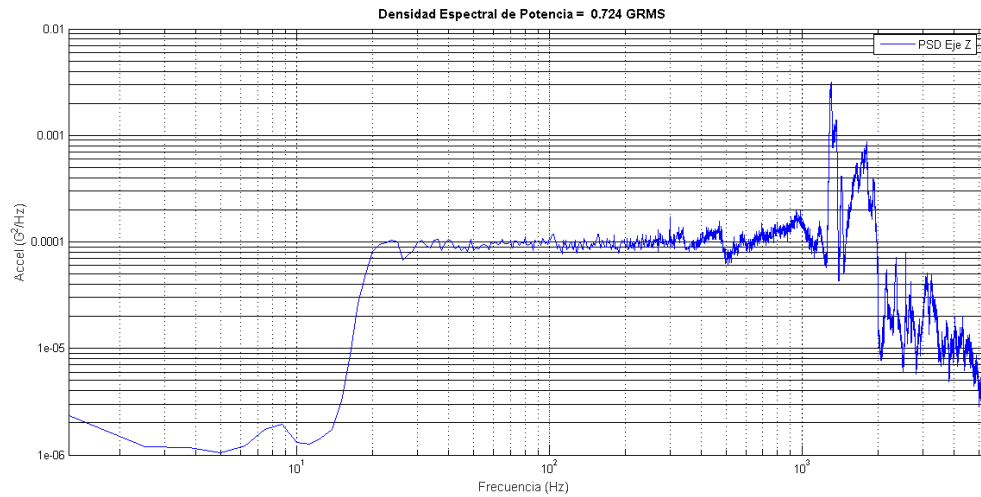


Figura 74 Densidad Espectral de Potencia del sistema Photon+ en el eje Z.

Prueba No. 5

Las figuras 75, 76 y 77 corresponden a los espectros registrados por el sistema de adquisición Photon+. Los niveles obtenidos de densidad espectral de potencia en el eje “X” fue de $0.458 G_{rms}$, para el eje “Y” $0.578 G_{rms}$ y en el eje Z $0.763 G_{rms}$. Al igual que en las pruebas No. 1 y 3, en el eje Z, se observa claramente un periodo de estabilidad entre los 20 y 200 Hz. Luego de ello, comienza a haber resonancia, acentuándose con un pico alto de resonancia entre los 1,000 y 1,100 Hz.

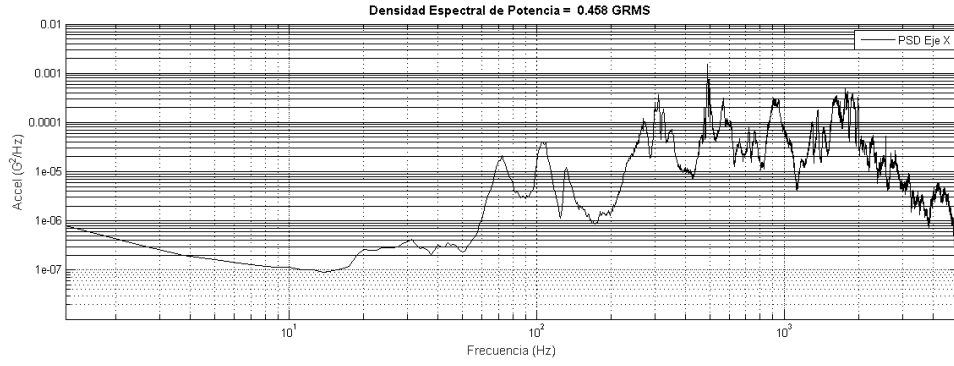


Figura 75 Densidad Espectral de Potencia del sistema Photon+ en el eje X.

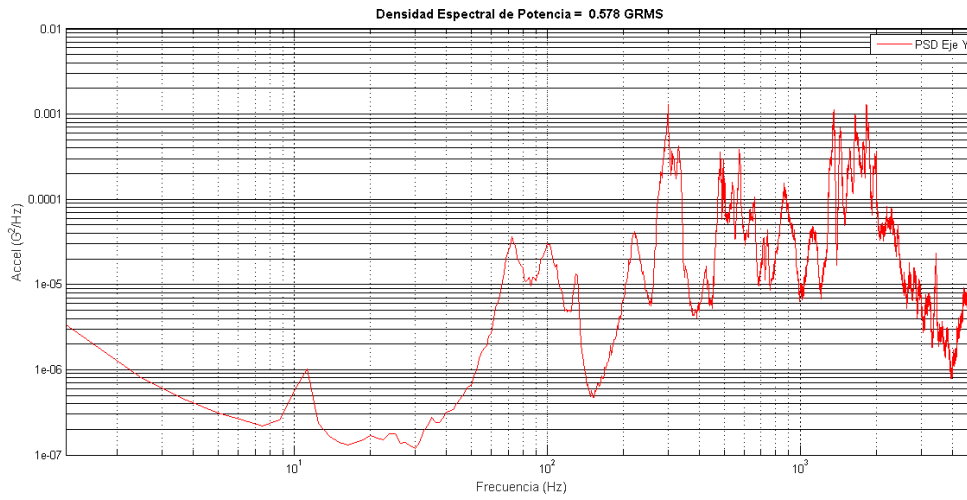


Figura 76 Densidad Espectral de Potencia del sistema Photon+ en el eje Y.

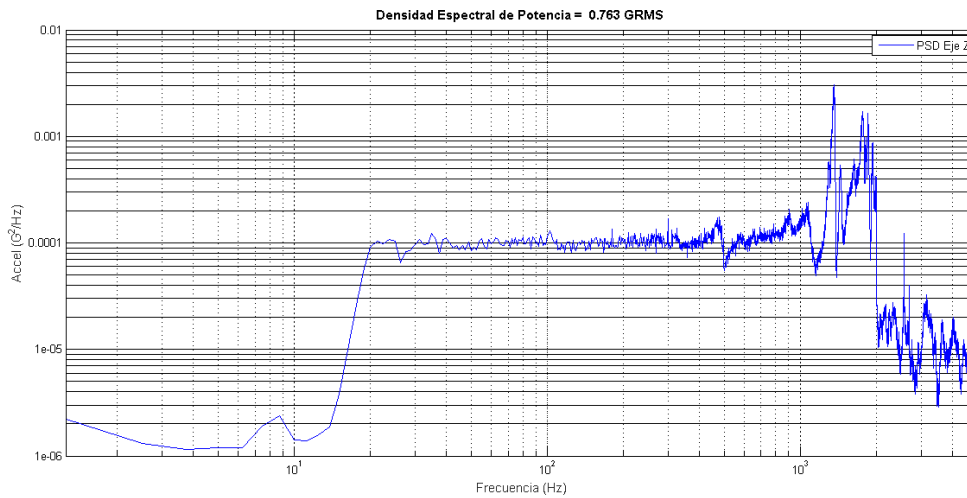


Figura 77 Densidad Espectral de Potencia del sistema Photon+ en el eje Z.

Los niveles de densidad espectral adquiridos por el sistema Photon+ durante las tres pruebas se mantuvieron muy cercano al nivel de la prueba ($0.5 G_{rms}$).

Carga útil experimental No. 1

Prueba No.1

Las figuras 78, 79 y 80 muestran los espectros obtenidos por la carga útil No. 1 en los ejes “X”, “Y” y “Z”. A diferencia de los espectros anteriores, estos registros se dieron entre los 0.1 y 10 Hz, lo cual, refleja que la carga útil no registró valores a frecuencias mayores a 10 Hz. El comportamiento en los tres gráficos es similar, caracterizado por una estabilidad entre los 0.2 y 1 Hz, comenzado con un periodo de baja resonancia entre 1.5 Hz hasta 6 Hz en los que registró la carga útil.

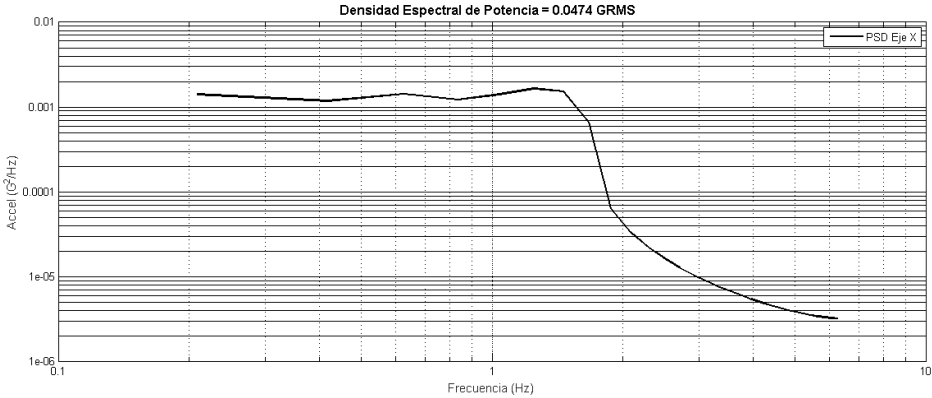


Figura 78 Densidad Espectral de Potencia de la carga útil No. 1 en el eje X.

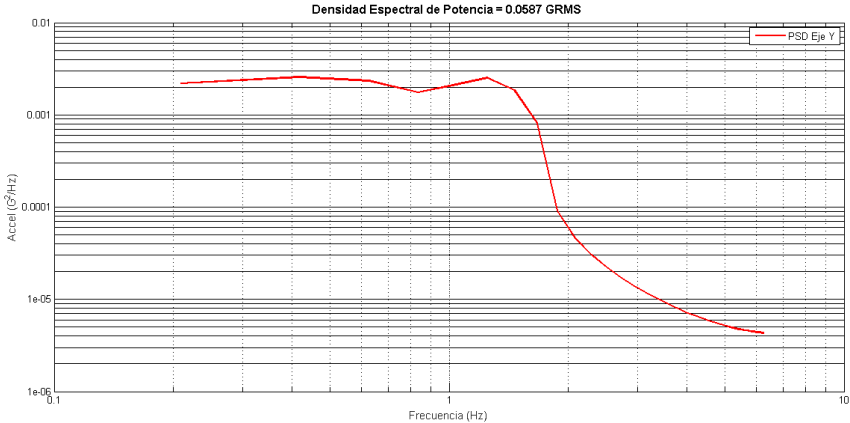


Figura 79 Densidad Espectral de Potencia de la carga útil No. 1 en el eje Y.

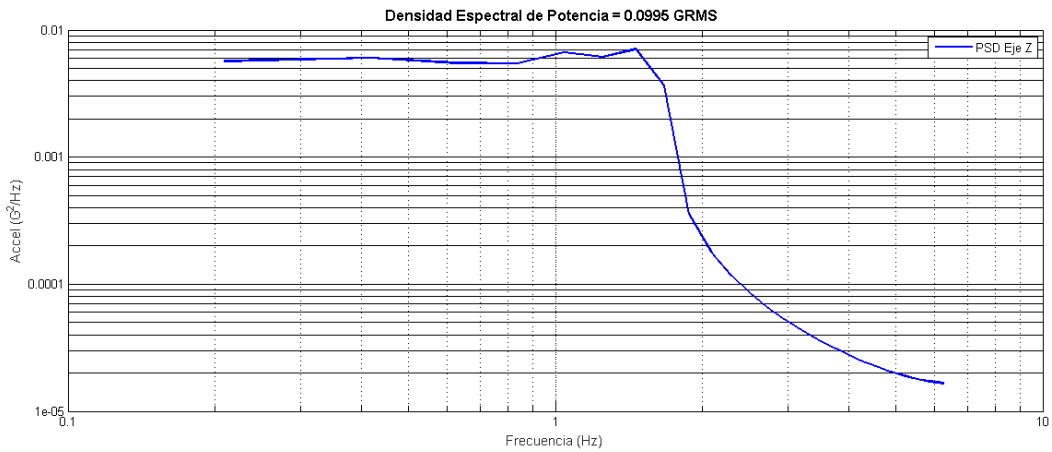


Figura 80 Densidad Espectral de Potencia de la carga útil No. 1 en el eje Z.

Prueba No. 3

La densidad espectral de potencia registrada en el eje X (Figura 81) fue de $0.0503 G_{rms}$. En el eje Y (Figura 82) se obtuvo $0.06 G_{rms}$ y en el eje Z $0.107 G_{rms}$ (Figura 83). El pico de aceleración en los ejes “X” y “Z” ocurre a los $0.84393 Hz$, mientras en el eje “Y” fue a los $0.42196 Hz$. Después de estos picos se produce un periodo de baja resonancia.

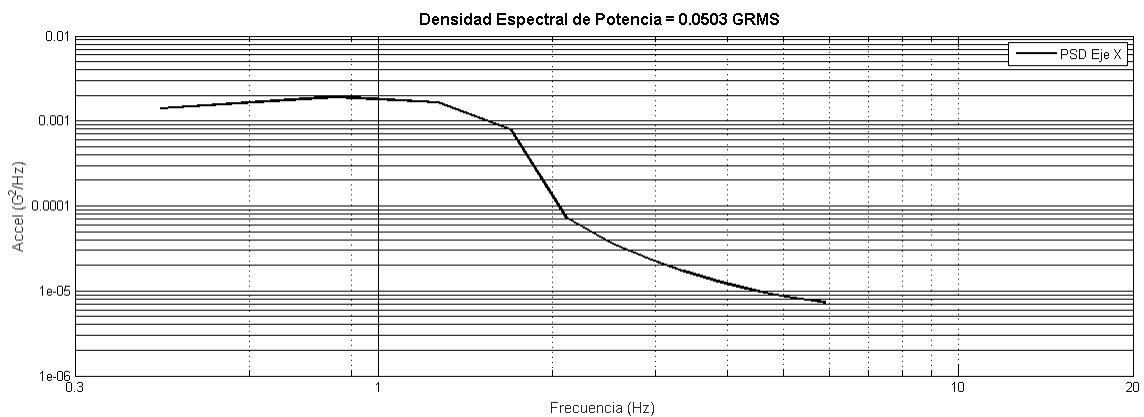


Figura 81 Densidad Espectral de Potencia de la carga útil No. 1 en el eje X.

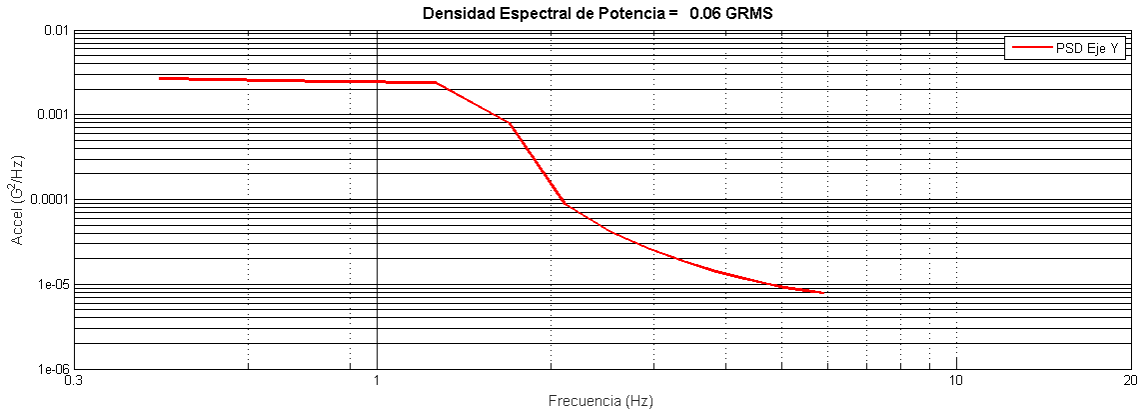


Figura 82 Densidad Espectral de Potencia de la carga útil No. 1 en el eje Y.

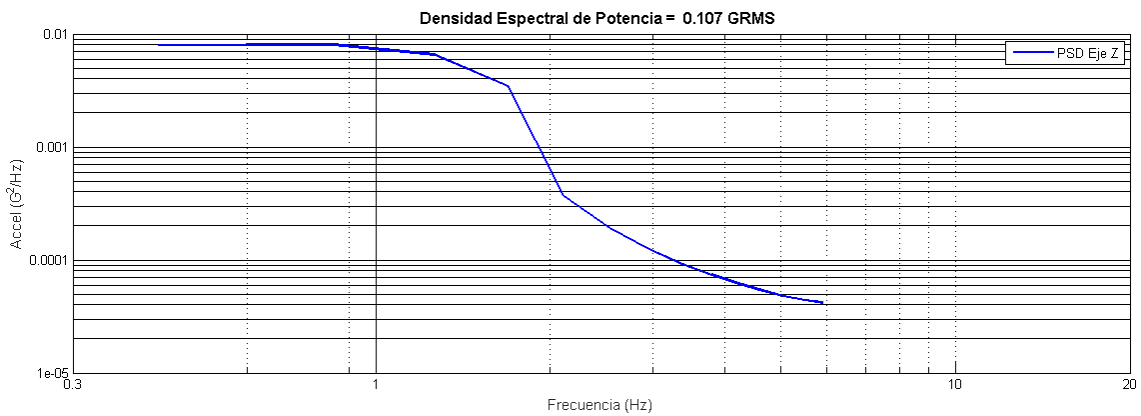


Figura 83 Densidad Espectral de Potencia de la carga útil No. 1 en el eje Z.

Prueba No. 5

La densidad espectral de potencia registrada en el eje X fue de $0.0588 G_{rms}$ (Figura 84). En el eje Y se obtuvo $0.0697 G_{rms}$ (Figura 85) y en el eje Z $0.121 G_{rms}$ (Figura 86). El pico de aceleración en los ejes "X" y "Y" ocurre a los $1.2644 Hz$, mientras en el eje "Z" fue a los $0.84296 Hz$. Después de estos picos se produce un periodo de baja resonancia.

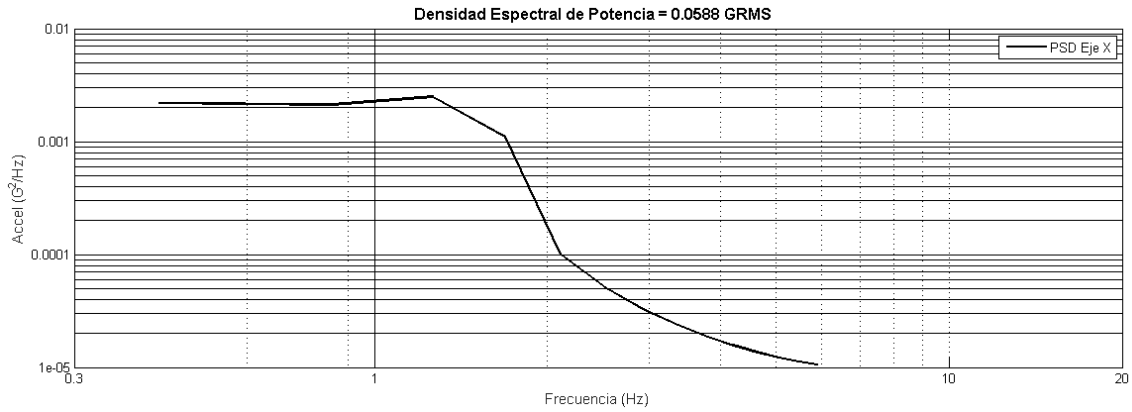


Figura 84 Densidad Espectral de Potencia de la carga útil No. 1 en el eje X.

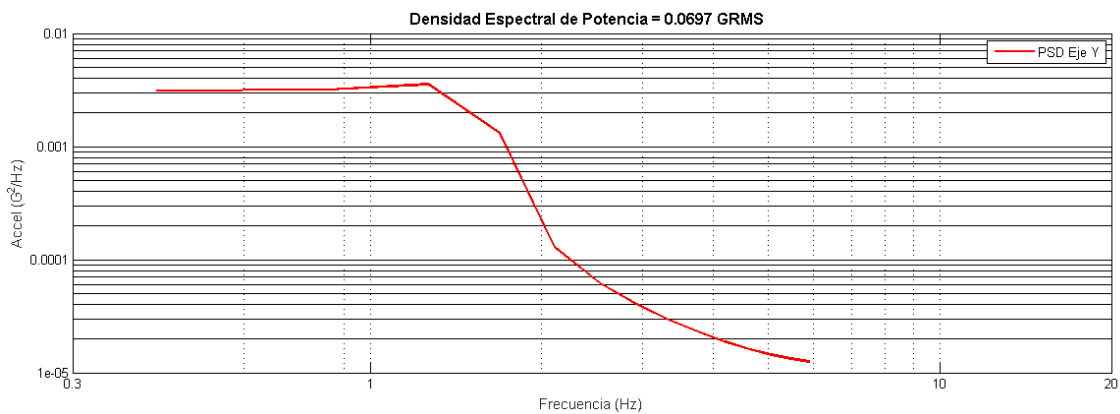


Figura 85 Densidad Espectral de Potencia de la carga útil No. 1 en el eje Y.

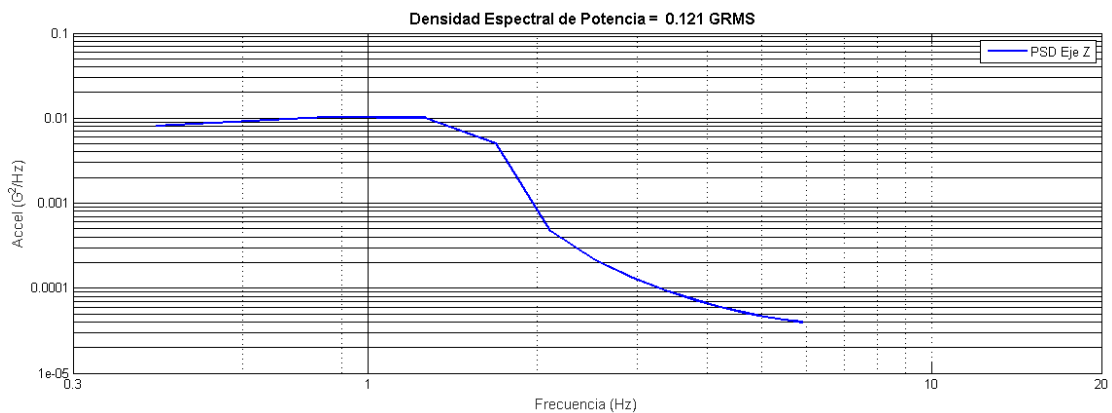


Figura 86 Densidad Espectral de Potencia de la carga útil No. 1 en el eje Z.

Los espectros obtenidos por la carga útil No. 1 se mantuvieron por debajo de los $0.15 G_{rms}$ y en registros de frecuencia menores a $10 Hz$, por lo que, no se pudo adquirir información de lo sucedido entre los rangos de frecuencia establecidos por la prueba ($20 - 2000 Hz$).

Carga útil experimental No. 2

Prueba No.1

La carga útil experimental No. 2, registró un rango de frecuencias similar a la carga útil No. 1. Las figuras 87, 88 y 89 corresponden a los espectros obtenidos en los ejes "X", "Y", "Z". La densidad espectral de potencia registrada en el eje X fue de $0.0533 G_{rms}$ (Figura 87). En el eje Y se obtuvo $0.0807 G_{rms}$ (Figura 88) y en el eje Z $0.0684 G_{rms}$ (Figura 89). El pico de aceleración en el eje "X" sucede a los 0.18415 Hz , en el eje "Y" se detecta a los 0.92077 Hz , mientras en el eje "Z" fue a los 0.36831 Hz . Después de estos picos se produce un periodo de baja resonancia.

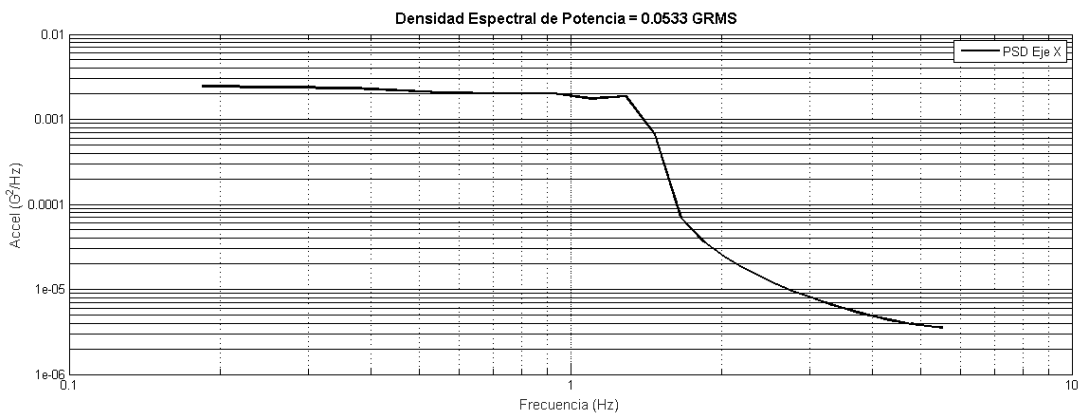


Figura 87 Densidad Espectral de Potencia de la carga útil No. 2 en el eje X.

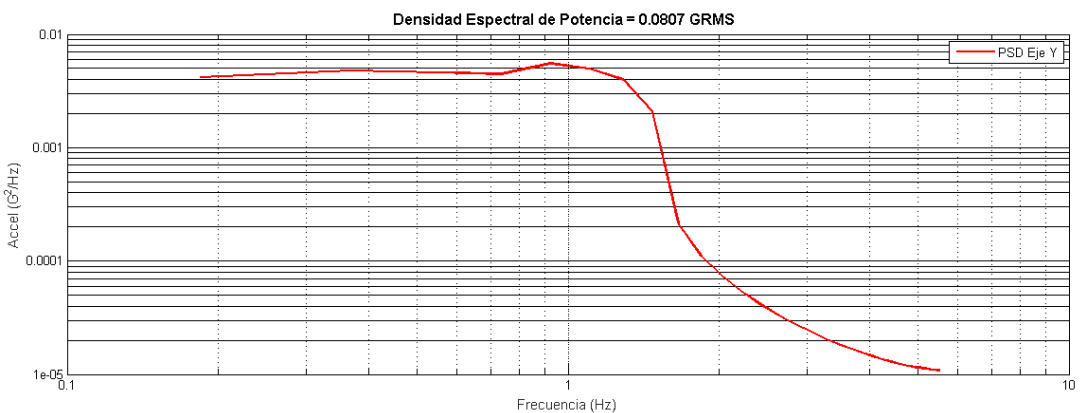


Figura 88 Densidad Espectral de Potencia de la carga útil No. 2 en el eje Y.

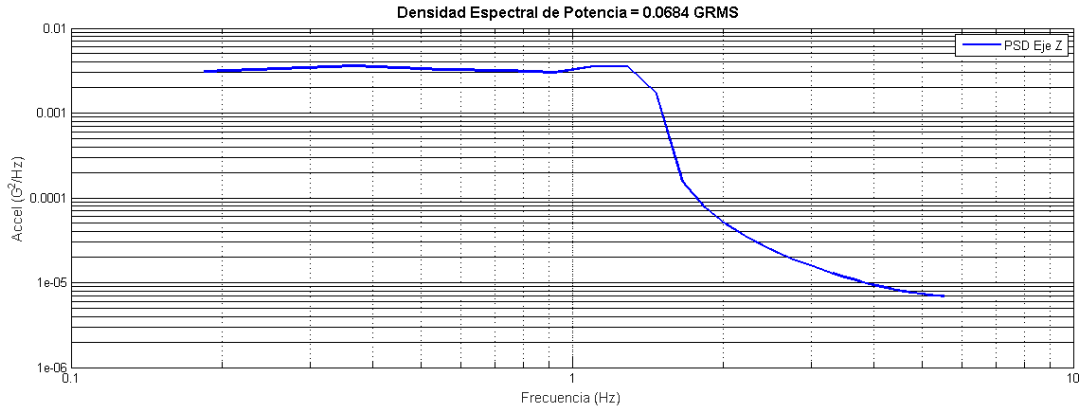


Figura 89 Densidad Espectral de Potencia de la carga útil No. 2 en el eje Z.

Prueba No. 3

La densidad espectral de potencia registrada en el eje X fue de $0.059 G_{rms}$ (Figura 90). En el eje Y se obtuvo $0.0857 G_{rms}$ (Figura 91) y en el eje Z $0.082 G_{rms}$ (Figura 92). El pico de aceleración en los ejes “X” y “Z” sucede a los $0.37365 Hz$, mientras que en el eje “Y” se detecta a los $0.7473 Hz$. Después de estos picos se produce un periodo de baja resonancia.

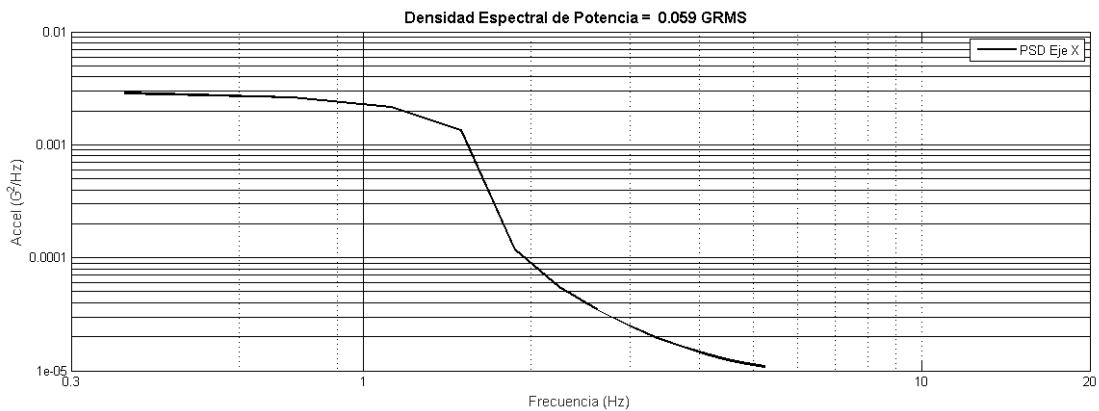


Figura 90 Densidad Espectral de Potencia de la carga útil No. 2 en el eje X.

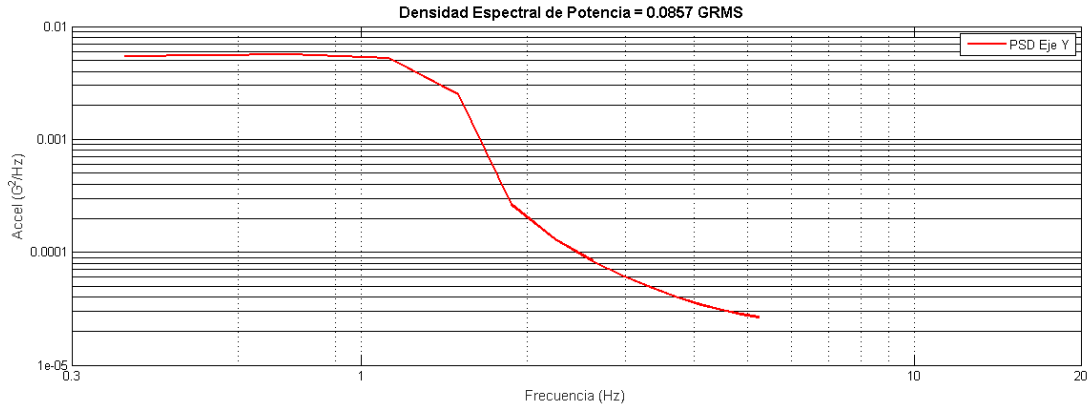


Figura 91 Densidad Espectral de Potencia de la carga útil No. 2 en el eje Y.

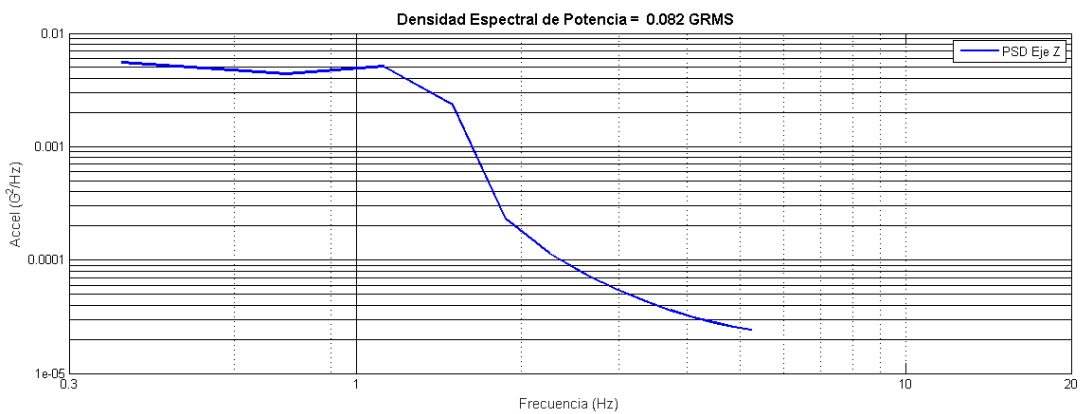


Figura 92 Densidad Espectral de Potencia de la carga útil No. 2 en el eje Z.

Prueba No. 5

La densidad espectral de potencia registrada en el eje X fue de $0.0541 G_{rms}$ (Figura 93). En el eje Y se obtuvo $0.0893 G_{rms}$ (Figura 94) y en el eje Z $0.0792 G_{rms}$ (Figura 95). El pico de aceleración en los ejes “X” y “Z” sucede a los $0.38515 Hz$, mientras que en el eje “Y” se detecta a los $1.1555 Hz$. Después de estos picos se produce un periodo de baja resonancia.

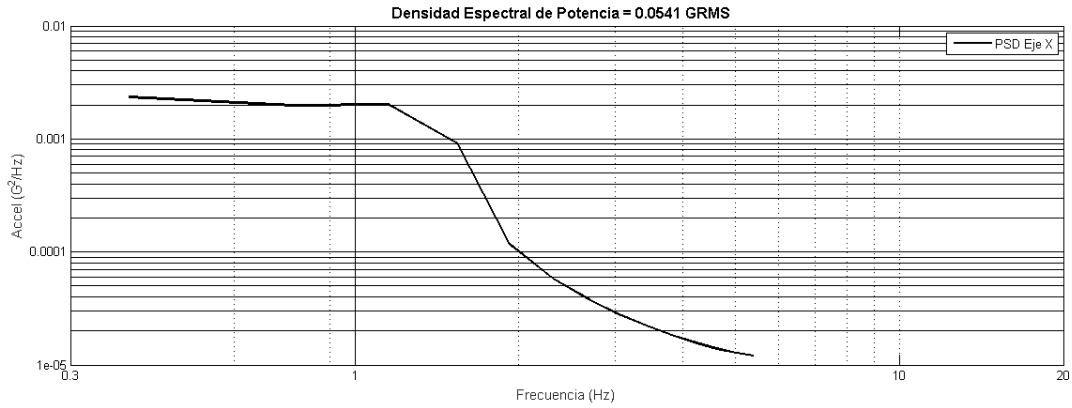


Figura 93 Densidad Espectral de Potencia de la carga útil No. 2 en el eje X.

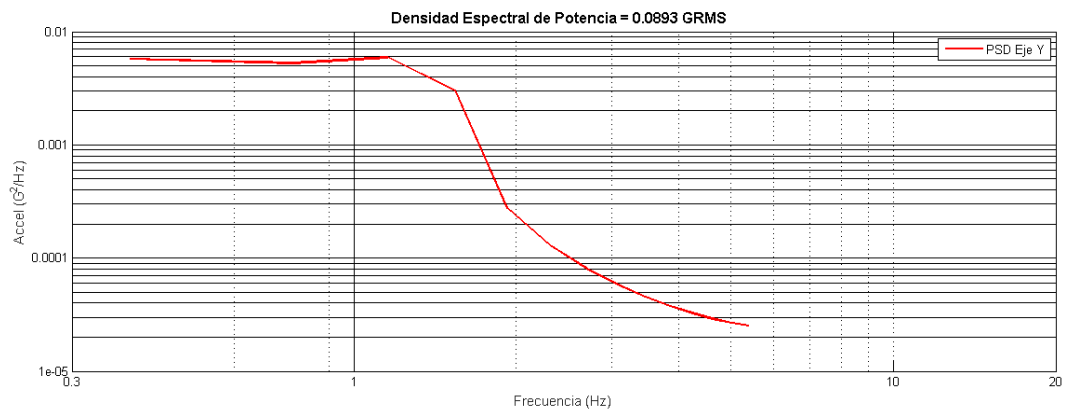


Figura 94 Densidad Espectral de Potencia de la carga útil No. 2 en el eje Y.

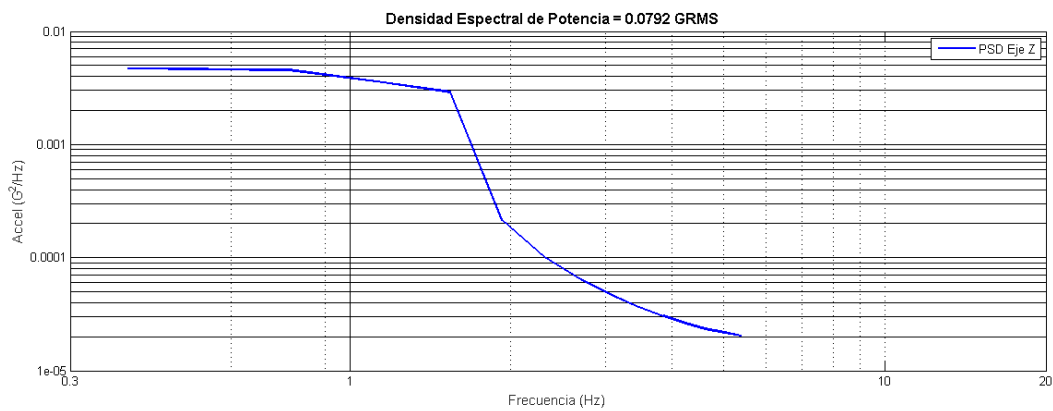


Figura 95 Densidad Espectral de Potencia de la carga útil No. 2 en el eje Z.

Los espectros obtenidos por la carga útil No.2 arrojaron que los valores de aceleración no superaron los $0.1 G_{rms}$ y los $10 Hz$ de frecuencia, por lo cual, no se logró medir dentro de los niveles de frecuencia y aceleración establecidos en la prueba.

Prueba de Vibración aleatoria (Pruebas 2)

La prueba No. 2 corresponde a la prueba de vibración aleatoria. En la Tabla 11 se muestran los parámetros de configuración de la prueba.

Tabla 11 Especificaciones de la prueba de vibración aleatoria de alto nivel [22].

| Prueba No. | Modo de vibración | Nivel de la prueba | Frecuencia [Hz] | Duración de la prueba [seg] | Muestras / seg | Notas |
|------------|------------------------------------|--------------------|-----------------|-----------------------------|----------------|-------|
| 2 | Vibración aleatoria de alto nivel. | 7.8 G_{rms} | 20-2000 | 60 | 10000 | - |

A continuación, se muestran los gráficos de aceleración – tiempo recogidos por el sistema de adquisición Photon+ y las cargas útiles experimentales No. 1 y 2.

Sistema de adquisición Photon+

Prueba No.2

Las figuras 96, 97 y 98 corresponden a los registros de aceleración con respecto a tiempo de la prueba de vibración aleatoria No. 2. El sistema Photon+ registró 1,048,543 *muestras* a un rango de muestreo de 10,240 $\frac{muestras}{segundo}$.

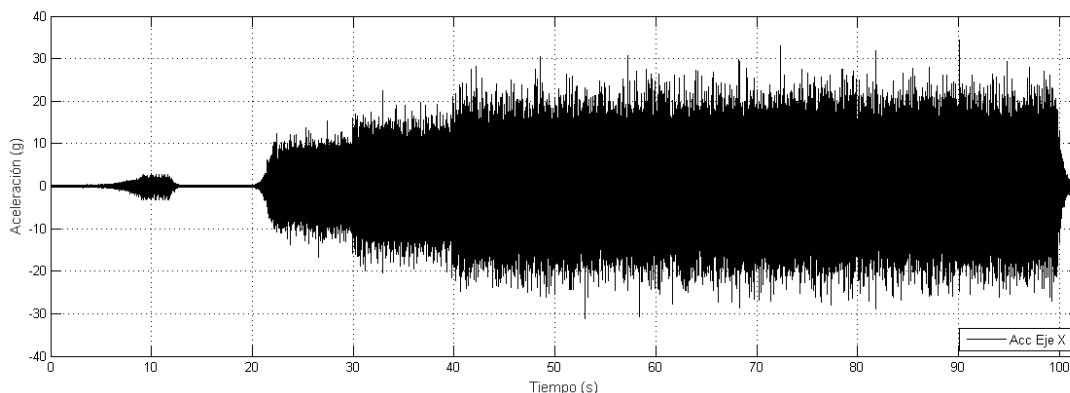


Figura 96 Registro de aceleraciones con respecto a tiempo del sistema Photon+ en el eje X.

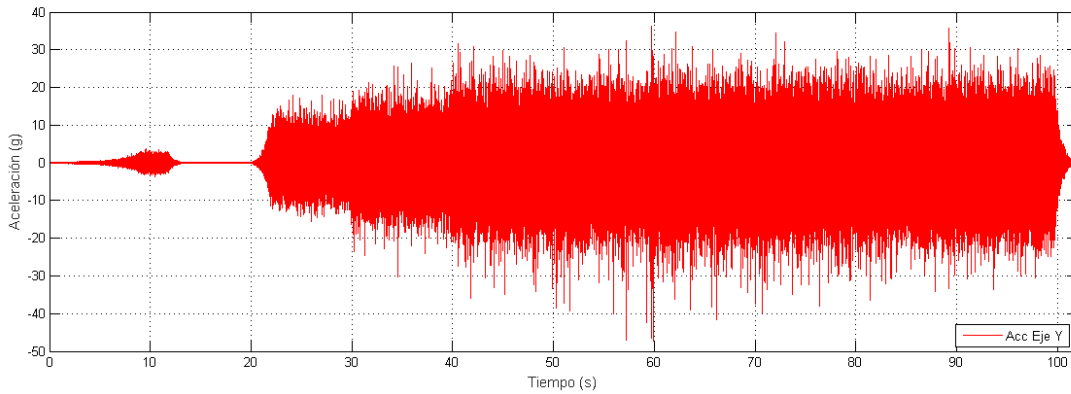


Figura 97 Registro de aceleraciones con respecto a tiempo del sistema Photon+ en el eje Y.

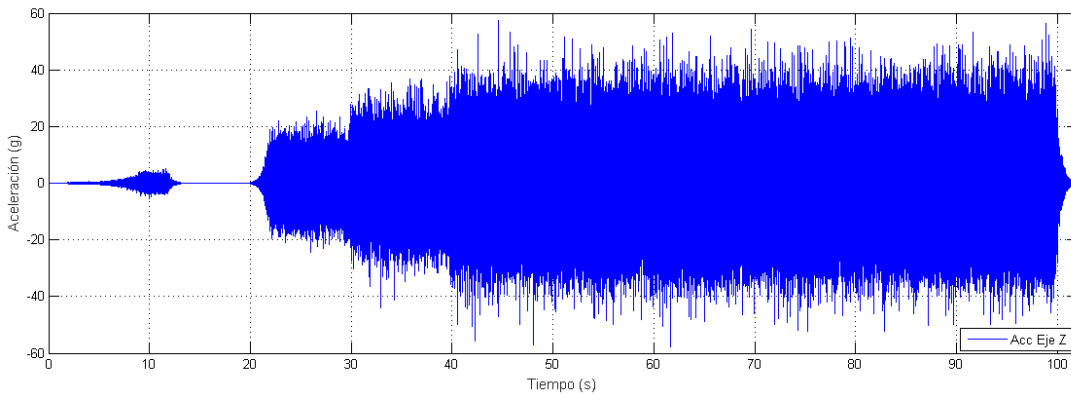


Figura 98 Registro de aceleraciones con respecto a tiempo del sistema Photon+ en el eje Z.

Carga útil experimental No. 1

Prueba No.2

La carga útil No. 1 registró 1,841 *muestras* a un rango de muestreo de $13.46 \frac{\text{muestras}}{\text{segundo}}$. En el eje "X" (Figura 99) se obtuvo valores de aceleración entre $\pm 3 G$, en el eje "Y" (Figura 100) en los $\pm 4 G$ y en el eje "Z" (Figura 101) cercano a los $\pm 6 G$.

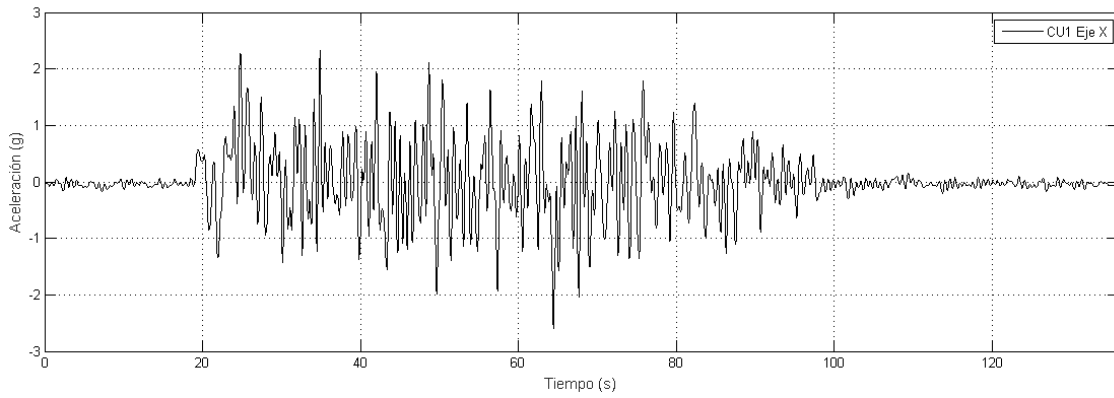


Figura 99 Registro de aceleraciones con respecto a tiempo de la carga útil No.1 en el eje X.

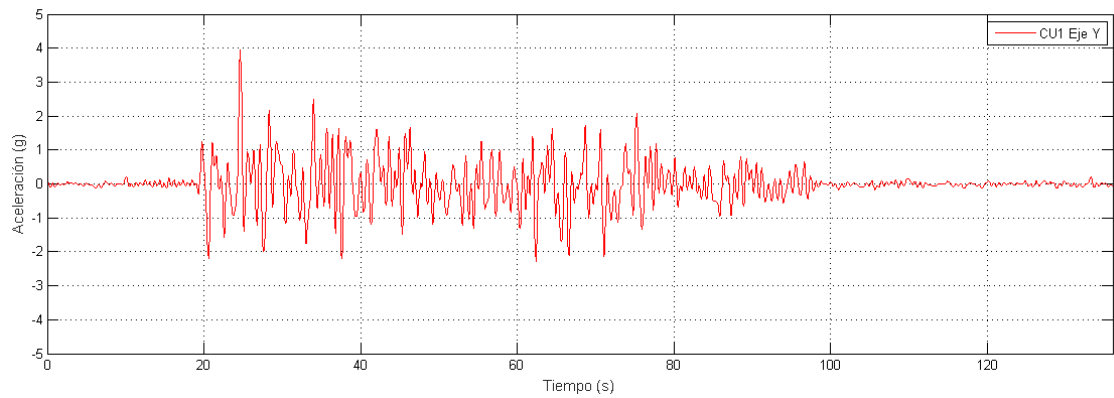


Figura 100 Registro de aceleraciones con respecto a tiempo de la carga útil No.1 en el eje Y.

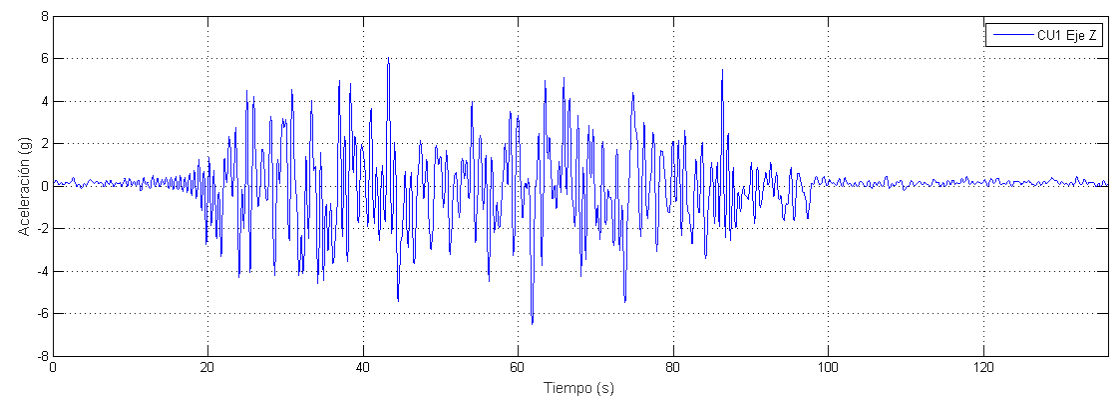


Figura 101 Registro de aceleraciones con respecto a tiempo de la carga útil No.1 en el eje Z.

Carga útil experimental No.2

Prueba No.2

La carga útil No.2 obtuvo 1,633 *muestras* a un rango de $11.95 \frac{\text{muestras}}{\text{segundo}}$. En el eje X (Figura 102), los valores de aceleración se mantuvieron entre $\pm 1.5 G$, en el eje “Y” (Figura 103) cercanos a $\pm 3 G$ y en el eje “Z” (Figura 104) en un rango entre $\pm 2.5 G$.

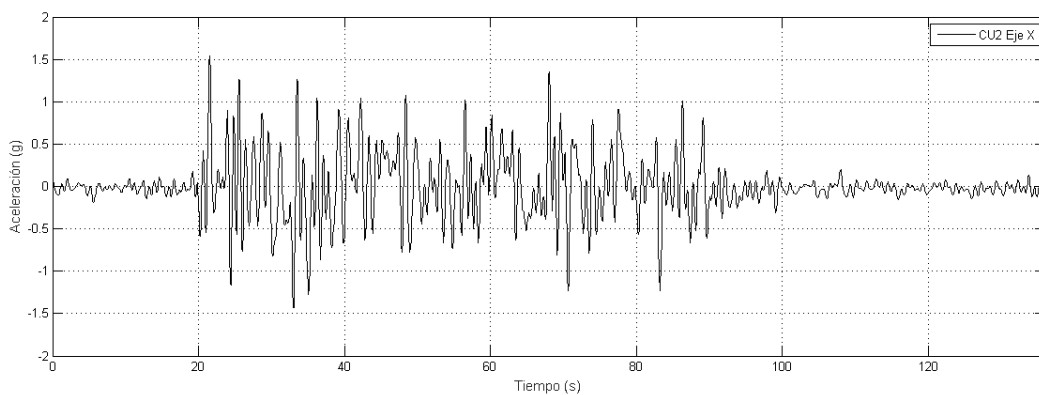


Figura 102 Registro de aceleraciones con respecto a tiempo de la carga útil No.2 en el eje X.

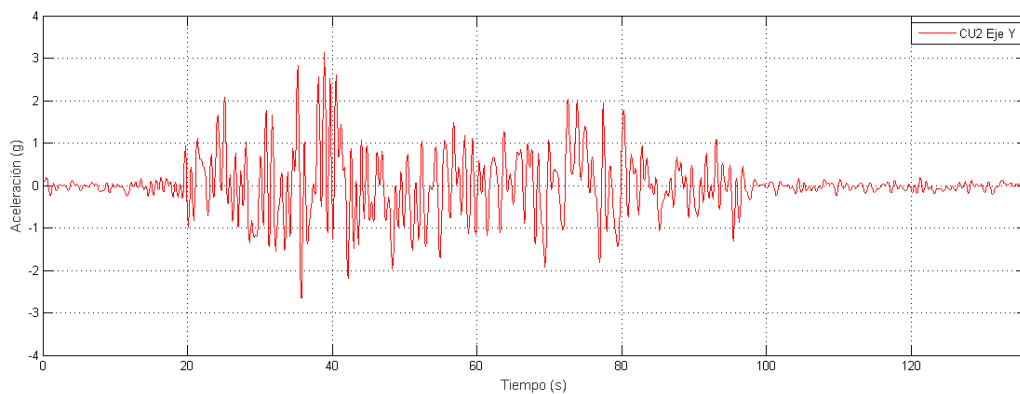


Figura 103 Registro de aceleraciones con respecto a tiempo de la carga útil No.2 en el eje Y.

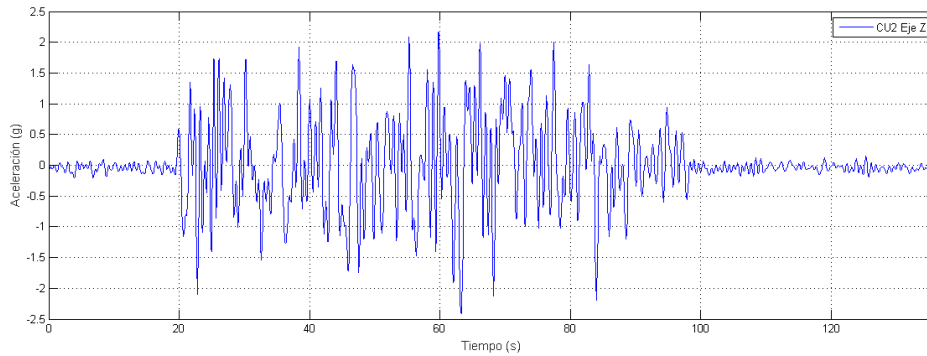


Figura 104 Registro de aceleraciones con respecto a tiempo de la carga útil No.2 en el eje Z.

Con base a los niveles establecidos para la prueba de vibración aleatoria de alto nivel, se determina que el sistema de adquisición Photon+ cumple con los rangos de muestreo recomendados para esta prueba, en contraste del rendimiento de las cargas útiles experimentales.

Enseguida, se presentan los histogramas generados a partir de la información obtenida por el sistema de adquisición Photon+ y las cargas útiles experimentales.

Sistema de adquisición Photon+

Prueba No.2

Los valores de curtosis indican una distribución apuntada ($X = 4.976, Y = 5.117, Z = 4.505$), resaltando la concentración de muestras entre $\pm 2 G$ para los ejes “X” y “Y” (Figura 105 y 106) y $\pm 4 G$ para el eje “Z” (Figura 107).

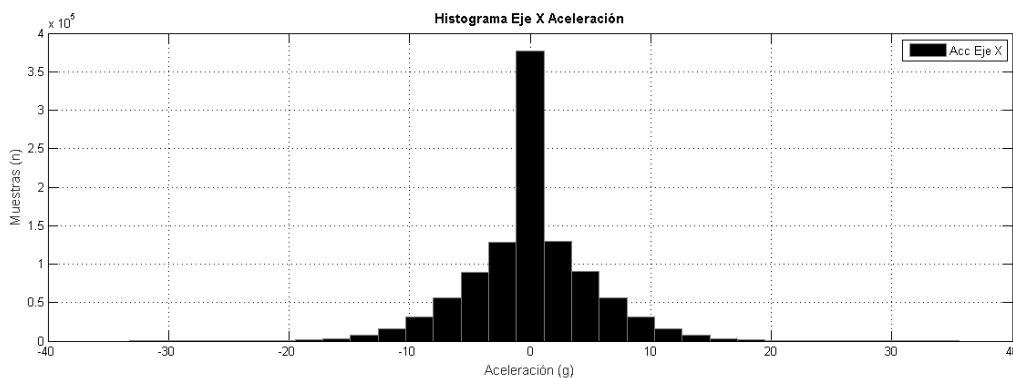


Figura 105 Histograma del sistema Photon+ en el eje X durante la Prueba No. 2.

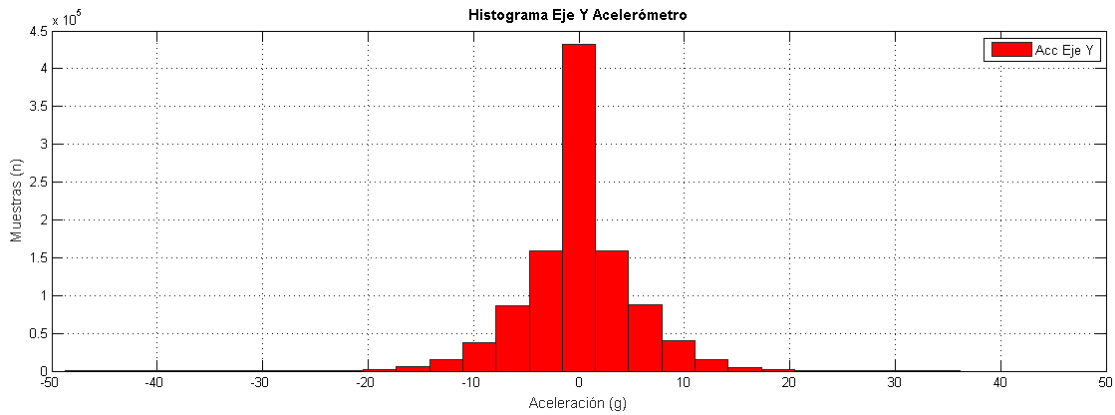


Figura 106 Histograma del sistema Photon+ en el eje Y durante la Prueba No. 2.

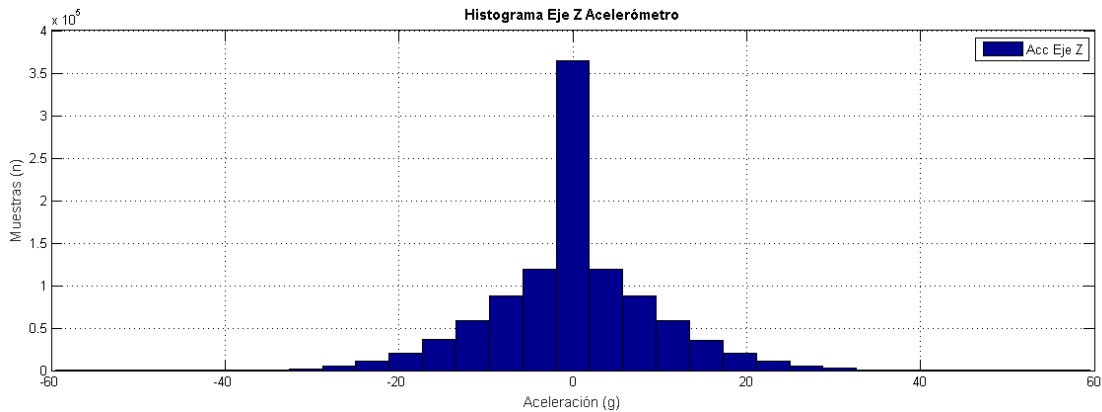


Figura 107 Histograma del sistema Photon+ en el eje Z durante la Prueba No. 2.

Carga útil experimental No.1

Prueba No.2

Las figuras 108, 109 y 110 corresponden a los histogramas obtenidos por la carga útil No. 1. Los valores de curtosis obtenidos por la carga útil No.1 son mayores a los del sistema Photon+ ($X = 5.731, Y = 8.316, Z = 5.429$). Sin embargo, la distribución de muestras genera que, la campana de distribución se achate en valores negativos de aceleración y se apuntale en valores positivos.

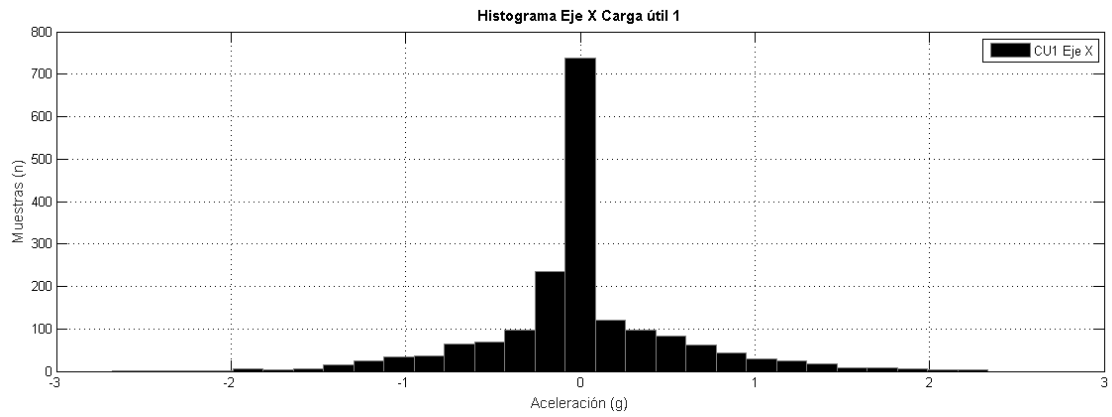


Figura 108 Histograma de la carga útil No. 1 en el eje X durante la Prueba No. 2.

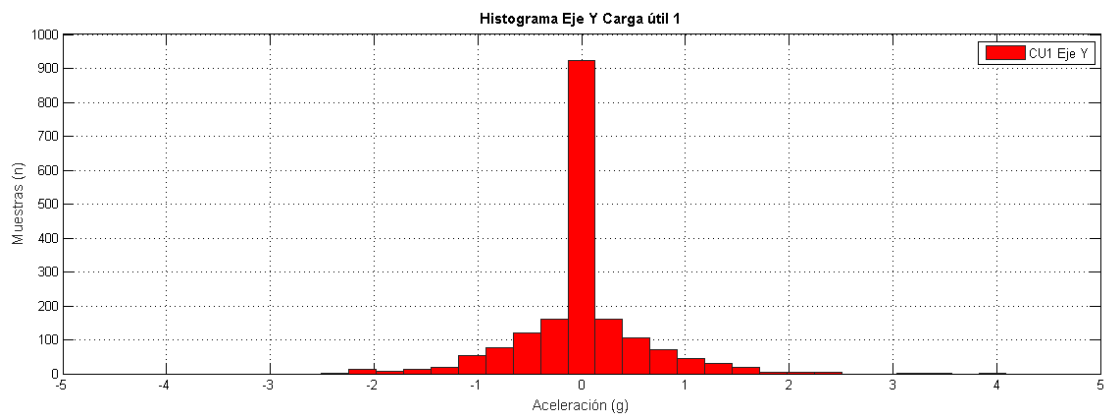


Figura 109 Histograma de la carga útil No. 1 en el eje Y durante la Prueba No. 2.

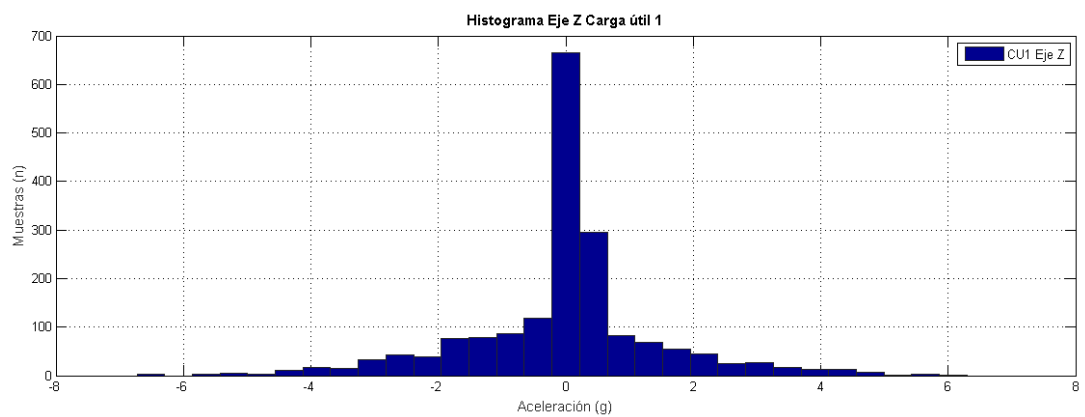


Figura 110 Histograma de la carga útil No. 1 en el eje Z durante la Prueba No. 2.

Carga útil experimental No.2

Prueba No.2

La carga útil No. 2 registró valores de curtosis que indican una distribución apuntada de los datos ($X = 5.945, Y = 6.08, Z = 4.989$). La mayor concentración de datos se encuentra en el rango de $\pm 0.25 G$ para los tres ejes. Las figuras 111, 112 y 113 corresponden a los histogramas obtenidos en los tres ejes por la carga útil No. 2.

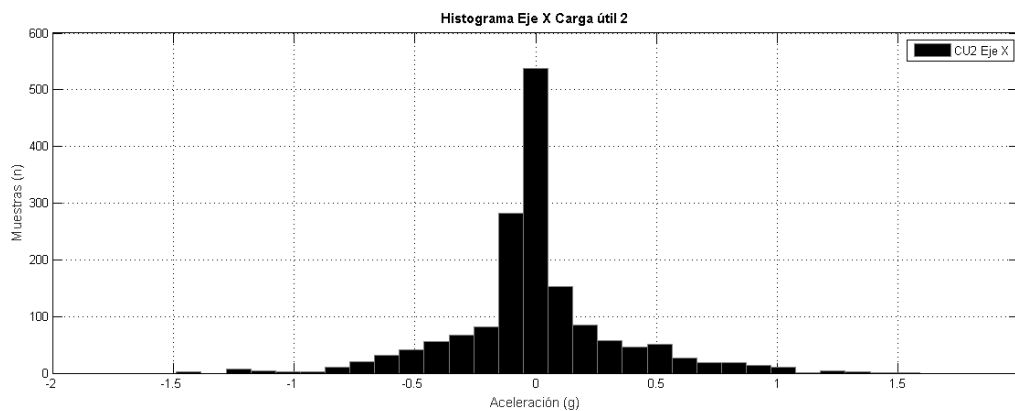


Figura 111 Histograma de la carga útil No. 2 en el eje X durante la Prueba No. 2.

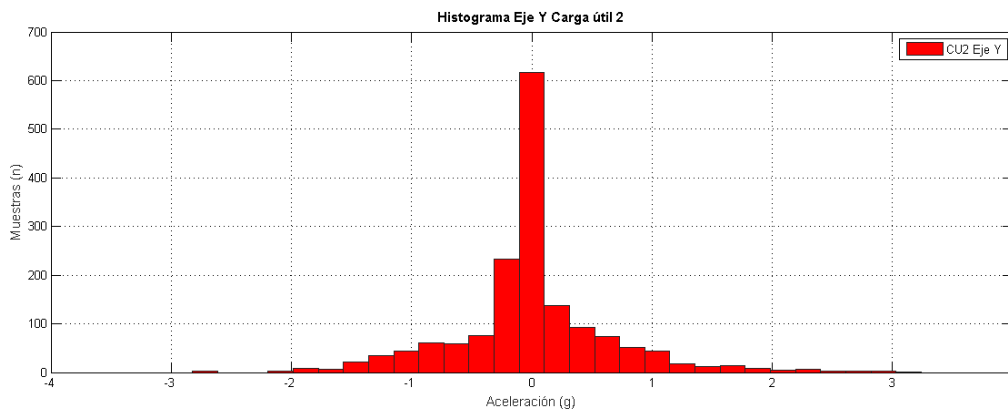


Figura 112 Histograma de la carga útil No. 2 en el eje Y durante la Prueba No. 2.

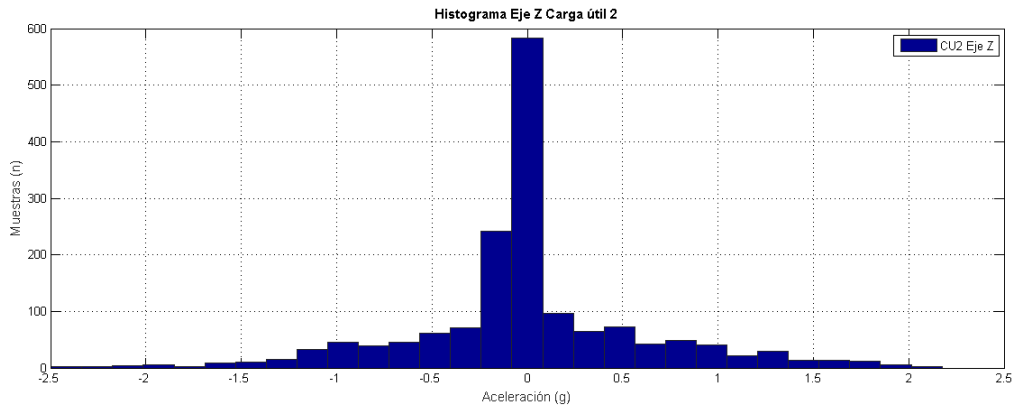


Figura 113 Histograma de la carga útil No. 2 en el eje Z durante la Prueba No. 2.

De acuerdo con la información obtenida mediante los histogramas, se confirma que el bajo rango de muestreo en las cargas útiles experimentales genera distribuciones de datos muy apuntadas, provocando una distribución con forma de campana irregular (la mitad de la campana achatada y la otra angosta, y viceversa).

Subsiguientemente, analizaremos los espectros generados con la información de los sistemas Photon+ y las cargas útiles experimentales.

Sistema de adquisición Photon+

Prueba No.2

Las figuras 114, 115 y 116 refieren a la Densidad Espectral de Potencia obtenida de los ejes "X", "Y", "Z". En el eje X se obtuvo un nivel de $5 G_{rms}$, en el eje Y $5.02 G_{rms}$ y en el eje Z de $9.19 G_{rms}$.

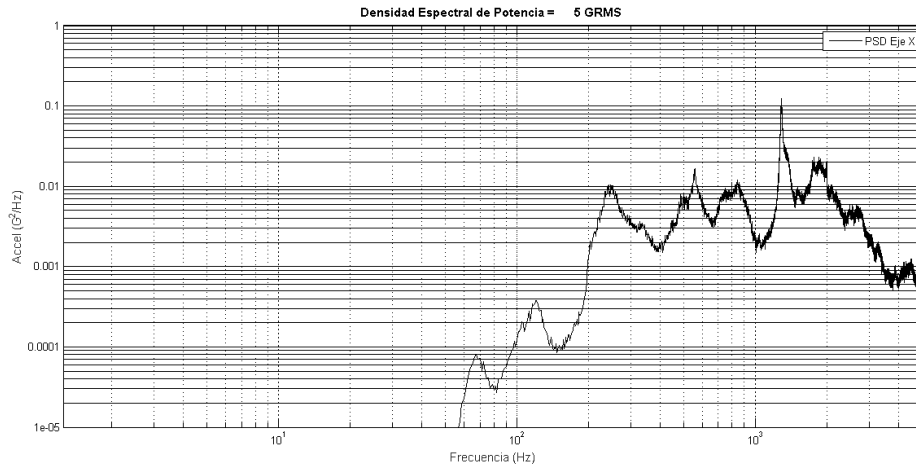


Figura 114 Densidad Espectral de Potencia del sistema Photon+ en el eje X.

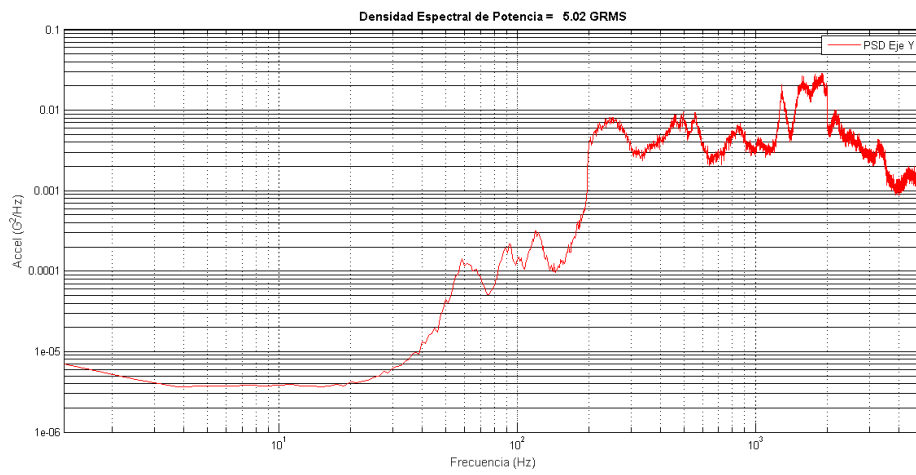


Figura 115 Densidad Espectral de Potencia del sistema Photon+ en el eje Y.

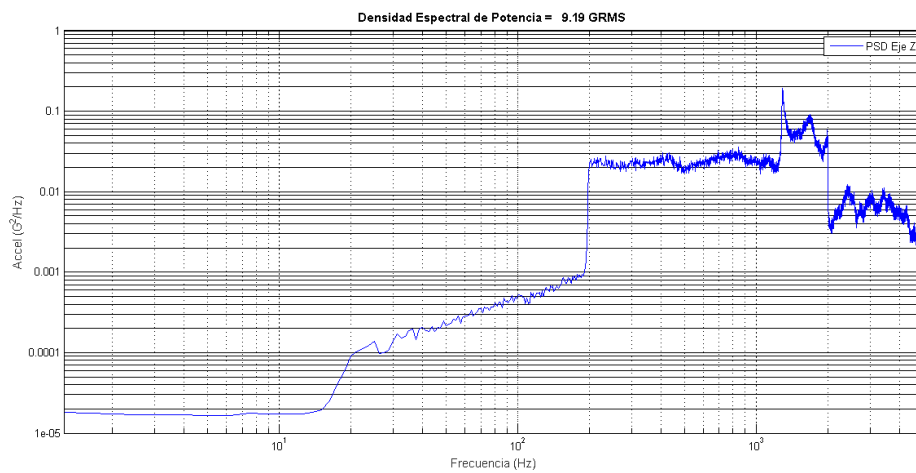


Figura 116 Densidad Espectral de Potencia del sistema Photon+ en el eje Z.

Carga útil experimental No.1

Prueba No.2

La densidad espectral de potencia registrada en el eje X fue de $0.525 G_{rms}$. En el eje Y se obtuvo $0.57 G_{rms}$ y en el eje Z $1.42 G_{rms}$. El pico de aceleración en el eje "X" (Figura 117) ocurre a los $1.2614 Hz$, en el eje "Y" $0.84095 Hz$ (Figura 118) y en el eje "Z" $0.42048 Hz$ (Figura 119). Después de estos picos se produce un periodo de baja resonancia.

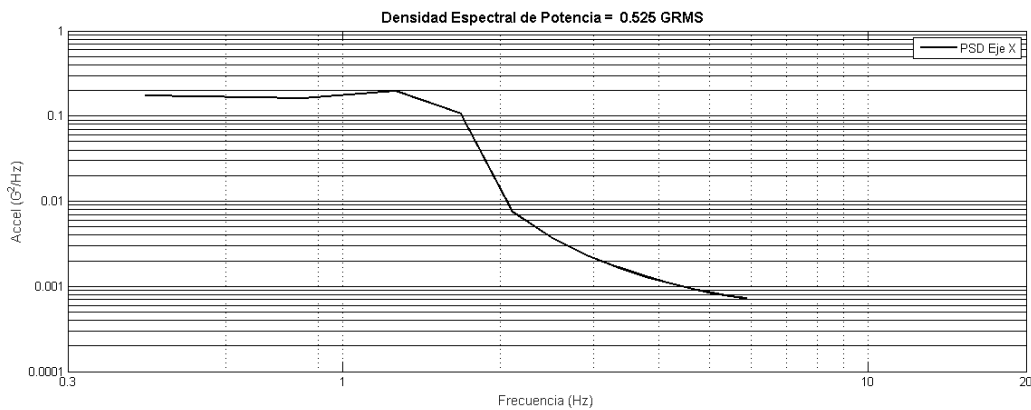


Figura 117 Densidad Espectral de Potencia de la carga útil No.1 en el eje X.

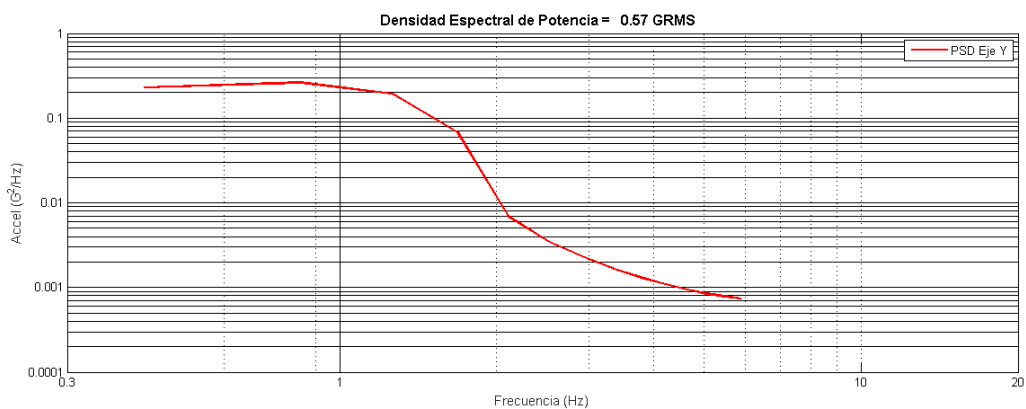


Figura 118 Densidad Espectral de Potencia de la carga útil No.1 en el eje Y.

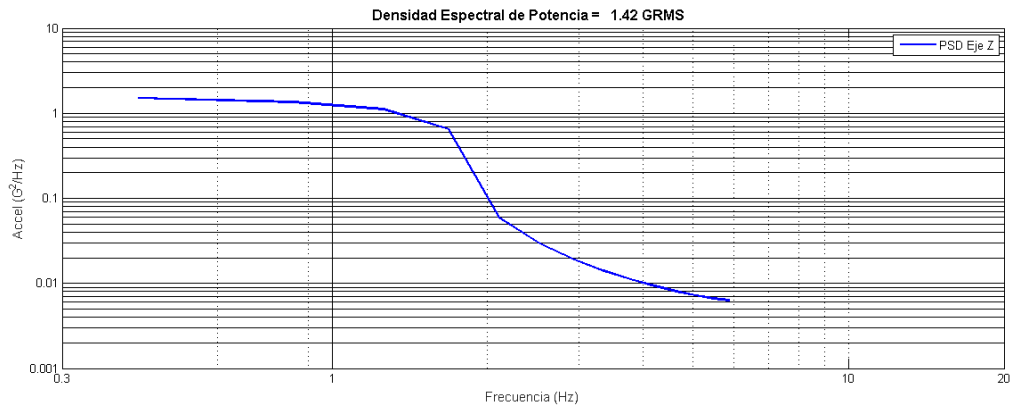


Figura 119 Densidad Espectral de Potencia de la carga útil No.1 en el eje Z.

Carga útil experimental No.2

Prueba No.2

La densidad espectral de potencia registrada en el eje X fue de $0.321 G_{rms}$. En el eje Y se obtuvo $0.584 G_{rms}$ y en el eje Z $0.583 G_{rms}$. El pico de aceleración en el eje “X” (Figura 120) ocurre a los $1.12 Hz$, en el eje “Y” $1.12 Hz$ (Figura 121) y en el eje “Z” $0.37334 Hz$ (Figura 122). Después de estos picos se produce un periodo de baja resonancia.

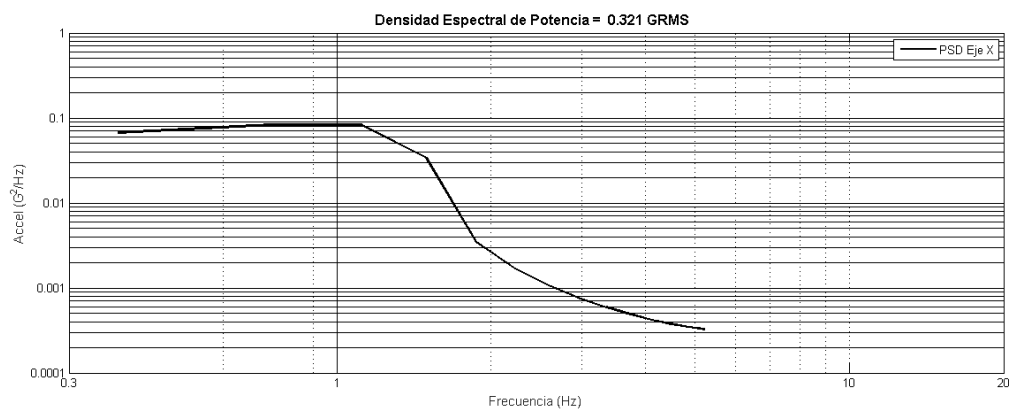


Figura 120 Densidad Espectral de Potencia de la carga útil No.2 en el eje X.

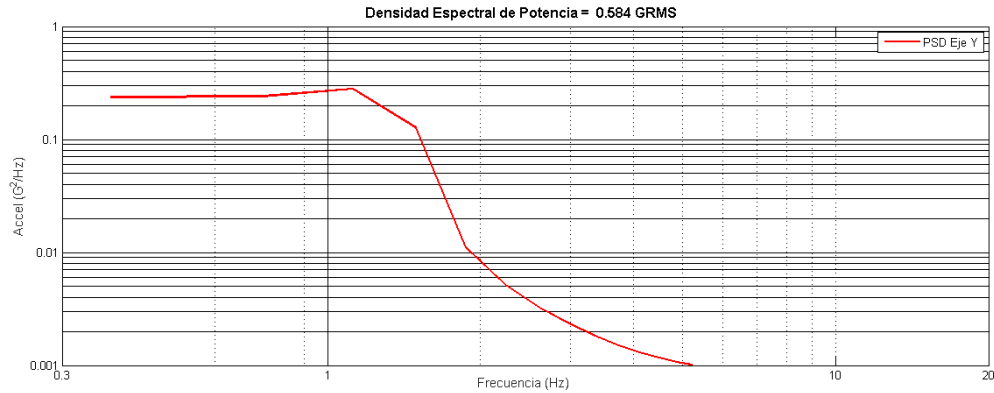


Figura 121 Densidad Espectral de Potencia de la carga útil No.2 en el eje Y.

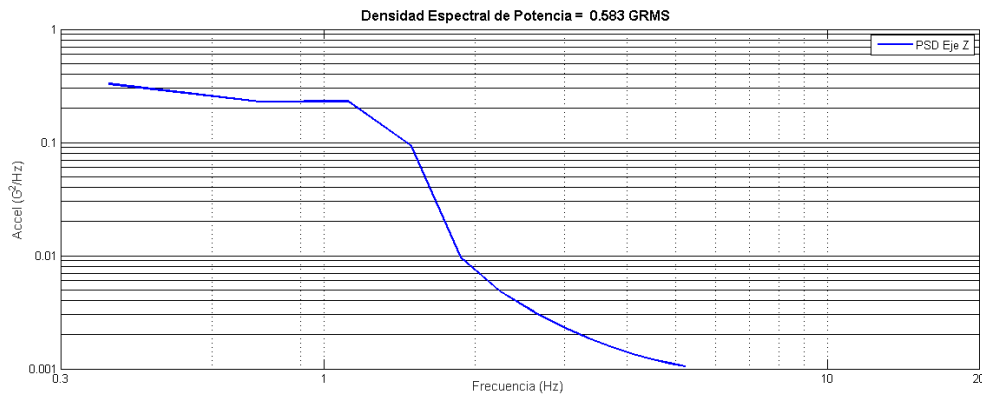


Figura 122 Densidad Espectral de Potencia de la carga útil No.2 en el eje Z.

Los niveles de aceleración obtenidos por el sistema Photon+ se acercan a los niveles establecidos para la prueba de vibración de alto nivel. Al igual que en las pruebas de vibración aleatoria de bajo nivel, las cargas útiles experimentales registraron valores de frecuencia mínimos (0.3 – 10 Hz), por lo que, no se obtuvo información sobre el comportamiento de la estructura en rangos de frecuencia de 20 – 2000 Hz.

Prueba de Choque (Pruebas 4)

La prueba No. 4 corresponde a la prueba de vibración aleatoria. En la Tabla 12 se muestran los parámetros de configuración de la prueba.

Tabla 12 Especificaciones de la prueba de vibración aleatoria de choque [22].

| Prueba No. | Modo de vibración | Nivel de la prueba | Frecuencia [Hz] | Duración de la prueba [seg] | Muestras / seg | Notas |
|------------|-------------------|--------------------|-----------------|-----------------------------|----------------|-------|
| 4 | Choque | $6.3 G_o - p$ | 20 | 1 | 5000 | - |

A continuación, se muestran los gráficos de aceleración-tiempo obtenidos durante la prueba No. 4 con el sistema Photon+ y las cargas útiles experimentales No. 1 y 2.

Sistema de adquisición Photon+

Prueba No.4

Para esta prueba, el sistema de adquisición registró 145,408 *muestras* a un rango de $10,240 \frac{\text{muestras}}{\text{segundo}}$. Las figuras 123, 124 y 125 corresponden a los registros obtenidos en los ejes X, Y, Z durante la prueba de choque. En el eje Z, se puede apreciar la onda senoidal de choque, que alcanza valores de $\pm 6 G$.

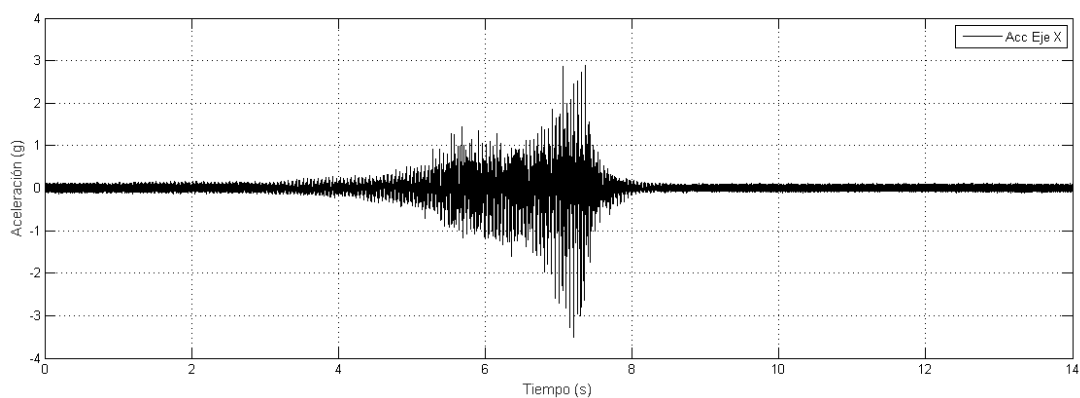


Figura 123 Registro de aceleraciones con respecto a tiempo del sistema Photon+ en el eje X.

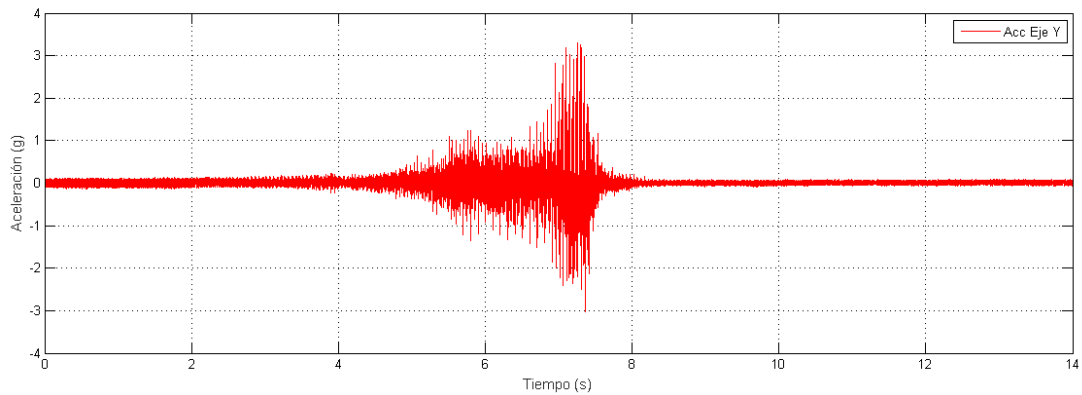


Figura 124 Registro de aceleraciones con respecto a tiempo del sistema Photon+ en el eje Y

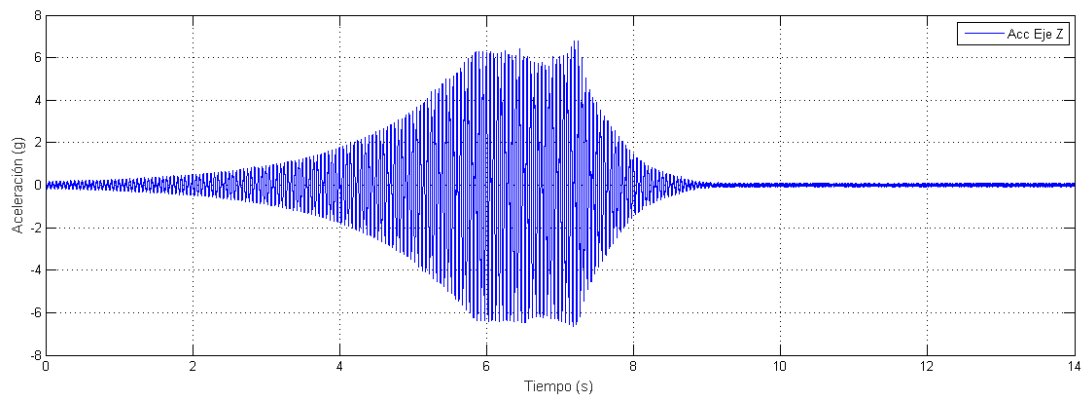


Figura 125 Registro de aceleraciones con respecto a tiempo del sistema Photon+ en el eje Z.

Carga útil experimental No.1

Prueba No.4

La carga útil No. 1 registró 983 *muestras* a un rango de $13.64 \frac{\text{muestras}}{\text{segundo}}$. En los ejes “X” y “Y” (Figuras 126 y 127) se obtuvo un rango bajo de aceleración, mientras que en el eje Z (Figura 128) se puede apreciar picos que alcanzan los $\pm 1.5 G$.

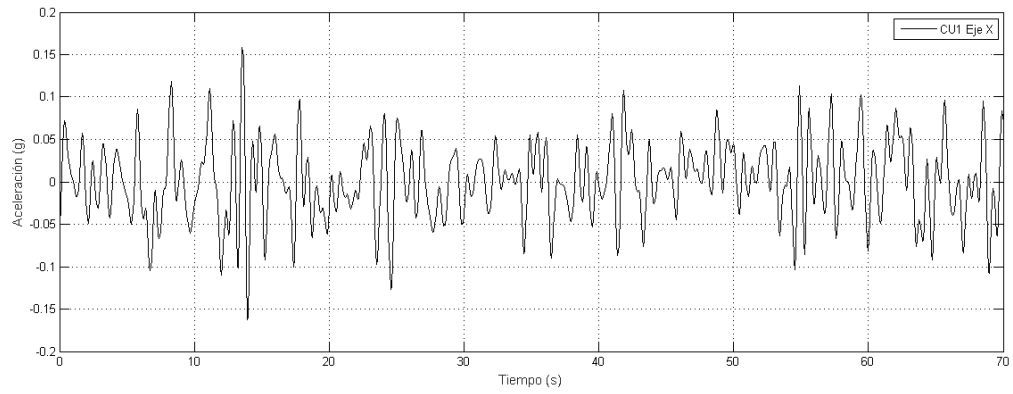


Figura 126 Registro de aceleraciones con respecto a tiempo de la carga útil No. 1 en el eje X.

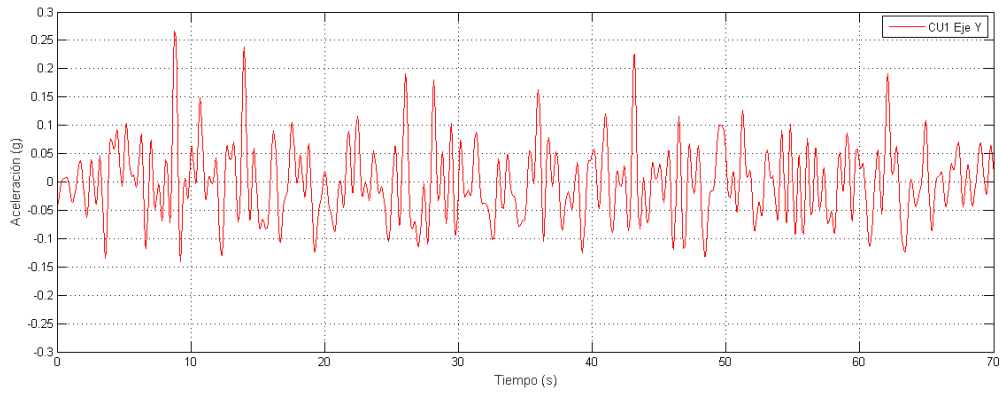


Figura 127 Registro de aceleraciones con respecto a tiempo de la carga útil No. 1 en el eje Y.

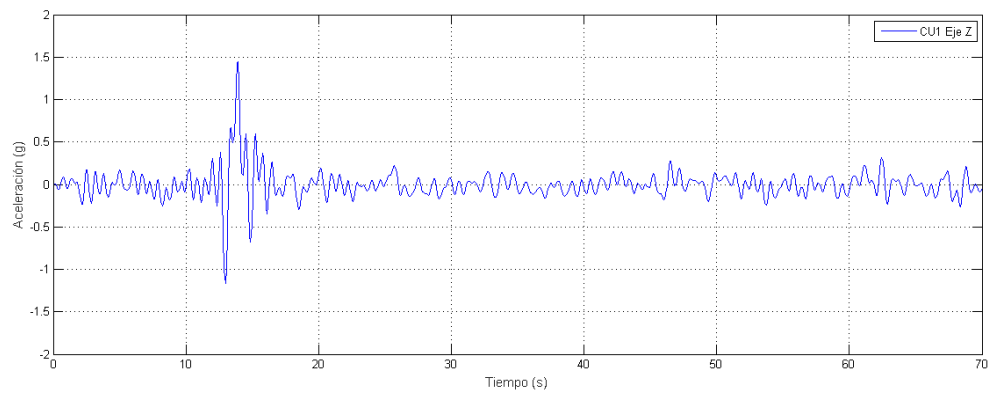


Figura 128 Registro de aceleraciones con respecto a tiempo de la carga útil No. 1 en el eje Z.

Carga útil experimental No.2

Prueba No.4

La carga útil registró 866 *muestras*, su rango de muestreo fue $12.05 \frac{\text{muestras}}{\text{segundo}}$. El eje "X" (Figura 129) registró valores de aceleración entre $\pm 0.2 G$, en el eje "Y" (Figura 130) fueron entre $\pm 0.4 G$ y en el eje Z (Figura 131) se detectaron picos que alcanzaron valores cercanos a $\pm 1.5 G$.

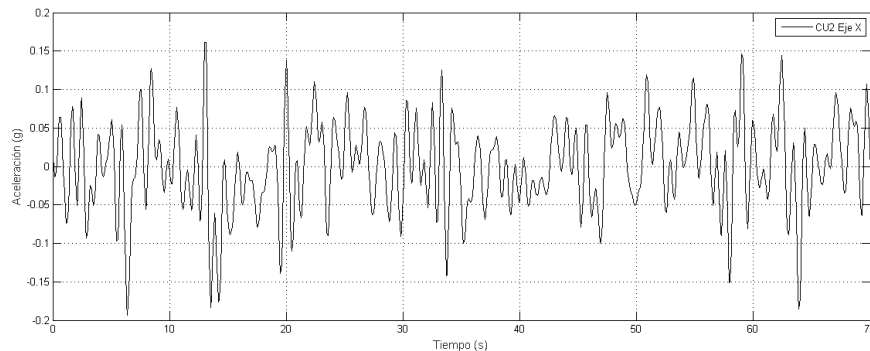


Figura 129 Registro de aceleraciones con respecto a tiempo de la carga útil No. 2 en el eje X.

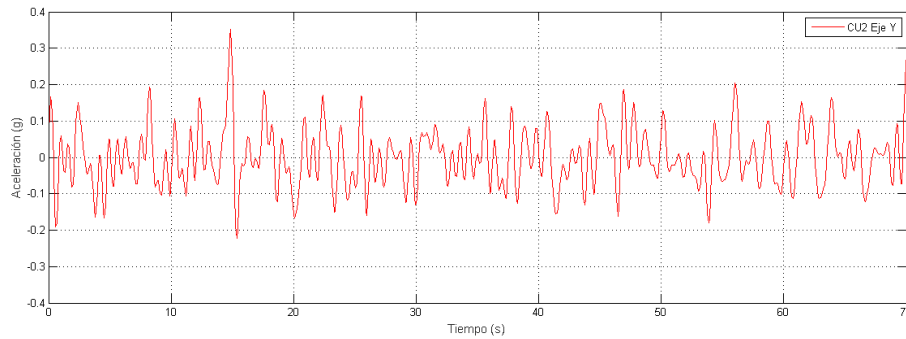


Figura 130 Registro de aceleraciones con respecto a tiempo de la carga útil No. 2 en el eje Y.

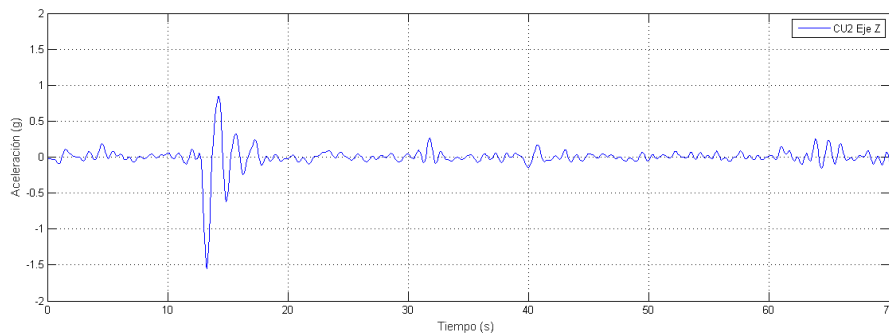


Figura 131 Registro de aceleraciones con respecto a tiempo de la carga útil No. 2 en el eje Z.

Al ser una prueba de corta duración (1 segundo), se requiere un rango elevado de muestreo, a fin de obtener el mayor número de datos. El nivel de muestreo recomendado por la prueba de choque es $5000 \frac{\text{muestras}}{\text{segundos}}$, el cual, cumple el sistema Photon+ con $10,240 \frac{\text{muestras}}{\text{segundo}}$. En contraste, las cargas útiles experimentales muestrearon en niveles cercanos a $13 \frac{\text{muestras}}{\text{segundo}}$.

Para profundizar en el rendimiento de las cargas útiles experimentales y el sistema Photon+, se presentan los histogramas obtenidos en los tres ejes durante la prueba de choque.

Sistema de adquisición Photon+

Prueba No.4

La distribución de muestras en los tres ejes indican una tendencia apuntada de los gráficos. En el eje X (Figura 132) se obtuvo un valor de curtosis 38.35, en el eje Y (Figura 133) fue 43.48 y en el eje Z (Figura 134) de 7.075.

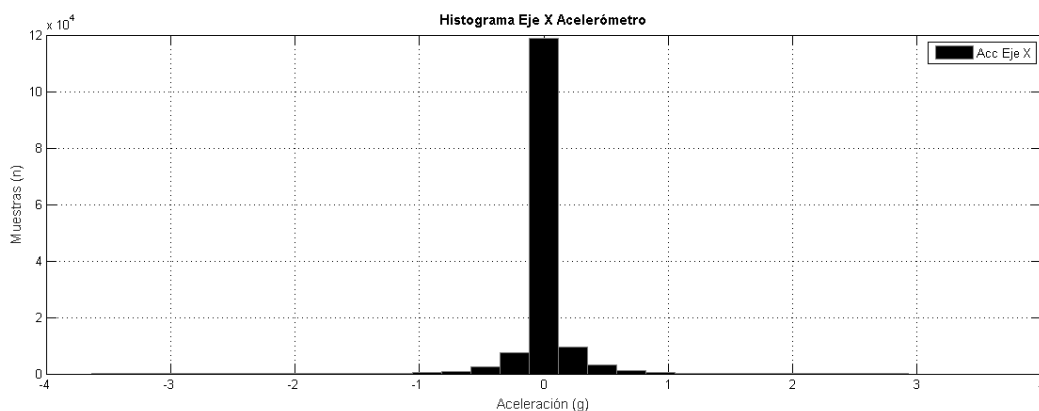


Figura 132 Histogramas del sistema Photon+ en el eje X durante la prueba No. 4.

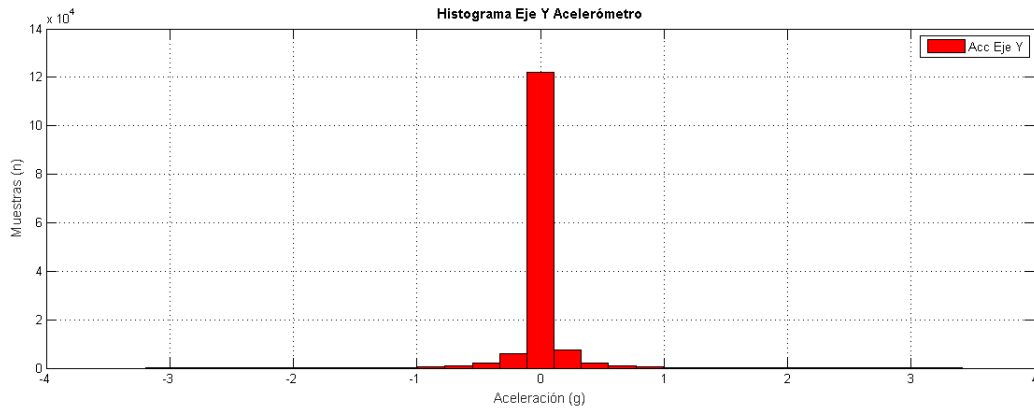


Figura 133 Histogramas del sistema Photon+ en el eje Y durante la prueba No. 4.

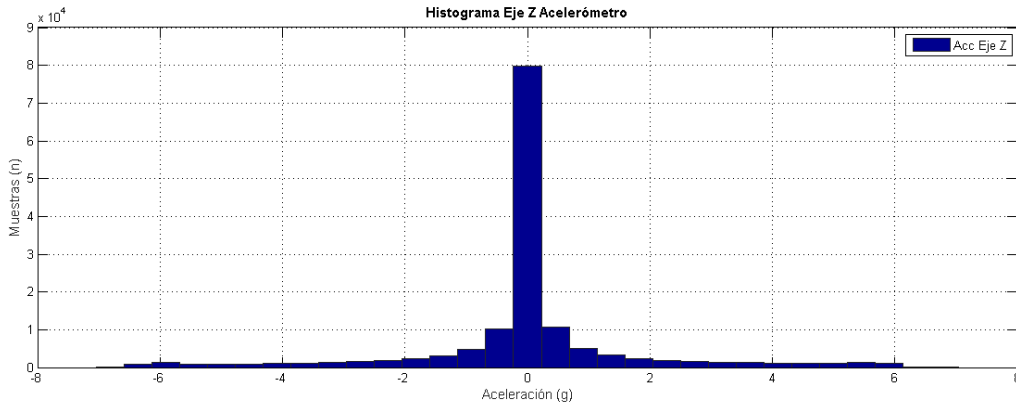


Figura 134 Histogramas del sistema Photon+ en el eje Z durante la prueba No. 4.

Carga útil experimental No.1

Prueba No.4

La carga útil No.1 registró 983 *muestras* a un rango de muestreo de $13.64 \frac{\text{muestras}}{\text{segundo}}$.

En los ejes “X” y “Y” (Figura 135 y 136), la mayor concentración de datos se refleja a $\pm 0.05 G$. Mientras que, en el eje Z (Figura 137), muestra una distribución apuntada con un valor de curtosis de 25.27.

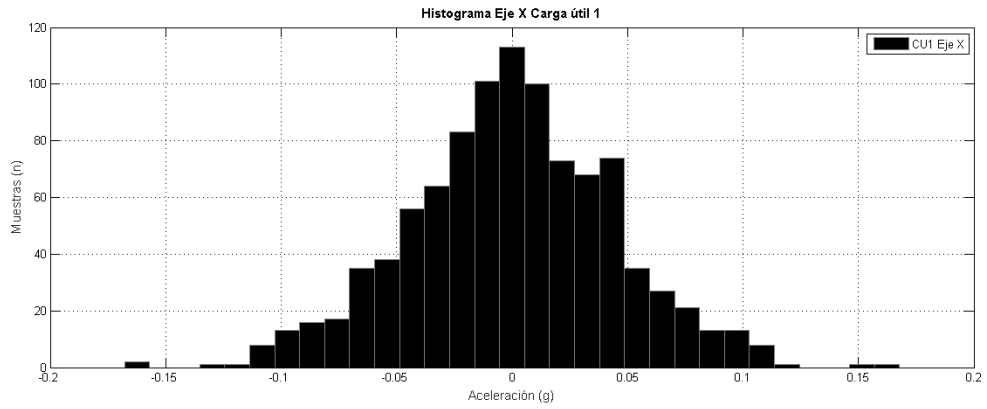


Figura 135 Histogramas de la carga útil No. 1 en el eje X durante la prueba No. 4.

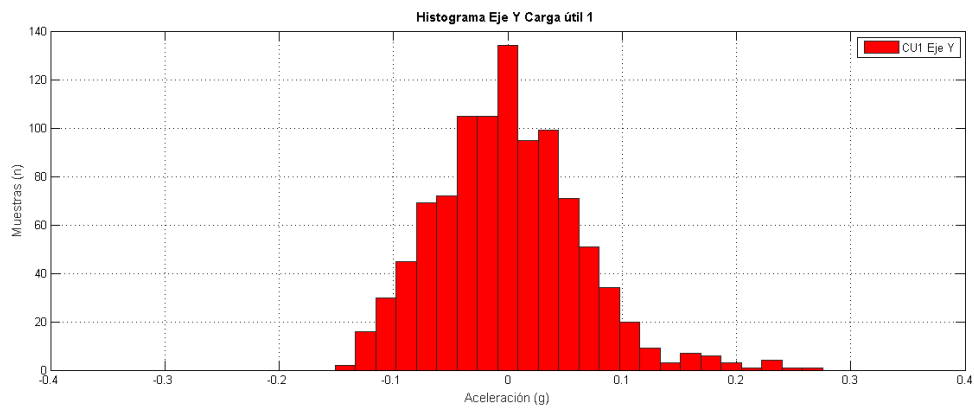


Figura 136 Histogramas de la carga útil No. 1 en el eje Y durante la prueba No. 4.

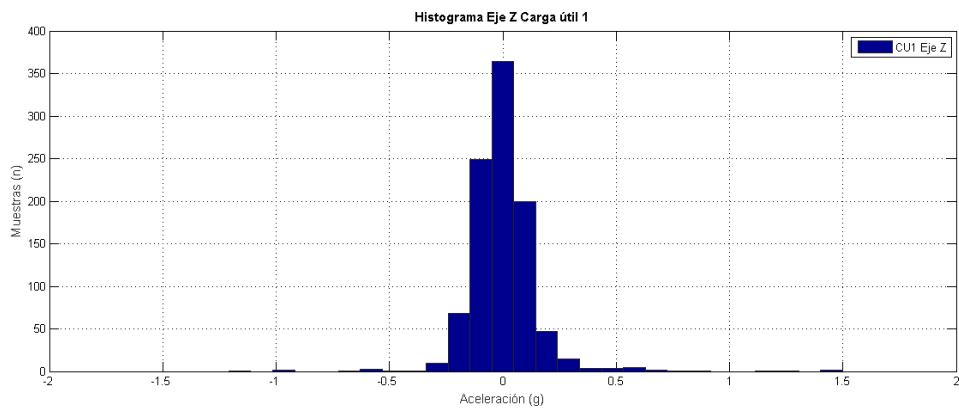


Figura 137 Histogramas de la carga útil No. 1 en el eje Z durante la prueba No. 4.

Carga útil experimental No.2

Prueba No.4

La carga útil No.2 registró 866 *muestras* a un rango de muestreo de $12.05 \frac{\text{muestras}}{\text{segundo}}$.

Los histogramas obtenidos reflejan un comportamiento similar a lo obtenido por la carga útil No. 1. Los valores de curtosis reflejan una distribución apuntada en el eje Z (Figura 140) con valor de 46.99. En el eje "X" y "Y" (Figuras 138 y 139) tiende a concentrar los datos en valores mínimos de aceleración (*Curtosis en X = 3.537, Curtosis en Y = 3.863*).

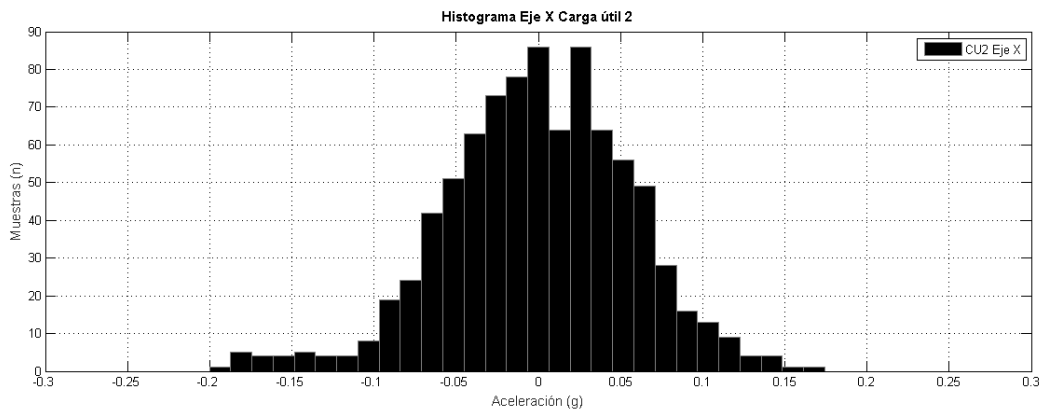


Figura 138 Histogramas de la carga útil No. 2 en el eje X durante la prueba No. 4.

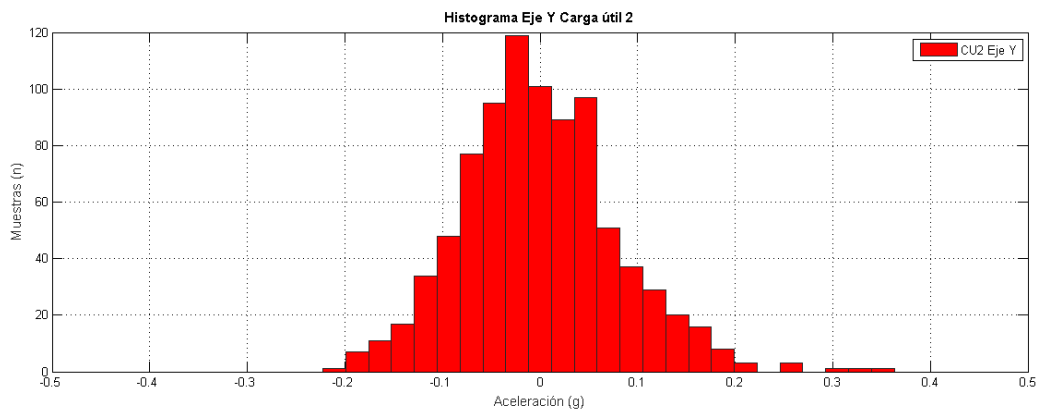


Figura 139 Histogramas de la carga útil No. 2 en el eje Y durante la prueba No. 4.

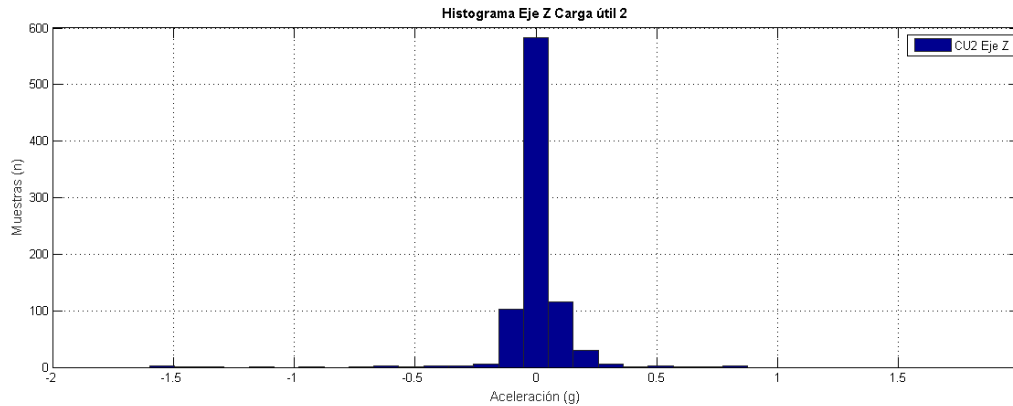


Figura 140 Histogramas de la carga útil No. 2 en el eje Z durante la prueba No. 4.

Los histogramas obtenidos confirman la importancia de asegurar los rangos de muestreo conforme lo señala la prueba de choque. La distribución de datos nos muestran gráficos de campana apuntados en los valores cercanos a 0 G. Sin embargo, el sistema Photon+ logra adquirir picos de aceleración que no se adquirieron con las cargas útiles experimentales.

A continuación, se muestran los espectros obtenidos en los tres ejes (X, Y, Z) por el sistema Photon+ y las cargas útiles No. 1 y 2.

Sistema de adquisición Photon+

Prueba No.4

Las figuras 141, 142 y 143 refieren a la Densidad Espectral de Potencia obtenida de los ejes “X,” “Y,” “Z”. En el eje X se obtuvo un nivel de $0.228 G_{rms}$, en el eje Y $0.255 G_{rms}$ y en el eje Z de $1.78 G_{rms}$. Los máximos picos de aceleración en el espectro para los ejes “X” y “Z” ocurren a los $20 Hz$, mientras que, para el eje “Y” sucede a los $60 Hz$. Luego de ello, el comportamiento del espectro tiende hacia una baja resonancia.

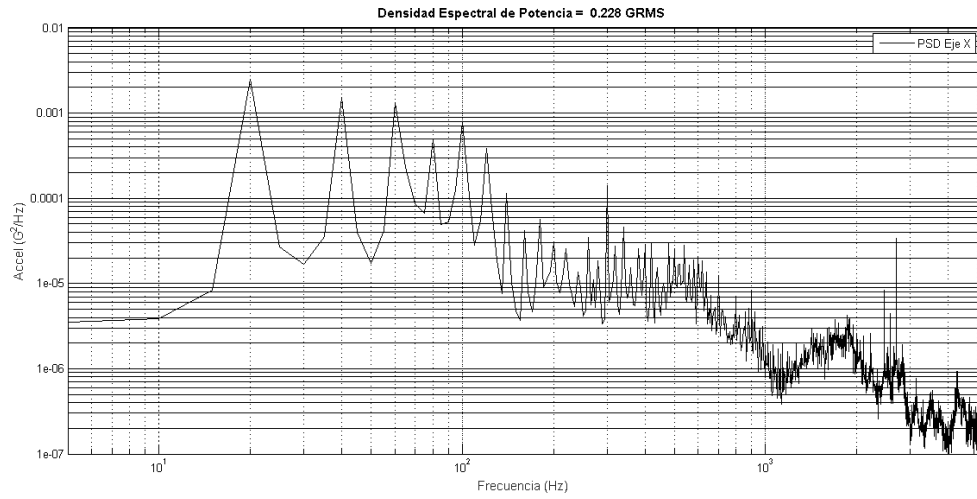


Figura 141 Densidad Espectral de Potencia del sistema Photon+ en el eje X.

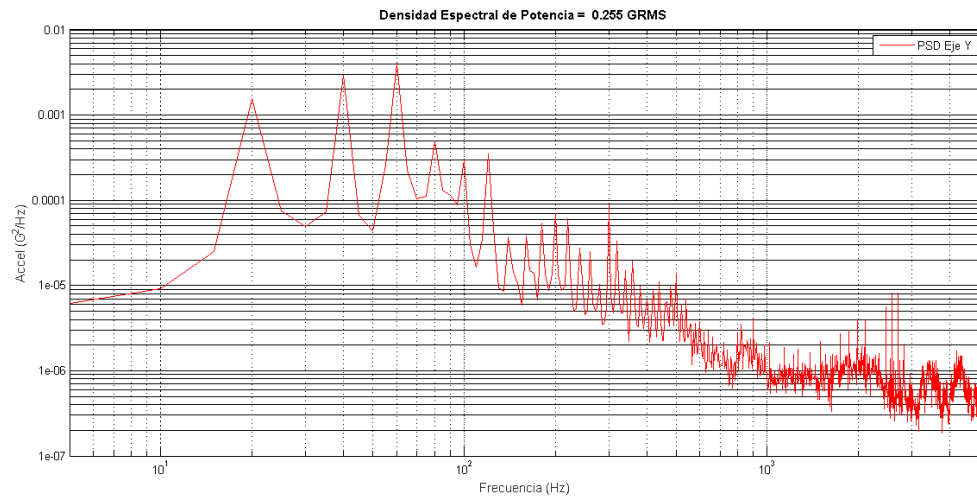


Figura 142 Densidad Espectral de Potencia del sistema Photon+ en el eje Y.

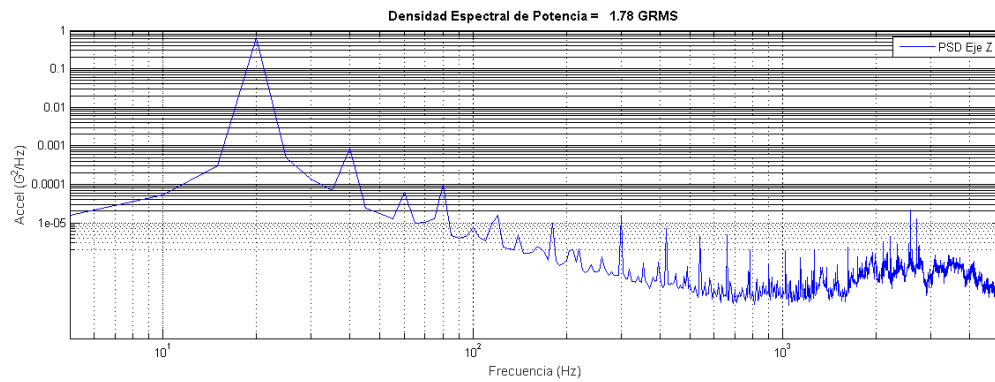


Figura 143 Densidad Espectral de Potencia del sistema Photon+ en el eje Z.

Carga útil experimental No.1

Prueba No.4

La densidad espectral de potencia registrada en el eje X fue de $0.0426 G_{rms}$. En el eje Y se obtuvo $0.061 G_{rms}$ y en el eje Z $0.162 G_{rms}$. El pico de aceleración en el eje "X" (Figura 144) ocurre a los $0.85266 Hz$, en el eje "Y" y "Z" (Figura 145 y 146) se da a los $0.42633 Hz$. Después de estos picos se produce un periodo de baja resonancia.

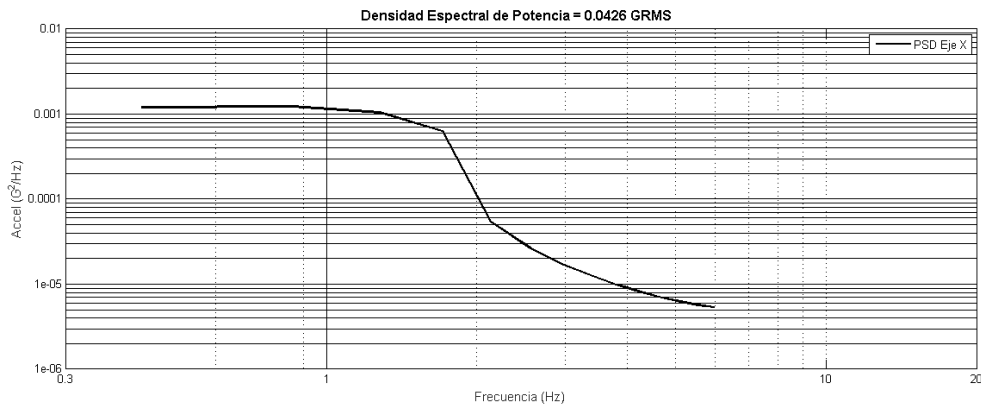


Figura 144 Densidad Espectral de Potencia de la carga útil No.1 en el eje X.

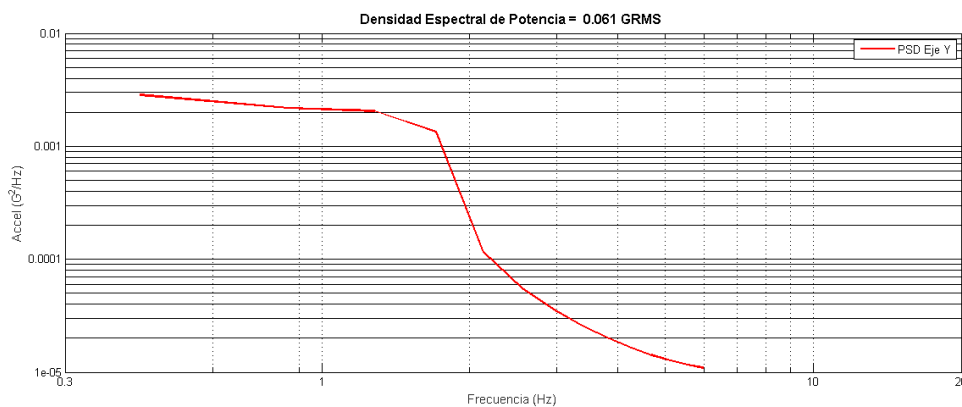


Figura 145 Densidad Espectral de Potencia de la carga útil No.1 en el eje Y.

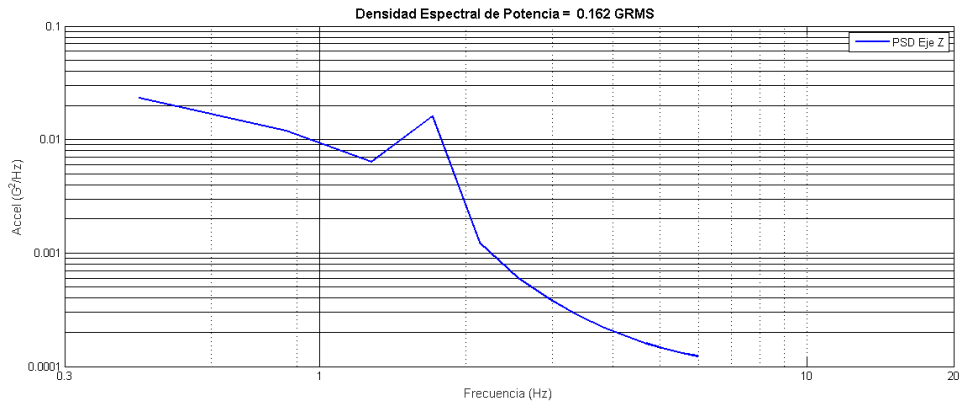


Figura 146 Densidad Espectral de Potencia de la carga útil No.1 en el eje Z.

Carga útil experimental No.2

Prueba No.4

La densidad espectral de potencia registrada en el eje X fue de $0.052 G_{rms}$. En el eje Y se obtuvo $0.0751 G_{rms}$ y en el eje Z $0.152 G_{rms}$. El pico de aceleración en el eje “X” ocurre a los $1.1296 Hz$ (Figura 147), en el eje “Y” $0.37653 Hz$ (Figura 148) y en el eje “Z” $0.75305 Hz$ (Figura 149). Después de estos picos se produce un periodo de baja resonancia.

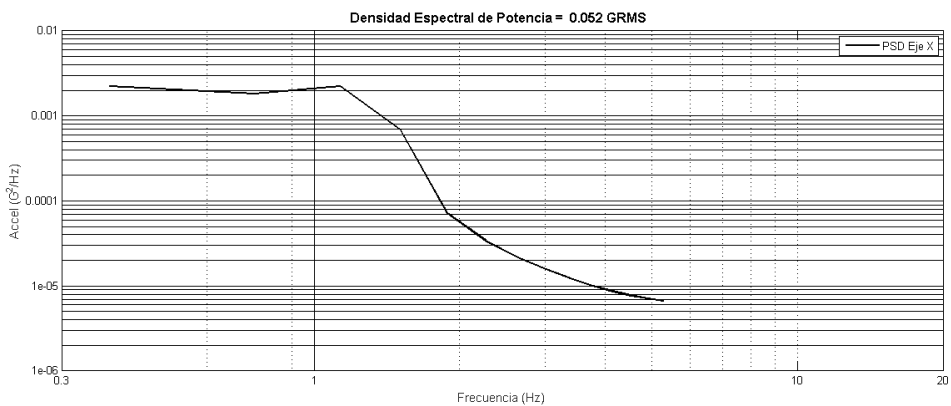


Figura 147 Densidad Espectral de Potencia de la carga útil No.2 en el eje X.

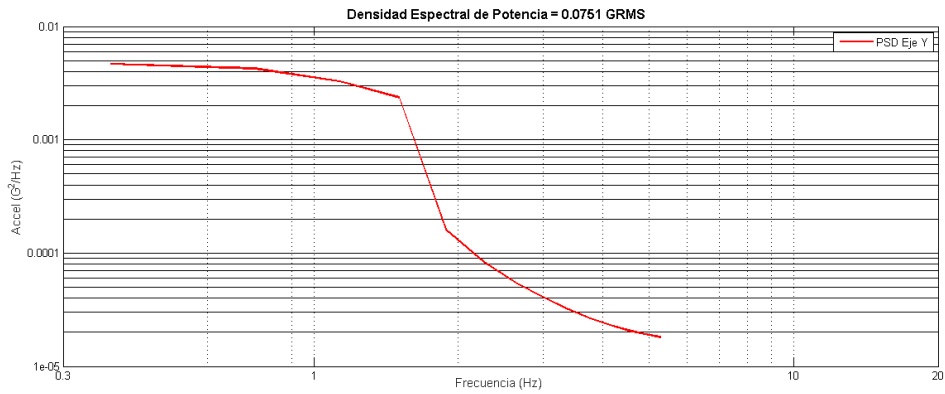


Figura 148 Densidad Espectral de Potencia de la carga útil No.2 en el eje Y.

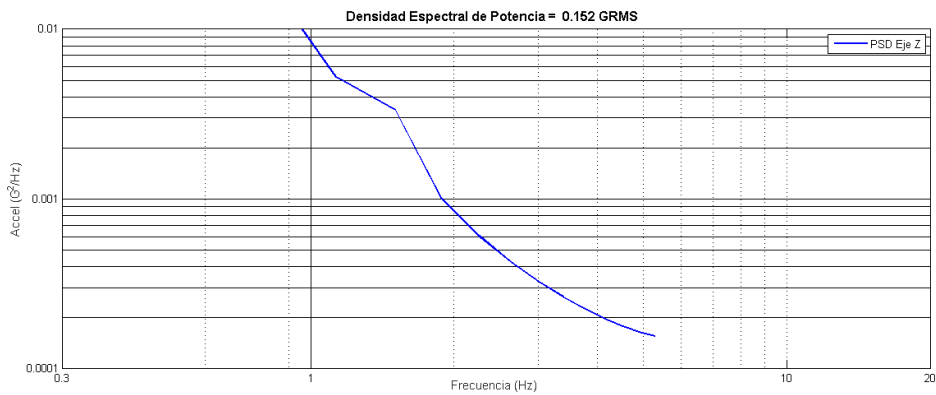


Figura 149 Densidad Espectral de Potencia de la carga útil No.2 en el eje Z.

De acuerdo con el análisis ejecutado en cada una de las pruebas, se demuestra que las cargas útiles experimentales no cumplen con los niveles de muestreo establecidos por el Laboratorio de Ambiente Espacial del Instituto de Tecnología de Kyushu, al registrar en un promedio de $13 \frac{\text{muestras}}{\text{segundo}}$ [22]. Esto repercute en la resolución de nuestros gráficos y en los niveles de aceleración bajos que se obtuvieron a nivel espectral. Contrario a esto, el sistema Photon+ supera los niveles de muestreo recomendados, al adquirir información en un rango de $10,240 \frac{\text{muestras}}{\text{segundo}}$. A su vez, el sistema Photon+ comprueba registrar en frecuencias de $20 - 2000 \text{ Hz}$. Las cargas útiles experimentales, al operar en un rango menor a 10 Hz , puede ser considerado para ambientes de baja frecuencia.

A continuación, se presentan los gráficos obtenidos de las cargas útiles experimentales No. 1 y No. 2 de manera consolidada. Los registros de aceleración medidas en los tres ejes a una frecuencia de muestreo de 14 Hz.

La tabla 13 muestra las características técnicas del acelerómetro, el número de muestras y el tiempo registrado durante las pruebas de vibración a la carga útil principal No. 1.

Tabla 13 Características de la carga útil principal No 1.

| | | | |
|---------------------------|-----------------------|----------------------|--------|
| Sensor: | Acelerómetro MEMS | Muestras (n): | 11,921 |
| Modelo: | H3LIS331DL | Tiempo (s): | 888.4 |
| Rango de medición: | ± 100 g, 200 g, 400 g | | |
| Sensibilidad: | 195 mg/digit | | |

Las figuras 150 y 151 corresponden a los gráficos de las aceleraciones registradas en los ejes “X” y “Y”. En un tiempo de 0 a 100 segundos que corresponden a la Prueba 1 (ascenso de la carga útil con globo). Entre los 140 y 240 segundos transcurre un periodo de inestabilidad en los ejes “X” y “Y”, que corresponde a la etapa en la que explota el globo meteorológico. Posteriormente, se registró una perturbación de bajo nivel, la cual, se mantiene hasta el impacto de la carga útil con el suelo.

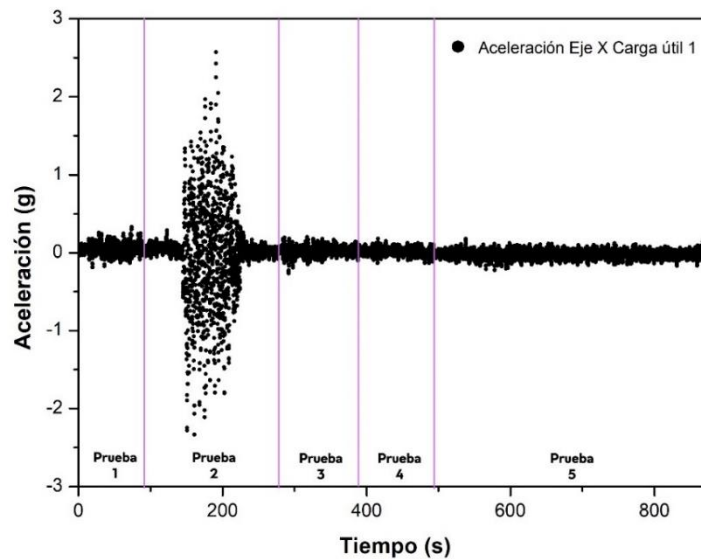


Figura 150 Gráfico de la aceleración en el eje X de la carga útil No. 1

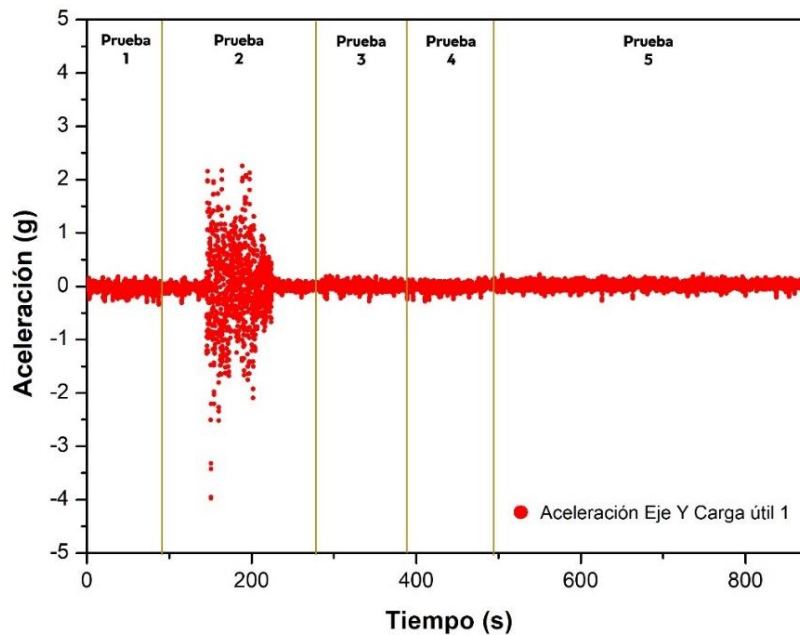


Figura 151 Gráfico de la aceleración en el eje Y de la carga útil No. 1

La figura 152 corresponde al gráfico obtenido del registro de aceleración en el eje “Z”. En un tiempo de 0 a 100 segundos, se detecta una vibración de bajo nivel, que corresponde al ascenso de la carga útil mediante globo meteorológico. Estos niveles se mantienen hasta la explosión del globo, la cual sucede entre los 140 y 220 segundos, donde se registran señales de aceleración de ± 3 G. Esto se debe a la prueba de sinusoidal de alto nivel. A diferencia de las figuras 15 y 16, en este gráfico se registró una señal de aceleración que corresponde al despliegue del paracaídas. Cabe señalar que, esta señal no se detecta en los ejes “X” y “Y” debido a que el paracaídas se encuentra sujeto a la carga útil en el eje “Z”. El resto de las aceleraciones registradas corresponden al descenso de la carga útil amortiguado por el paracaídas.

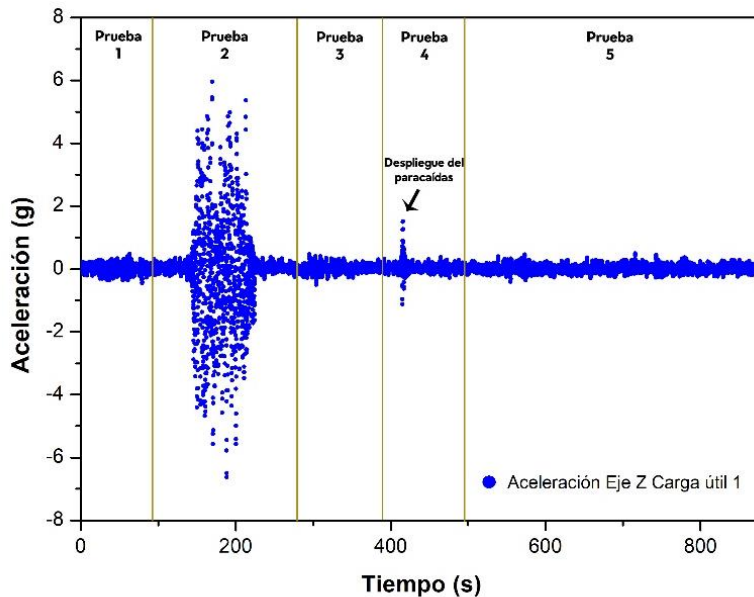


Figura 152 Gráfico de la aceleración en el eje Z de la carga útil No. 1

La figura 153 muestra el registro de las aceleraciones en los tres ejes (X, Y, Z). Como se puede apreciar, las etapas de ascenso con globo (Prueba 1), el periodo intermedio entre la explosión del globo y el despliegue del paracaídas (Prueba 3) y la caída amortiguada con paracaídas (Prueba 5) registran bajos nivel de vibración, los cuales corresponden a la prueba de vibración aleatoria de bajo nivel. La prueba 2 es la que registró valores altos de aceleración en los tres ejes (X, Y, Z). Esto se debe a la explosión del globo y un periodo de vuelo inestable. Finalmente, la prueba 4 registró una señal de aceleración, que solo se evidencia en el eje Z. Esto se debe a que, tomando en cuenta la estructura del Cubesat como referencia, el despliegue del paracaídas actúa a lo largo del eje “Z”.

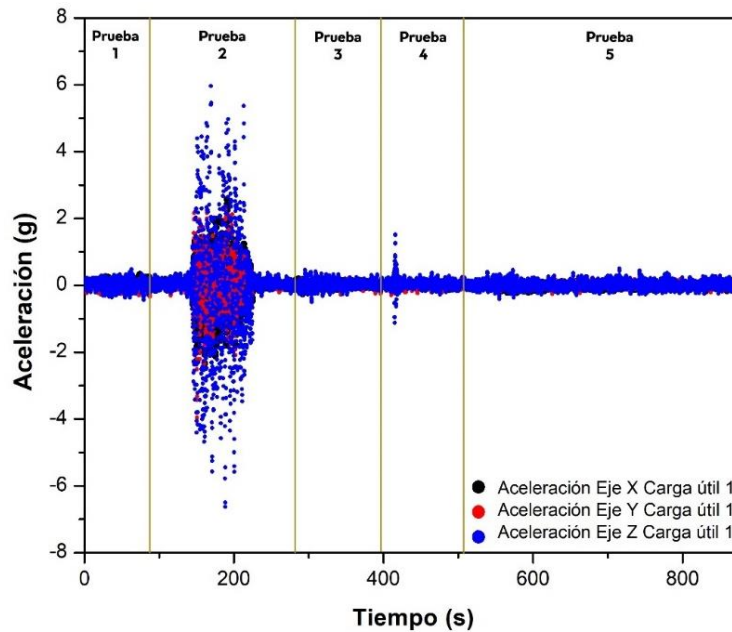


Figura 153 Gráfico de la aceleración en los ejes XYZ de la carga útil No. 1

La tabla 14 muestra las características técnicas del acelerómetro, el número de muestras y el tiempo registrado durante las pruebas de vibración a la carga útil auxiliar No. 2. Cabe señalar que esta carga es una carga de respaldo, con el fin de tener un sistema redundante, para cuando se realizó el vuelo suborbital.

Tabla 14 Características de la carga útil auxiliar No 2.

| | | | |
|---------------------------|-----------------------|----------------------|--------|
| Sensor: | Acelerómetro MEMS | Muestras (n): | 10,578 |
| Modelo: | H3LIS331DL | Tiempo (s): | 888.1 |
| Rango de medición: | ± 100 g, 200 g, 400 g | | |
| Sensibilidad: | 195 mg/digit | | |

A continuación, se muestran las figuras 154 y 155, correspondientes a los gráficos de aceleración en los ejes “X” y “Y” registrados por la carga útil auxiliar No. 2. En las pruebas 1,3,4 y 5 se observan niveles bajos de vibración. Caso contrario sucede en la prueba 2, en la cual, se observan señales de aceleración que varían entre los -1.5 G a 2 G para el caso del caso del eje “X” y -3 G a 3.5 G para el caso del eje “Y”.

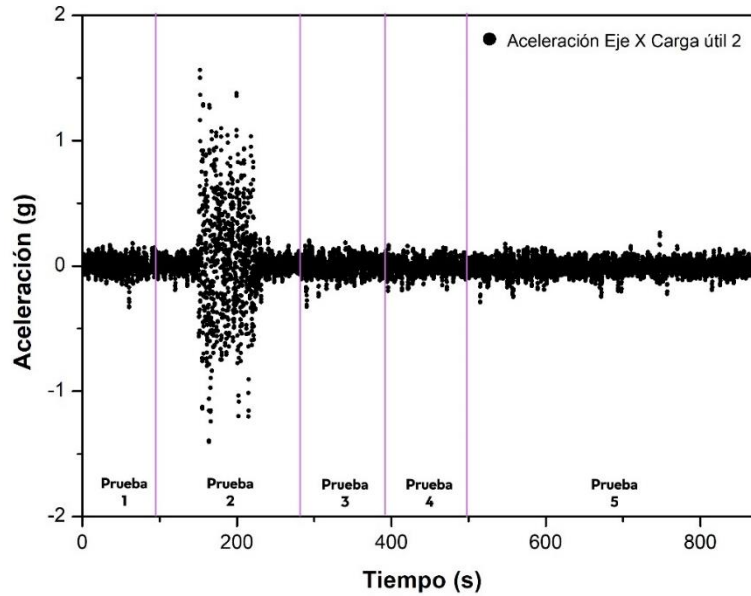


Figura 154 Gráfico de la aceleración en el eje X de la carga útil No. 2

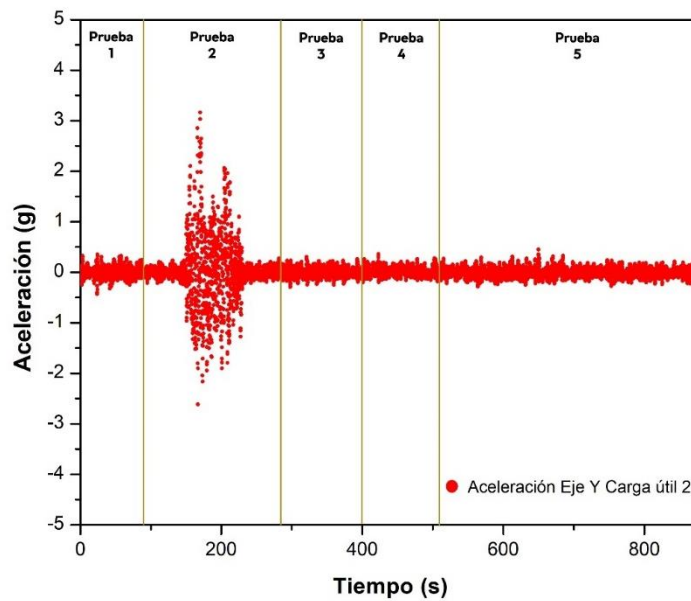


Figura 155 Gráfico de la aceleración en el eje Y de la carga útil No. 2

La figura 156 muestra el registro de las aceleraciones en el eje Z de la carga útil auxiliar No 2. En contraste a los registros obtenidos en las figuras 19 y 20, los niveles bajos de aceleración se presentan en las pruebas 1, 3 y 5. En el caso específico de la prueba 2, se registra señales de aceleración que variaron entre los -2 G y 2.5 G,

que corresponde a la explosión del globo y el periodo de vuelo inestable de la estructura Cubesat. La prueba 4 corresponde al momento en el que se despliega el paracaídas durante la fase de caída de la estructura. Se presenta con una señal de aceleración en el eje “Z” de corta duración.

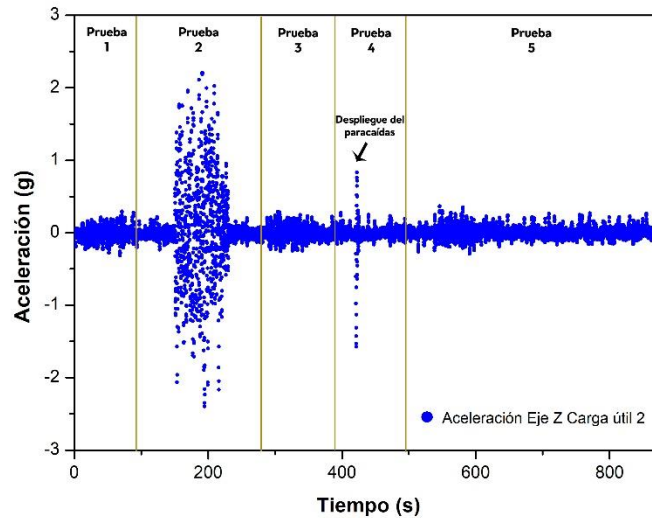


Figura 156 Gráfico de la aceleración en el eje Z de la carga útil No. 2

La figura 157 muestra el registro de las aceleraciones en los tres ejes (X, Y, Z) de la carga útil auxiliar No. 2. El ascenso en globo (Prueba 1), el periodo intermedio entre la explosión del globo y el despliegue del paracaídas (Prueba 3) y la caída amortiguada con paracaídas (Prueba 5) se registran niveles de aceleración bajos. La explosión del globo (Prueba 2) y el despliegue del paracaídas (Prueba 4) se presentan valores altos de aceleración. La diferencia entre estas dos etapas radica en; la etapa de explosión del globo repercute en los 3 ejes mientras que el despliegue del paracaídas recae en el eje vertical (eje “Z”). Además, el registro en base a tiempo de la explosión fue mayor que el despliegue del paracaídas.

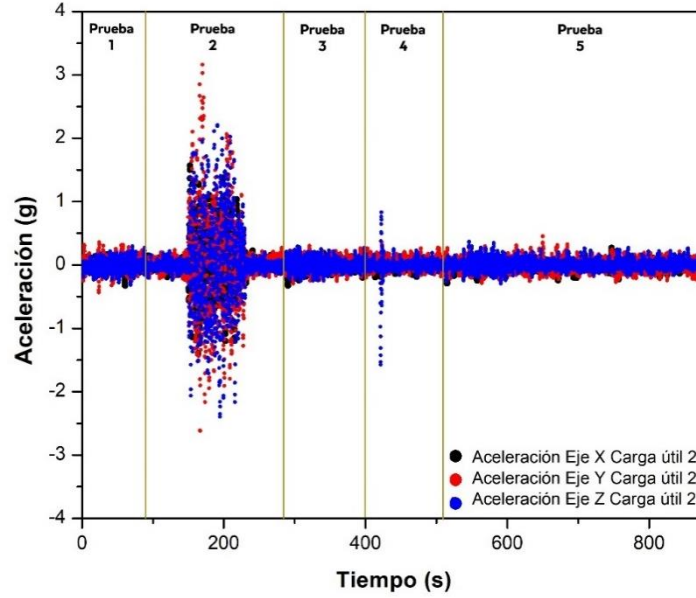


Figura 157 Gráfico de la aceleración en los ejes XYZ de la carga útil No. 2

De acuerdo con los gráficos obtenidos de la carga útil principal No. 1 y la carga útil auxiliar no. 2; se obtuvieron número de muestras y tiempo de registros muy similares. A su vez, el comportamiento de los gráficos de las dos cargas útiles son similares, varía un poco en las señales de aceleración obtenidos en las pruebas que simulan la explosión del globo (Prueba 2) y el despliegue del paracaídas (Prueba 4).

Acorde a la misión “Arlitech 2000” [28], se utilizó el picosatélite “AQUARIUS” y se elevó mediante un cohete amateur. La similitud con este trabajo es que en las fases en las que se libera la carga útil, se despliega el paracaídas y la caída amortiguada. En la liberación de la carga, las señales de aceleración obtenidas se ajustan a los niveles de vibración en los que se ejecutó la prueba sinusoidal de alto nivel, la cual simula la explosión del globo meteorológico. Posteriormente, la señal generada por el despliegue del paracaídas es semejante a los registros de aceleración obtenidos en la prueba de choque, que representa el despliegue del paracaídas. Por último, los valores que se registraron durante la caída amortiguada del picosatélite son semejantes a los niveles de vibración bajos, que registraron las cargas útiles experimentales durante las pruebas de laboratorio.

Por otra parte, la misión “BalloonSats” [29], se elevó un nanosatélite tipo Cubesat mediante un globo meteorológico. A diferencia de los resultados obtenidos por AQUARIUS, esta misión presenta los gráficos obtenidos en los 3 ejes (X, Y, Z). En la etapa de ascenso, las cargas útiles experimentales registraron valores similares a los obtenidos durante el vuelo. Al llegar a la etapa de explosión, los resultados obtenidos en el laboratorio varían con los obtenidos en vuelo suborbital de la misión. Sin embargo, las cargas experimentales registraron señales vibracionales en los 3 ejes.

Al realizar el análisis de resultados entre la explosión del globo y el despliegue del paracaídas se observaron valores de vibración de bajo nivel, mostrando similitud con lo registrado por las cargas experimentales No. 1 y No. 2 Cabe señalar que en la misión suborbital se registraron señales con algunas diferencias, las cuales se deben a las condiciones climáticas de la alta atmósfera.

Otra diferencia detectada corresponde en la etapa del despliegue del paracaídas. La misión “BalloonSats” logró registrar en los 3 ejes, mientras que en la prueba de laboratorio solo se obtuvo en el eje “Z”. La explicación es; debido a que se considera el paracaídas en el eje “Z” y no se consideran las ráfagas de viento. Por último, la caída amortiguada en la misión AQUARIUS se comportó muy parecido a los valores registrados por las cargas experimentales durante la prueba de laboratorio.

Por lo tanto, las cargas útiles No. 1 y No. 2 tienen registros muy similares a las misiones “AQUARIUS” y “BalloonSats”, y que las diferencias en las señales son debidas a las condiciones climáticas y ráfagas de viento durante los vuelos suborbitales.

Capítulo 5: Conclusión

1. Las cargas útiles experimentales diseñadas registran los valores de aceleración que incidieron en la estructura tipo Cubesat durante las pruebas de vibración en laboratorio en un rango de 14 Hz.
2. Los resultados obtenidos en las pruebas realizadas se ejecutaron de acuerdo con estándares de prueba y verificación empleados en nanosatélites para misiones espaciales.
3. La comparación de resultados entre el sistema de adquisición Photon+ y las cargas útiles experimentales, confirman la necesidad de hacer un rediseño de la electrónica. A fin de mejorar el rango de muestreo y el registro de datos que contribuyan a una mayor resolución en los gráficos.
4. La comparación de resultados entre las pruebas de laboratorio con otras misiones suborbitales presentan niveles de aceleración similares. Esto sin considerar condiciones climáticas de alta atmósfera y ráfagas de viento.

Las cargas útiles experimentales No. 1 y 2 pueden ser empleadas como una carga complementaria para pruebas vibratorias de baja frecuencia. Sin embargo, se requiere el uso de electrónica que sea capaz de medir en valores de frecuencia altos y que cumplan con lo establecido por los estándares de prueba y verificación para nanosatélites.

5.1 Recomendaciones para trabajos a futuro

- Se recomienda la revisión del diseño y arquitectura de la carga útil, a fin de mejorar su rango de muestreo.

- Experimentar con placas de adquisición de datos de bajo consumo, como la tarjeta de evaluación STWIN.
- Realizar simulaciones del comportamiento estructural con base a los estándares de prueba y verificación de nanosatélites.
- Realizar simulaciones del comportamiento estructural en condiciones de vuelo suborbital de la estructura Cubesat 2U de ISIS.
- Realizar el vuelo suborbital para determinar el comportamiento de la estructura en vuelo, y comparar con los resultados simulados.

Referencias

1. Alen Space. (2019). A Basic Guide to Nanosatellites. Alen Space.
2. Díaz Garza, H. (2014). Estructuras de satélites pequeños. En C. Gutierrez Martinez, *Introducción al Diseño de Satélites Pequeños*. Tonantzintla: SOMECYTA-INAOE.
3. Sanlıtürk, K., Süer, M., & Rüstem Aslan, A. (2020). Structural Subsystem. En R. Atem de Carvalho, J. Estela, & M. Langer, *Nanosatellites: Space and ground technologies, operations and economics*. UK: John Wiley & Sons Ltd.
4. Gutiérrez Martínez, C. (s.f.). *Nanosatélites: tecnología espacial al alcance de todos*. Puebla: Instituto Nacional de Astrofísica, Óptica y Electrónica (INAOE).
5. Ley, W., Wittmann, K., & Hallmann, W. (2009). *Handbook of Space Technology*. "Volumen 22 de Aerospace Series". West Sussex, United Kingdom: John Wiley & Sons.
6. Chessab Mahdi, M. (2018). *Attitude Stabilization for CubeSat: Concepts and Technology*. Newcastle: Cambridge Scholars Publishing.
7. Boswell, Evelyn; MSU News Service. (2011). MSU satellite orbits the Earth after early morning launch. MSU News.
8. Ramirez Aguilar, J. A., Santillán Gutierrez, S. D., Romo Fuentes, C., Ferrer Pérez, J. A., Sánchez Medina, E. A., Pérez Guzman, J. A., . . . Sánchez Hernández, D. C. (2014). Capítulo 1: Misión Espacial. En C. Gutierrez Martinez, *Introducción al Diseño de Satélites Pequeños*. Puebla: SOMECYTA: Sociedad Mexicana de Ciencia y Tecnología Aeroespacial, A.C.
9. Antonini, K., Carletti, N., Cuevas, K., Emanuelli, M., Koch, P., León Pérez, L., & Smith, D. (2020). Chapter 20: Mission Examples. En R. Atem de Carvalho, J. Estela, & M. Langer, *Nanosatellites: Space and Ground Technologies, Operations and Economics*. UK: Wiley.

10. Block, J., & Kreuser, J. (2009). Structure and Mechanisms. En W. Ley, K. Wittman, & W. Hallmann, Handbook of Space Technology. UK: John Wiley and Sons Ltd.
11. Abdelal, G., Abuelfoutouh, N., & Gad, A. (2013). Finite Element Analysis for Satellite Structures. Applications to Their Design, Manufacture and Testing. London: Springer.
12. Debes, J., Howard, N., Harrington, R., Cobb, R., & Black, J. (2011). "Small Satellites Sample Paper,". Rapid Build and Space Qualification of Cubesats. SSC11-VII-7: <https://digitalcommons.usu.edu/smallsat/2011/all2011/52/>.
13. Vargas, H., Pedroza, A., Alonso, M., & Aguilar, J. (2014). Capítulo 7: Computadora de vuelo. En C. Gutierrez Martínez, Introducción al Diseño de Satélites Pequeños. Puebla: Sociedad Mexicana de Ciencia y Tecnología Aeroespacial.
14. Seedhouse, E. (2014). Suborbital: Industry at the edge of the space. London: Springer.
15. Bermúdez Reyes, B., Trillaud, F., Velazquez Villegas, F., Remba Uribe, J., Arizmendi Morquecho, A., Caballero Ruíz, A., . . . Santiago Cruz, L. (2018). Chapter 10: Suborbital Flight: An affordable and feasible option for Mexican Aerospace Development. En G. Dekoulis, Space Flight. London: BoD – Books on Demand.
16. Mendoza Bárcenas, M., Prieto Meléndez, R., Santiago Cruz, L., Trillaud, F., Espinosa Calderón, A., Herraiz Sarachaga, M., & Velázquez Villegas, F. (2017). Módulo experimental de carga útil "SADM'-1" para fines de exploración atmosférica. SOMI: Congreso de Instrumentación, 19.
17. Madry, S., Martinez, P., & Laufer, R. (2018). Innovative Design, Manufacturing, and Testing of Small Satellites. Cham: Springer Praxis Books.
18. High Altitude Science. (20 de Abril de 2020). High Altitude Science. Obtenido de Intro to Weather Balloons: <https://www.highaltitudescience.com/pages/intro-to-weather-balloons>
19. National Weather Service - National Oceanic and Atmospheric Administration. (20 de 04 de 2020). National Weather Service. Obtenido de

https://www.weather.gov/bmx/kidscorner_weatherballoons

20. Sóbester, A., Czerski, H., Zapponi, N., & Castro, I. (2013). Notes on Meteorological Balloon Mission Planning. AIAA Balloon Systems (BAL) Conference, 15.
21. Baumgartl, R., Henjes, C., Hulsbusch, U., Grillenbeck, A., Kugler, H., Ley, W., & Schneider, A. (2009). Environmental Tests and Basic Concepts. En W. Ley, K. Wittmann, & W. Hallmann, Handbook of Space Technology. UK: John Wiley & Sons Ltd.
22. Masui, H. (2014). Vibration Test. Test Plan and Procedure. Kyushu: Kyushu Institute of Technology.
23. Larson, W. J., & Wertz, J. R. (1999). Space Mission Analysis and Design. El Segundo, California: Kluwer Academic Publishers.
24. Rao, S. S. (2012). Vibraciones Mecánicas. México: Pearson Educación.
25. Arduino. (25 de Mayo de 2020). Arduino. Obtenido de Download the Arduino IDE: <https://www.arduino.cc/en/main/software>
26. ISO: International Organization for Standardization. (s.f.). ISO 17770:2017 - Space systems — Cube satellites (CubeSats). Switzerland: ISO.
27. ISO: International Organization for Standardization. (2002). ISO-CD 19683 Space Systems - Design Qualification and Acceptance Tests of Small-scale Satellites and Units Seeking Low-cost and Fast-Delivery. Switzerland: ISO.
28. Nakaya, K., Tsurumi, S., Sawada, H., Mori, M., Ui, K., Hodoshima, R., . . . Matunaga, S. (21 de 08 de 2013). Titech Cansat Project 2000: Sub-Orbital Flight and Balloon Experiment. Tokyo, Japon.: Dept. of Mechanical and Aerospace Engineering. Tokyo Institute of Technology.
29. Davis, J., Reynolds, A., Anklesaria, Y., Pernicka, H., & Schmidt, J. (2019). SSC19-WP1-03 Development of High-Altitude Balloon Cubesat Platform for Small Satellite Education and Research. 9.